

МИНИСТЕРСТВО ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ СССР

**РУКОВОДСТВО
ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ И
ПИЛОТИРОВАНИЮ САМОЛЕТОВ
ТИПА Ту-104 С ДВИГАТЕЛЯМИ
РД-3М-500**

РЕДАКЦИОННО-ИЗДАТЕЛЬСКИЙ ОТДЕЛ

МОСКВА

1966



П Р И К А З

МИНИСТРА ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ
СОЮЗА ССР

№ 599

16 сентября 1966 г.

Москва

О введении в действие «Руководства по летной эксплуатации и пилотированию самолетов типа Ту-104 с двигателями РД-3М-500».

1. Ввести в действие «Руководство по летной эксплуатации и пилотированию самолетов типа Ту-104 с двигателями РД-3М-500», согласованное с Генеральным конструктором самолета.

2. Признать утратившими силу: приказ ГУГВФ от 6 апреля 1960 г. № 200 и приказ МГА от 25 декабря 1964 г. № 333, а также отдельные ранее изданные указания по летной эксплуатации самолетов типа Ту-104.

*Первый заместитель министра
гражданской авиации Г. СЧЕТЧИКОВ*

О П Е Ч А Т К И

Страница	Строка	Напечатано	Должно быть
71	12-я снизу	(рис. 20 и 21)	(рис. 22 и 23)
90	5-я снизу	(см. таблицу режимов набора 13)	(см. таблицу режимов набора 12)

Утверждаю.
Первый заместитель министра
гражданской авиации
Г. Счетчиков
16 сентября 1966 г.

Согласовано.
Заместитель Генерального
конструктора
Д. Марков
14 сентября 1966 г.

РУКОВОДСТВО

ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ И
ПИЛОТИРОВАНИЮ САМОЛЕТОВ
ТИПА Ту-104 С ДВИГАТЕЛЯМИ
РД-3М-500

ВВЕДЕНИЕ

Модификация самолета Ту-104 в другие варианты вызвала некоторые особенности у каждого из этих вариантов, главным образом в части загрузки и центровки.

В настоящее время на эксплуатации в гражданской авиации находятся самолеты: Ту-104 на 50 пассажирских мест, Ту-104А на 70 мест, Ту-104Д на 85 мест,



Рис. 1.

Ту-104Б и Ту-104В на 100 мест. Самолеты Ту-104В и Ту-104Д переоборудованы из самолетов Ту-104А и по существу отличаются только количеством пассажирских мест.

Во всех случаях, когда изменения летных данных, а также особенности эксплуатации оборудования в какой-то степени могут влиять на безопасность полета, они приводятся в настоящем Руководстве и выделены в тексте для каждой модификации отдельно. Остальные рекомендации и указания, приведенные в Руководстве, являются общими для всех пяти модификаций самолетов: Ту-104, Ту-104А, Ту-104Б, Ту-104В и Ту-104Д.

ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ И ОГРАНИЧЕНИЯ ДЛЯ САМОЛЕТОВ Ту-104, Ту-104А, Ту-104Б, Ту-104В и Ту-104Д

№		Ту-104	Ту-104А	Ту-104Б	Ту-104В	Ту-104Д
Весовые данные						
1	Количество пассажирских мест	50	70	100	100	85
2	Взлетный вес, кг	74500	76000	76000	76000	76000
3	Нормальный посадочный вес, кг	53000	61000	61000	61000	61000
4	Максимально допустимый посадочный вес (в отдельных случаях), кг	58000	64000	64000	64000	64000
5	Вес пустого самолета (средний), кг	42080	41600	42500	41750	41600
6	Коммерческая нагрузка (максимально допустимая), кг	5200—9000	12000	12000	12000	12000
Геометрические данные						
1	Длина самолета, м	38,85	38,85	40,06	38,85	38,85
2	Размах крыла, м	34,54	34,54	34,54	34,54	34,54
3	Высота самолета, м	11,9	11,9	11,9	11,9	11,9
4	Максимальный диаметр фюзеляжа, м	3,5	3,5	3,5	3,5	3,5
5	Колея шасси, м	11,325	11,325	11,325	11,325	11,325
6	База шасси, м	14,1	14,1	15,323	14,1	14,1
7	Объем багажных помещений, м ³	15,9	13	28	11	13

	Ту-104	Ту-104А	Ту-104Б	Ту-104В	Ту-104Д
Летные данные					
1	Крейсерская скорость, км/час	750—800	750—800	750—800	750—800
2	Скорость отрыва, км/час	295	305	305	305
3	Посадочная скорость с нормальным посадочным весом, км/час	225	250	250	250
4	Посадочная скорость при максимально допустимом посадочном весе, км/час	240	260	260	260
5	Длина разбега при $\delta_3=10^\circ$, м	1970	2200	2200	2200
6	Длина пробега, м	1600	1850	1850	1850
7	Длина пробега с применением тормозного парашюта, м	1200	1450	1450	1450
8	Число М крейсерского полета	0,73—0,75	0,73—0,75	0,73—0,75	0,73—0,75
9	Максимально допустимое число М в крейсерском полете при отсутствии болтанки	0,77	0,77	0,77	0,77
10	Допустимое число М при экстренном снижении	0,86	0,86	0,85	0,86
11	Предельно задняя центровка в полете, % САХ	27,5	27,5	25,5	27,5

Для всех модификаций

- 12 Скорость выпуска тормозного парашюта не более 270 км/час.
- 13 Скорость выпуска закрылков — 340 км/час, но не более 380 км/час.
- 14 Скорость выпуска шасси—360 км/час, но не более 400 км/час.
- 15 Предельная боковая составляющая ветра на посадке:
 - посадка с выключением подветренного двигателя — 14 м/сек;
 - посадка без выключения двигателя — 12 м/сек;
 - посадка на мокрую или обледеневшую полосу—8 м/сек.
- 16 Предельная приборная скорость при полете в болтанку не должна превышать:
 - при весе 70 т — 540 км/час;
 - при весе 60 т — 500 км/час.
- 17 Максимальная приборная скорость в горизонтальном полете не должна превышать:
 - для полетных весов до 68500 кг на высотах от 0 до 6250 м — 675 км/час;

- 18 — для полетных весов от 68500 кг до 76000 кг на высотах от 0 до 7000 м — 635 км/час.
- Предельно допустимые углы крена:
- в визуальном полете — не более 20—30°;
 - в полете по приборам — не более 20°;
 - максимально допустимые углы крена на высотах до 6000 м — 45°.

ГЛАВА I

ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ

Перед каждым полетом, независимо от его продолжительности, в целях обеспечения безопасности и экономичности его выполнения экипаж самолета обязан тщательно провести предполетную подготовку в полном объеме.

Предполетная подготовка состоит из следующих основных элементов:

1. Составление плана полета, расчет загрузки и потребного количества топлива для заданного расстояния, высоты и ветра.

2. Проверка заправки самолета топливом в соответствии с расчетом по плану полета.

3. Проверка взлетного веса и размещения загрузки в соответствии с установленными пределами центровок для каждой модификации самолета по форме РЦЗ-1.

4. Расчет длины разбега самолета в зависимости от взлетного веса и условий старта.

5. Изучение метеорологической обстановки по маршруту: положения тропопаузы, наличия зон атмосферной турбулентности, данных вертикального зондирования атмосферы и бортовой погоды.

6. Предполетный осмотр и проверка материальной части самолета и его оборудования экипажем.

7. Получение формуляров самолета и двигателей, проверка ресурсов самолета и двигателей и соответствия произведенного технического обслуживания налету самолета.

I. РАСЧЕТ НАИВЫГОДНЕЙШИХ РЕЖИМОВ ПОЛЕТА

1. Ограничения по высоте и скорости полета

Полеты на самолетах Ту-104, Ту-104А, Ту-104Б, Ту-104В и Ту-104Д разрешается производить на высотах в зависимости от полетного веса, как это указано в таблице 1 и на рис. 2.

В этой таблице даны величины допускаемых высот полета в зависимости от полетного веса и значения минимальных крейсерских скоростей по прибору на соответствующих высотах.

Полеты по маршруту на высотах предельно допустимых и близких к ним необходимо выполнять на крейсерских скоростях, соответствующих числам $M=0,73-0,75$; эти скорости близки к наивыгоднейшим по расходу

Таблица 1

Полетный вес, т	Предельно допустимая высота полета не более, м	Скорость крейсерского полета по прибору не менее, км/час
70—72	10000	480
65	10500	465
60	11000	450
55	11500	440

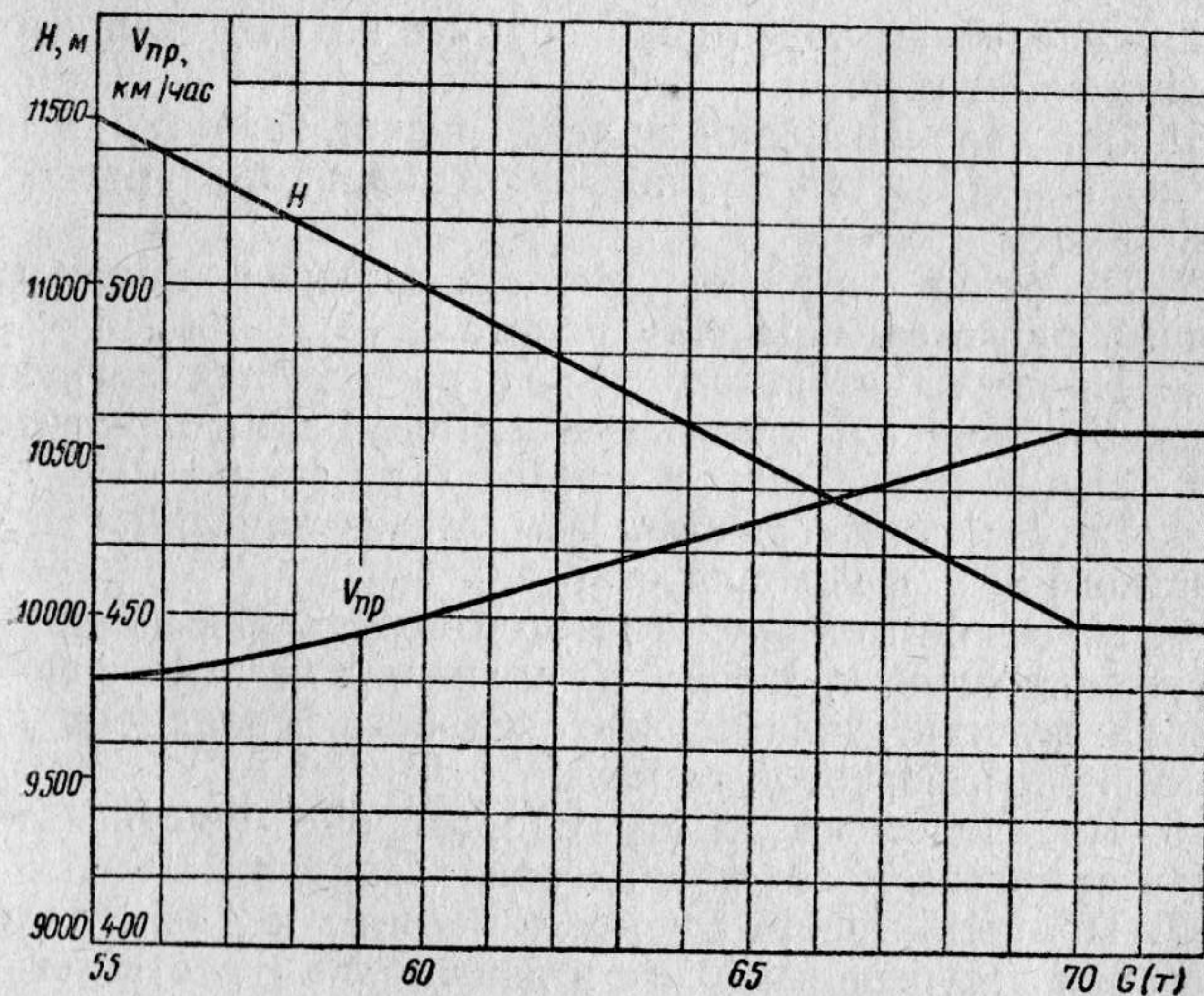


Рис. 2. Предельно допустимые высоты и минимально допустимые крейсерские скорости полета по прибору в зависимости от полетного веса самолета

топлива, а также обеспечивают необходимую безопасность полета и достаточный запас устойчивости на случай внезапного воздействия на самолет вертикального порыва.

Предельное значение числа M , которое запрещается превышать в любых случаях полета и которое может иметь место только в режиме экстренного (аварийного) снижения, для самолетов Ту-104, Ту-104А, Ту-104В и Ту-104Д — 0,86, а для Ту-104Б — 0,85.

Предупреждения: 1. При скоростях полета, соответствующих числу $M=0,83-0,85$ и более, на самолетах типа Ту-104 имеет место обратная реакция по крену на отклонение руля направления. Это явление, характерное для самолетов со стреловидными крыльями в условиях полета при больших числах M , связано с различным влиянием скольжения на несущую способность «впереди идущего» и «отстающего» полукрыльев и выражается в том, что на указанных скоростях при отклонении правой педали самолет кренится влево, при отклонении левой педали — вправо.

Во избежание возникновения обратной реакции на больших числах M (при экстренном снижении самолета) пилотировать самолет нужно без отклонения педалей, устраняя крен только элеронами, которые сохраняют при этом достаточную эффективность.

Во всем установленном диапазоне крейсерских скоростей имеет место прямая (обычная) реакция самолета по крену на отклонение руля направления.

2. Для полетного веса самолета от 68,5 до 76 т на высотах полета от 0 до 7000 м максимально допустимая приборная скорость должна быть не более 635 км/час, и для полетного веса менее 68,5 т при полете на высотах от 0 до 6250 м приборная скорость должна быть не более 675 км/час.

2. Определение наивыгоднейшей высоты полета

Высоту, наивыгоднейшую для полета, можно определить по двум различным признакам:

- по минимуму расхода топлива;
- по минимуму себестоимости перевозок.

Применение первого или второго принципа зависит от задания на полет и конкретных условий его выполнения.

1) Для самолетов типа Ту-104 расход топлива значительно уменьшается по мере увеличения высоты полета. Поэтому даже на коротких участках маршрута — менее 600 км — наименьший расход топлива получается при таком профиле полета, который состоит из участков набора высоты и снижения, без перехода в режим горизонтального полета. Для этих случаев наивыгодней-

шей по расходу топлива будет наибольшая высота, после набора которой оставшееся расстояние по маршруту можно пролететь за время снижения. Соответствующие данные для полетов в штиль приведены в таблице 2.

Таблица 2

Расстояние, км	100	200	300	400	500
Наибольшая высота в штиль, м	3000	5000	6600	7800	9000
Продолжительность полета, мин	20	29	38	47	56
Расход топлива, т	2,8	3,6	4,4	5,1	5,7

2) Для полетов на короткие расстояния с коммерческим грузом наивыгоднейшую высоту в большинстве случаев следует определять по минимуму себестоимости перевозок. В определении себестоимости перевозок, кроме расхода топлива, учитывается еще продолжительность полета, от которой зависят расходы по амортизации материальной части. На коротких расстояниях продолжительность полета увеличивается по мере увеличения высоты более наивыгоднейшей.

Увеличивается также и себестоимость перевозок, несмотря на уменьшение расхода топлива.

Наивыгоднейшие высоты, использование которых дает минимум себестоимости перевозок, приведены в таблице 3.

Таблица 3

Расстояние, км	200	400	600	800	1000	1500	2000
Наивыгоднейшая высота, м	4000	6000	7000	8000	8800	10000	10500
Продолжительность полета, час, мин	0,28	0,45	0,58	1,14	1,30	2,06	2,42
Расход топлива, т	3,7	5,4	6,7	8,0	9,3	12,2	15,0
Себестоимость перевозок, %	208	153	133	121	115	105	100

3) На участках маршрута большой протяженности наименьший расход топлива получается при выполнении полета по наивыгоднейшим высотам (с постепен-

ным набором высоты по мере выгорания топлива). Выполнение полета по наивыгоднейшим высотам возможно в тех случаях, когда командир корабля не связан условиями эшелонирования самолетов по высоте (в соответствии с действующим НПП).

4) На участках маршрута большой протяженности полеты в штиль выгоднее выполнять на большой высоте. Большие высоты предпочтительнее как по расходу топлива, так и по себестоимости перевозок. Но при этом высоты полета не должны выходить из установленных пределов, указанных в таблице 1.

5) В тех случаях, когда изменение составляющей скорости ветра ($W-V$) превышает 50 км/час на тысячу метров высоты, наивыгоднейшая высота может быть и меньше значений, указанных в таблице 3.

Определение величины ($W-V$) можно произвести по данным таблицы 4. Угол ветра, необходимый для пользования таблицы 4, определяется обычными способами, принятыми в штурманских расчетах.

Примечания к таблице 5. 1. Все данные указаны для высот при стандартной температуре.

2. Повышение температуры на 5° против стандартной требует увеличения оборотов двигателя на 40 об/мин и увеличение часового расхода топлива на 1% при той же скорости по прибору.

3. Определение наивыгоднейшей скорости полета

Наивыгоднейшая скорость полета так же, как и наивыгоднейшая высота, в зависимости от условий выполнения конкретного рейса может быть определена или по минимуму расхода топлива или по минимуму себестоимости перевозок.

1) Скорости в горизонтальном полете приводятся в таблице режимов горизонтального полета (таблица 5).

В этой таблице в левой вертикальной колонке даны группы режимов полета с наименьшей крейсерской скоростью. В ней указаны скорости по прибору ($V_{\text{приб.}}$), воздушные скорости (V), обороты двигателей (n) и часовые расходы топлива (Q) в горизонтальном полете на различных высотах с различными полетными весами.

В правой вертикальной колонке даны режимы полета с наибольшей крейсерской скоростью с числом $M < 0,75$.

2) Скорости, при которых получается минимальная

Таблица для определения $W-V$ для самолетов с крейсерскими воздушными скоростями 700—900 км/час

Угол ветра (в градусах)		Скорость ветра, км/час									
		20	40	60	80	100	120	140	160	180	200
0	360	20	40	60	80	100	120	140	160	180	200
5	355	20	40	60	80	100	120	140	159	179	199
10	350	20	39	59	79	98	118	138	157	176	195
15	345	20	39	58	77	96	115	135	153	172	191
20	340	19	38	56	75	93	112	131	148	167	185
25	335	18	36	54	72	89	107	125	142	159	177
30	330	17	35	51	68	84	101	119	134	151	167
35	325	16	33	48	64	79	95	111	126	141	155
40	320	15	31	45	59	74	88	102	115	130	142
45	315	14	28	41	54	67	80	92	104	118	128
50	310	13	25	37	49	60	72	82	92	105	114
55	305	12	22	32	43	53	63	71	80	90	98
60	300	10	19	28	37	45	53	60	67	75	81
65	295	9	16	23	30	37	43	48	53	59	63
70	290	7	12	18	24	28	32	36	40	43	46
75	285	5	9	13	17	20	22	24	27	28	28
80	280	4	6	8	10	11	12	12	13	11	9
85	275	2	2	3	3	2	1				

Полупный ветер +

Попутный ветер +

		0 1 4 9									
90	270	0	1	3	4	6	8	11	15	20	26
95	265	2	5	7	11	15	19	24	29	36	43
100	260	4	8	12	18	24	30	36	43	51	61
105	255	5	12	18	24	32	39	48	57	67	78
110	250	7	15	23	31	40	49	59	69	80	92
115	245	9	18	27	37	48	58	70	82	94	107
120	240	10	21	32	43	55	67	80	93	105	119
125	235	12	24	36	48	62	75	89	104	117	132
130	230	13	26	40	54	69	83	98	113	127	143
135	225	14	28	44	59	75	90	106	122	137	154
140	220	15	31	47	63	80	96	112	129	146	164
145	215	16	32	49	67	85	101	118	136	153	172
150	210	17	34	52	70	89	106	124	142	160	180
155	205	18	36	54	73	92	110	128	147	166	186
160	200	19	37	56	75	95	114	133	152	171	192
165	195	19	39	58	78	97	117	136	155	175	195
170	190	20	40	59	79	99	119	138	158	178	198
175	185	20	40	60	80	100	120	140	160	180	200
180	180	20	40	60	80	100	120	140	160	180	200

Встречный ветер -

Крейсерские режимы горизонтального полета для самолетов
Ту-104, Ту-104А, Ту-104Б, Ту-104В и Ту-104Д

Полетный вес, т	Наименьшая скорость крейсерского режима				Высота, км	Наибольшая дальность полета				Высота, км	Наибольшая скорость крейсерского режима			
	$V_{\text{приб.}}$ км/час	V км/час	n об/мин	Q т/час		$V_{\text{приб.}}$ км/час	V км/час	n об/мин	Q т/час		$V_{\text{приб.}}$ км/час	V км/час	n об/мин	Q т/час
75	—	—	—	—	11	—	—	—	—	11	—	—	—	—
	—	—	—	—	10	—	—	—	—	10	—	—	—	—
	493	761	6160	5,28	9	514	794	4185	5,48	9	535	823	4220	5,73
	490	718	6095	5,25	8	523	768	4125	5,56	8	571	835	4215	6,23
	485	677	4045	5,31	7	536	747	4100	5,75	7	607	845	4220	6,84
70	483	640	3975	5,38	6	550	730	4060	5,98	6	635	841	4180	7,28
	—	—	—	—	11	—	—	—	—	11	—	—	—	—
	—	—	—	—	10	—	—	—	—	10	—	—	—	—
	480	780	4170	4,97	9	496	805	4200	5,08	9	500	812	4210	5,17
	479	736	4105	4,87	8	502	776	4130	5,09	8	535	823	4185	5,54
65	477	693	4035	4,91	7	512	751	4080	5,22	7	571	835	4180	6,08
	473	655	3990	4,94	6	526	733	4060	5,43	6	607	845	4190	6,64
	466	619	3920	5,04	—	539	715	4020	5,65	—	635	841	4165	7,12
	—	—	—	—	11	—	—	—	—	11	—	—	—	—
	—	—	—	—	10	—	—	—	—	10	—	—	—	—
60	462	752	4105	4,48	9	482	784	4130	4,69	9	500	812	4170	4,91
	458	709	4045	4,47	8	491	757	4075	4,73	8	535	823	4155	5,34
	455	668	3980	4,55	7	502	737	4030	4,91	7	571	835	4150	5,85
	452	630	3920	4,58	6	516	720	4010	5,13	6	607	845	4160	6,48
	450	596	3880	4,71	—	528	701	3970	5,31	—	645	857	4170	7,15
55	440	755	4060	3,82	11	449	770	4070	3,89	11	466	800	4110	4,13
	435	708	3980	3,81	10	458	745	4010	3,97	10	500	812	4090	4,48
	431	666	3920	3,84	9	469	723	3965	4,13	9	535	823	4085	4,92
	428	628	3850	3,91	8	480	705	3930	4,29	8	571	835	4085	5,52
	425	604	3860	4,25	7	491	686	3910	4,46	7	607	845	4090	6,09
50	422	571	3825	4,38	6	501	667	3885	4,71	6	645	857	4120	6,81
	440	755	4010	3,56	11	440	755	4010	3,56	11	466	800	4070	3,88
	435	708	3935	3,61	10	444	723	3950	3,66	10	500	812	4050	4,31
	431	666	3870	3,61	9	455	705	3910	3,81	9	535	823	4050	4,77
	428	628	3850	3,88	8	466	686	3875	3,97	8	571	835	4060	5,33
45	425	604	3860	4,15	7	476	667	3855	4,17	7	607	845	4075	5,93
	422	571	3825	4,38	6	495	657	3850	4,47	6	645	857	4100	6,65

$V_1 = \text{const}$ на всех высотах
(для одинакового веса)

Минимальный
километровый расход
топлива

Число $M < 0,75$

себестоимость перевозок, различны для коротких и длинных участков рейса: на участках рейса более 2500 км необходимо держать режим, близкий к минимуму расхода топлива; полеты на меньшие расстояния выгоднее выполнять на повышенной скорости, соответствующей числу $M=0,75$.

Километровый расход топлива в полетах на режиме с числом $M=0,75$ в большинстве случаев превышает минимальный, но увеличение скорости сокращает летное время и связанные с ним расходы по амортизационным отчислениям. В результате этого происходит снижение себестоимости полета и тонно-километра.

4. Расчет скорости полета для прибытия по расписанию

В расписании движения самолетов задается время полета между двумя аэропортами. При этом время полета отсчитывается от момента взлета до момента приземления. По заданному в расписании времени и известному расстоянию можно определить среднюю скорость полета, которая не будет равняться фактической скорости ни на одном из этапов полета. Весь полет от одного аэропорта до другого состоит из пяти основных этапов:

- 1) взлет и разворот на курс;
- 2) набор высоты по маршруту;
- 3) горизонтальный полет по маршруту;
- 4) снижение по маршруту;
- 5) заход на посадку.

За время первого и пятого этапов самолет, как правило, затрачивает летное время непроизводительно, потому что все маневры, связанные с выполнением этих этапов полета, производятся в районе аэропортов. Затрата времени на этих этапах зависит от курса подхода к аэродрому и принятой схемы захода на посадку. В среднем для расчетов можно принимать непроизводительную затрату времени 8 минут.

Набор высоты и снижение в обычных случаях производятся по маршруту, но на меньшей, по сравнению с горизонтальным полетом, скорости. Разность средней скорости горизонтального полета и средней скорости в режимах набора высоты и снижения позволяет вычис-

лить дополнительное время. Для постоянных режимов набора высоты и снижения дополнительное время зависит только от высоты полета.

Дополнительная затрата времени «набор—снижение» составляет примерно 8 минут и практически не зависит от высоты эшелона. Среднее время маневрирования после взлета и при заходе на посадку 8 минут. Таким образом, общая дополнительная затрата времени составляет 16 минут.

Остальное время, указанное в расписании движения самолетов, затрачивается для полета на заданном эшелоне на всем протяжении маршрута с расчетом на полное расстояние от аэропорта вылета до аэропорта посадки.

Путевая скорость в горизонтальном полете в таком случае вычисляется по формуле:

$$W = \frac{S}{T_{\text{расп}} - \Delta t},$$

где:

- S — расстояние от аэропорта вылета до аэропорта посадки;
- $T_{\text{расп}}$ — время от взлета до посадки, заданное расписанием;
- Δt — дополнительное летное время на «набор—снижение» и время, затрачиваемое на маневрирование самолета после взлета и перед посадкой.

Вычислив по этой формуле путевую скорость и определив по таблице 4 и прогнозу погоды составляющую встречного или попутного ветра на высоте полета U , нужно вычислить воздушную скорость V по формуле: $V = W \pm U$. Затем для вычисленной воздушной скорости нужно подобрать соответствующий режим горизонтального полета из таблицы 5.

II. РАСЧЕТ ЗАПРАВКИ И ЗАПРАВКА САМОЛЕТА ТОПЛИВОМ

1. Расчет заправки топливом

- 1) Количество топлива, которое необходимо иметь перед вылетом, определяется как сумма:
— расхода топлива в полете от момента взлета до момента посадки; расход топлива в полете для самолета

Ty-104 определяется по графику на рис. 3, а для Ty-104А, Ty-104В, Ty-104Д и Ty-104Б — на рис. 4;

— расхода топлива за время работы двигателей на земле до взлета и после посадки по 45 кг в минуту;

— невырабатываемого остатка топлива в количестве 250 кг;

— навигационного запаса топлива в количестве не менее 5400 кг.

2) Расход топлива в полете от момента взлета до момента посадки составляется из расхода, потребного на взлет, разгон самолета, разворот на курс, набор высоты, горизонтальный полет, снижение и заход на посадку. Расход топлива в полете зависит от высоты и скорости полета, от полетного веса и ветра.

Расход топлива на всех перечисленных этапах полета учтен при составлении графиков «Общего расхода топлива в полете» (рис. 3 и 4). Скорости при составлении графиков приняты такие, на которых расход топлива в горизонтальном полете больше минимального на 1%.

Порядок определения расхода топлива в полете по графикам показан на рис. 3 и 4 пунктирными стрелками. Величину составляющей ветра ($W-V$) нужно определить предварительно по таблице 4.

3) Расход топлива в полете на крейсерском режиме с числом $M=0,75$ на высотах 6, 7, 8 и 9 км больше, чем на режимах, для которых составлены графики (рис. 3 и 4). Увеличение расхода топлива для различных высот полета приводится в таблице 6.

Таблица 6

Увеличение общего расхода топлива в полете на режиме с числом $M = 0,75$

Высота полета, км	6	7	8	9
Увеличение общего расхода топлива, %	13	9	5	1

Если для полета на высоте 8000 м отсчитанный по графику на рис. 3 или 4 расход топлива составляет 20 т, то для этого же полета на режиме с числом $M=0,75$ потребуется расходовать на 5% больше, т. е. 21 т.

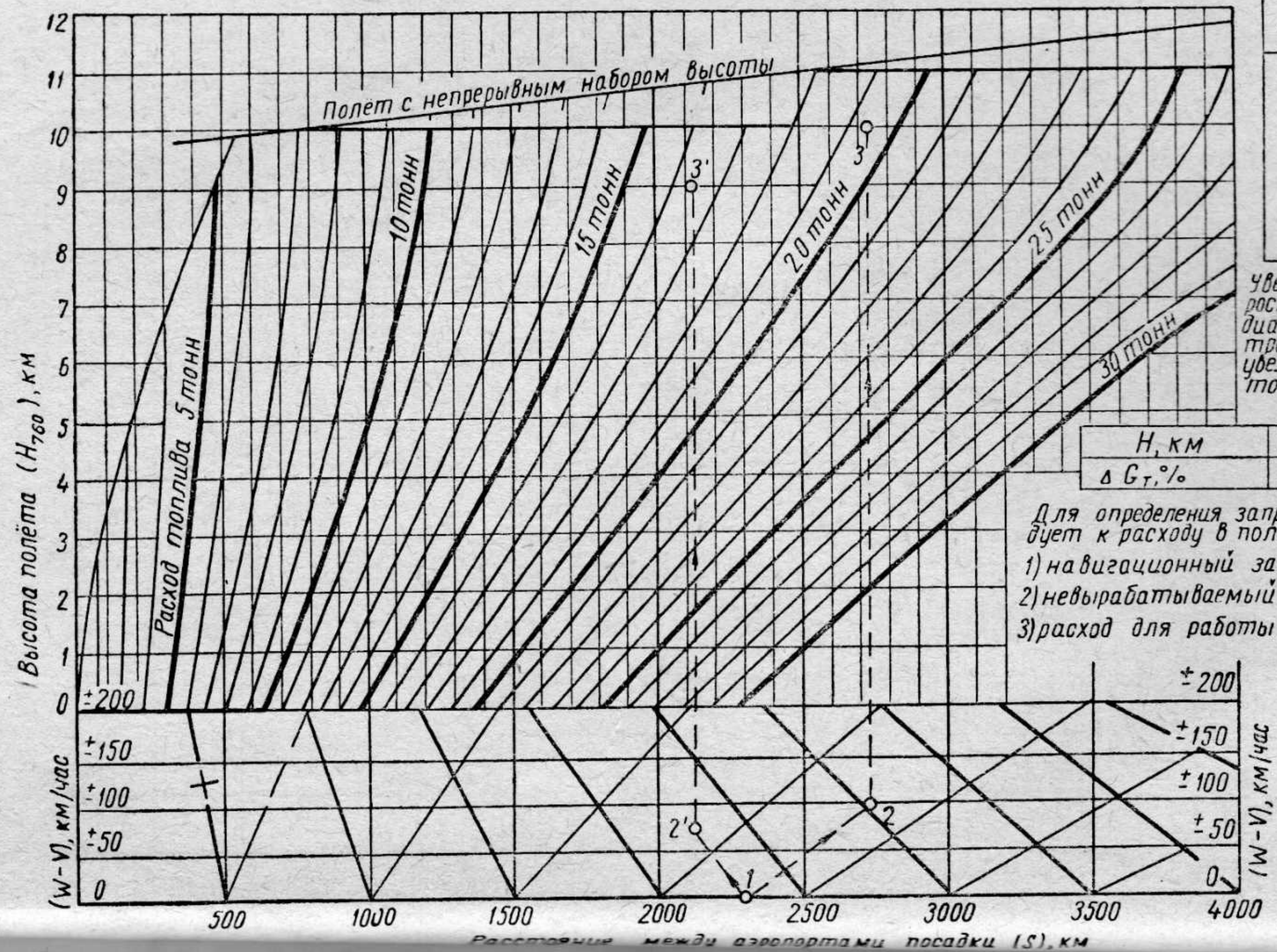
Диапазон крейсерских скоростей, для которого рассчитан график общего расхода топлива в полете

H, км	Vприб, км/час	
	от	до
10	460	500
9	460	515
8	465	535
7	475	560
6	485	575
5	490	590
3	495	620
1	525	635

Увеличение крейсерской скорости против указанного диапазона до числа $M=0,75$ требует следующего увеличения общего расхода топлива %

H, км	10	9	8	7	6
$\Delta G_T, \%$	0	1,5	3,0	4,5	6,0

Для определения заправки топлива следует к расходу в полете прибавить:
 1) навигационный запас.....кг;
 2) невырабатываемый остаток 250кг;
 3) расход для работы на земле по 45 кг/мин.



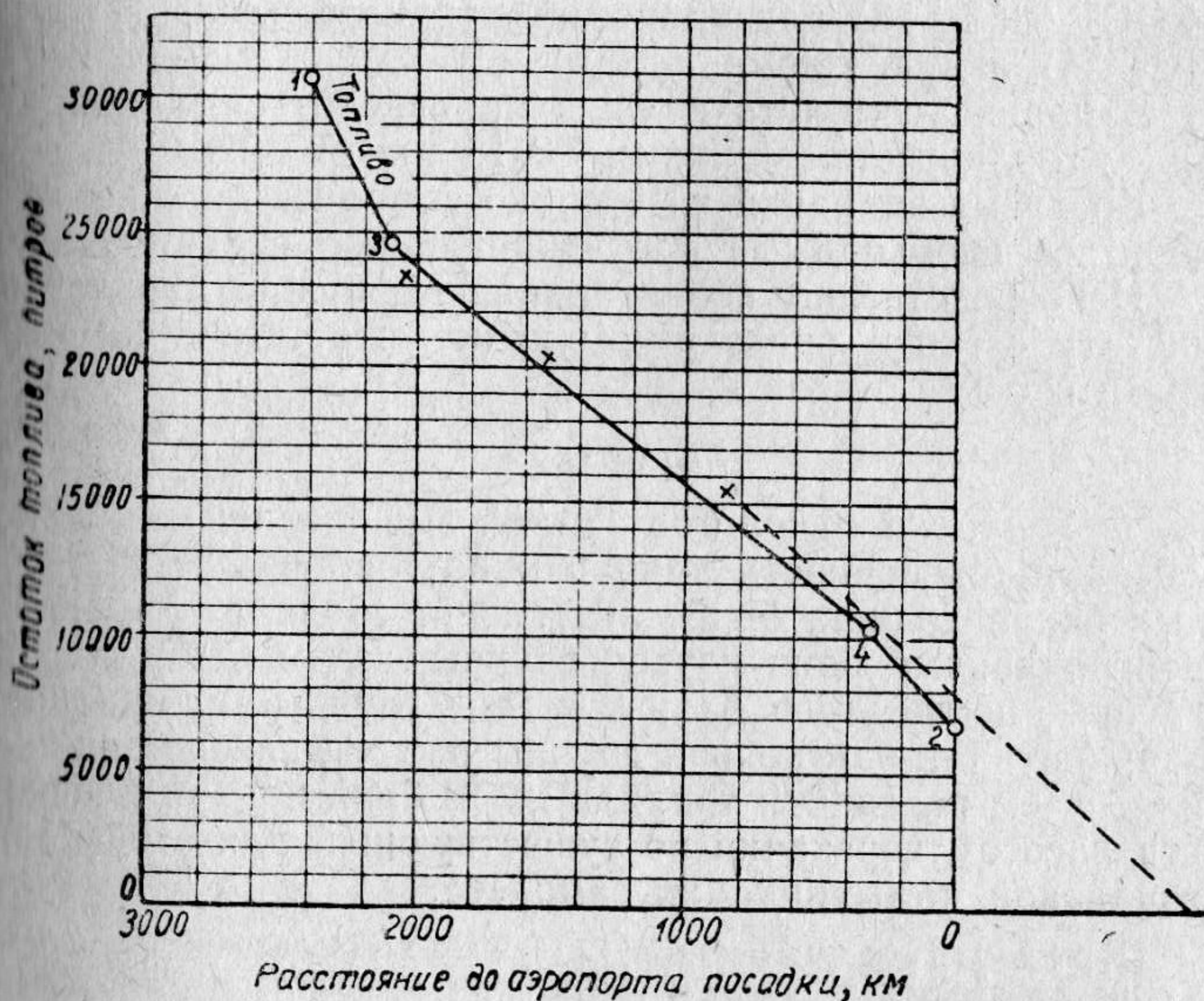


Рис. 5. Контроль расхода топлива и времени по расписанию

2. Заправка самолета топливом

Общие положения

В качестве топлива для двигателей должны применяться:

а) Основное топливо — керосин Т-1 или ТС-1 (ГОСТ 10227—62) и ТС-1Г (МРТУ12Н № 36—63).

Топливо должно быть предварительно отфильтровано через фильтры тонкой очистки, согласно действующей инструкции.

Для предотвращения обледенения фильтров и других агрегатов топливной системы, а также образования кристаллов льда в баках при отрицательных температурах наружного воздуха в топливо необходимо вводить жидкость «И» в количестве 0,1% (по объему).

б) Пусковое топливо — авиационный бензин Б-70 (ГОСТ 1012—54) с примесью 1% (по весу) масла МК-8

(ГОСТ 6457—53) или трансформаторного масла (ГОСТ 982—56) любой марки.

Заправка самолета должна производиться, как правило, топливозаправщиками ТЗ-16 или ТЗ-22.

Во время заправки на стоянке самолета должны находиться необходимые противопожарные средства.

Непосредственно перед заправкой нужно проверить чистоту сетки в пистолетном кране, отсутствие на ней грязи и слить отстой из ТЗ.

Заправка

1. *Заправка самолетов Ту-104.* При полной заправке самолета очередность заправки по горловинам топливных баков должна быть следующей: сначала заправить центропланные баки первой группы, затем баки второй группы, после этого баки третьей группы, и, наконец, заправить 5-й бак первой группы из топливозаправщика или путем перекачки топлива из 10 бака правой плоскости насосом перекачки по существующей для этой цели топливной коммуникации самолета.

Предупреждение. Во избежание опускания самолета Ту-104 на хвостовую опору категорически запрещается заправлять топливо в хвостовой бак № 5, если центропланные баки первой группы не заправлены.

2. *Заправка самолетов Ту-104А, Ту-104В, Ту-104Д и Ту-104Б.* В отличие от самолетов Ту-104 на самолетах Ту-104А, Ту-104Б, Ту-104В и Ту-104Д в топливной системе нет хвостового бака и установлены дополнительные баки в крыле, вследствие чего изменены система автоматического расходования топлива и порядок заправки групп топливных баков.

При заправке самолетов очередность заправки групп топливных баков обратна расходованию топлива в полете из этих групп.

Порядок заправки баков следующий: 4-я группа, 3-я группа, 1-б группа (5000 л), 2-я группа. Остальное количество топлива, необходимое для выполнения рейса, заправляется в группу 1-а. Если требуется заправить все баки полностью, то порядок заправки может быть произвольным или одновременно нескольких групп; необходимо только начинать заправку с первой группы. Количество заправляемого топлива контролируется показаниями топливомеров керосинозаправщика.

3. Указание о порядке заправки баков и количестве топлива, которое требуется заправить в баки, в каждом конкретном случае дает бортмеханик или другой член экипажа, которому поручено командиром корабля организовать заправку.

4. С целью предупреждения возможных случаев переполнения топливных баков при их заправке, что может привести к расслоению резины баков, заправку самолетов топливом необходимо производить с обязательным применением заправочных поплавков.

Примечание. При необходимости выполнять рейс на полную дальность в отдельных случаях по решению командира корабля или командира отряда разрешается заправлять крыльевые группы баков по заливную горловину; при этом вначале заправку следует производить по заправочным поплавкам и непосредственно перед вылетом дозаправлять баки так, чтобы уровень топлива не был выше 30 мм от верхнего обреза заправочной горловины.

Контроль за заправкой осуществляет бортмеханик самолета.

III. ЗАГРУЗКА И ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА

При определении веса пассажирского багажа, почты и груза приняты следующие данные для одного кубического метра:

пассажирского багажа	120 кг/м ³ ,
почты	270 кг/м ³ ,
груза	300 кг/м ³ .

Количество продуктов питания, белья и литературы необходимо рассчитывать по норме:

- продукты питания — 1 кг на 1 пассажира,
- белье, литература — 0,8 кг на 1 пассажира.

После загрузки самолета грузами и багажом бортмеханик самолета должен проконтролировать крепление грузов и наличие установленных сеток в багажниках.

Бортпроводникам в полете необходимо строго следить за перемещением пассажиров, не допуская скопления их в заднем вестибюле самолета. Экипажу следует учитывать, что создание более передней центровки повышает устойчивость и управляемость самолета, особенно при полетах в зонах атмосферной турбулентности. Командирам кораблей и вторым пилотам строго следить

за соответствием установленных эксплуатационных центров, не допуская отклонений при загрузке.

Вес допустимой коммерческой загрузки следует определять, исходя из нормального посадочного веса, который должен быть к моменту прилета в аэропорт назначения, с учетом потребного на полет количества топлива, веса экипажа и других грузов.

При различных условиях эксплуатации, в полетах без загрузки, с неполной загрузкой, при перегонке самолета, при выполнении учебных полетов и т. д., для создания рекомендованной центровки разрешается пользоваться балластом.

1. Самолет Ту-104

Предельные центровки для эксплуатации

1. Предельно передняя центровка на взлете — не менее 19% САХ.

2. Предельно передняя центровка при посадке с выпущенным шасси — не менее 22% САХ (что соответствует центровке самолета 23,5% САХ с убраным шасси).

3. Предельно допустимая задняя центровка в полете — не более 27,5% САХ.

4. При стоянке самолета на земле во избежание опускания фюзеляжа на хвостовую опору центровка во всех случаях должна быть менее 45% САХ.

5. При расчете центровки к значению центровки в % САХ пустого самолета, взятого из формуляра, необходимо прибавлять поправку на убранное шасси 1,5% САХ, так как в формуляре центровка пустого самолета указана с выпущенным шасси, а центровочный график по форме РЦЗ-1 рассчитан с убраным шасси.

Например. В формуляре самолета Ту-104 № 00000 указана центровка пустого самолета 38% САХ.

Для расчета по графику следует принимать центровку пустого самолета 39,5% САХ.

Размещение коммерческой нагрузки в самолете Ту-104

Самолет Ту-104 рассчитан на перевозку 50 пассажиров, багажа, грузов и почты.

ИЗМЕНЕНИЕ

(приказ МГА № 224 от 7.05.71 г.)

На стр. 74 текст п. 9 заменить на следующий:

Руление на предварительный старт

9. «В тех случаях, когда буксировка самолета на предварительный старт не применяется, разрешается производить руление на одном работающем двигателе, а второй двигатель запускать на предварительном старте. Запрашивать разрешение о выруливании на исполнительный старт только после запуска второго двигателя.

При работе одного двигателя самолет трогается с места при 4000 об/мин, а руление по прямой производится на режиме 2300—2500 об/мин. Техника руления на одном двигателе остается такой же, как и на двух работающих двигателях.

Расход топлива при рулении на одном двигателе сокращается в полтора раза по сравнению с рулением на двух работающих двигателях».

(Вклеить в Руководство по летной эксплуатации и пилотированию самолетов Ту-104 между стр. 74 и 75).

Багажники № 1, 2, 3, 4 и 5 размещаются под полом пассажирской кабины. Багажник № 6 размещается за кабиной общей пассажирской кабины. Багажник № 0 расположен в передней части пассажирской кабины. Размеры и емкости багажных помещений самолета Ту-104 приводятся в таблице 7.

Таблица 7

Багажные отделения, №	Средние размеры багажных отделений, м			Объем, м ³	Площадь пола, м ²	Допустимая максимальная нагрузка, кг	Емкости багажных отделений при размещении, кг		
	высота	длина	ширина				пассажирского багажа	почты	грузов
0	1,8	1,6	1,12	3,0	1,0	900	360	810	900
1	0,8	2,5	1,6	3,2	4,00	1900	390	865	960
2	0,8	2,05	1,6	2,6	3,28	1600	310	700	780
3	0,6	1,0	1,3	0,8	1,3	600	100	215	240
4	0,8	1,1	1,6	1,4	1,76	800	150	380	420
5	0,74	2,0	1,4	2,0	2,8	800	240	540	600
6	1,6	1,8	1,0	2,9	1,8	360	350	360	—
Всего:				15,9	16,74	6960	1900	3870	3900

При размещении пассажиров по рядам кресел кабины и размещении загрузки по багажным помещениям самолета необходимо учитывать, что наибольшее влияние на смещение центра тяжести самолета назад имеют багажники № 5 и 6, а также пассажиры, размещенные на последних рядах общей кабины (ряды 9—13).

Наименьшее влияние на центровку самолета оказывают загрузка кухни и багажников № 2, 3 и 4, так как они расположены вблизи центра тяжести.

В связи с тем, что пустой самолет имеет относительно заднюю центровку, во всех случаях при размещении пассажиров и загрузки багажников необходимо стремиться получить более переднюю центровку самолета, в связи с чем размещение пассажиров нужно начинать с первых мест.

В случае неполного количества пассажиров задние ряды кресел следует оставлять незанятыми. При за-

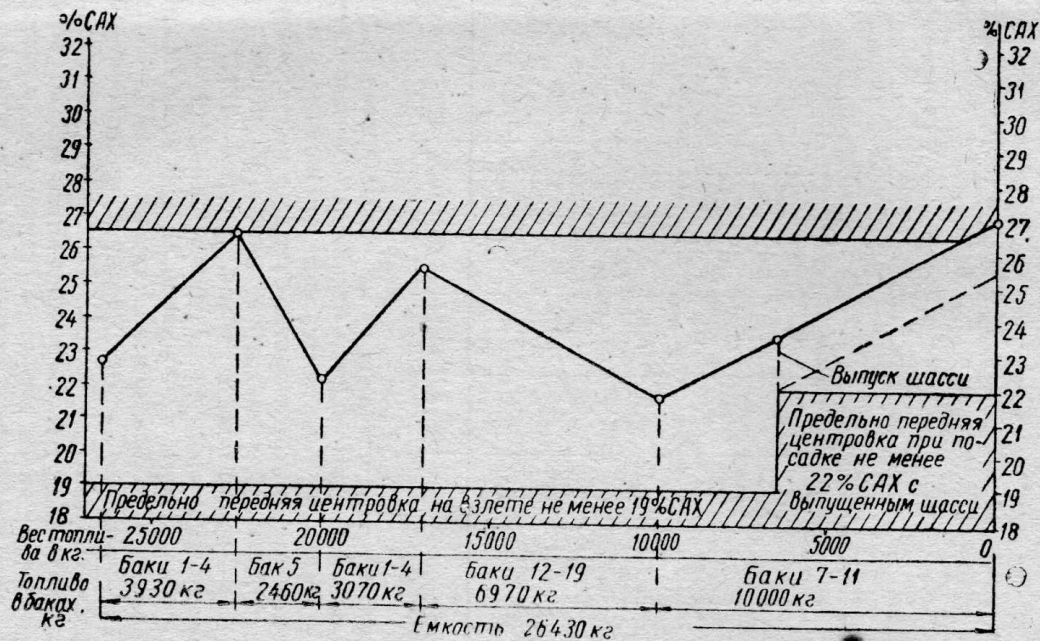


Рис. 6. График изменения центровки самолета Ту-104 в зависимости от заправки и расхода топлива в полете

ЦЕНТРОВОЧНЫЙ ГРАФИК

Форма РЦЗ-1

№ рейса		маршрут	
а/п вылета		Пункт 1 посадки	
Дата	Время	Командир корабля	
№ самолета		Центр тяжести пустого с-та... %САХ	
Вес пустого самолета, кг			
Вес экипажа, кг			
Вес бортпроводников, кухни, кг			
Вес топлива, кг			
Эксплуатационный вес, кг			
Предельная коммерческая загрузка, кг			

ЦЕНТРОВКА ПУСТОГО САМОЛЕТА С УБРАН ШАССИИ
в % САХ

Максимальная загрузка, кг

15

20

25

30

35

40

45

Фактический вес, кг

Горючее в баках 7-11	10000	← 1000 кг	
Горючее в баках 12-19	6970	→ 1000 кг	
Горючее в баках №5	1640	→ 100 кг	
Горючее в баках 1-4	8200	← 1000 кг	
Экипаж 5 чел	400	← 1 чел	
Кухня (бортпроводн, продукты, багаж)	—	← 100 кг	
Багажник №0 (передний туалет)	V=3 м ³	← 100 кг	
Багажник №1	V=3,7 м ³	← 100 кг	
Багажник №2	V=2,6	НА ЦЕНТРОВКУ НЕ ВЛИЯЕТ	
Багажник №3-4	V=2,2	→ 100 кг	
Багажник №5	V=2,0	→ 100 кг	
Багажник №6	V=2,9	→ 100 кг	
Пассажиры I сал. 6 чел. 1 и 2 ряд	450 кг	← 6 чел. или 450 кг	
Пассажиры II сал. 8 ч. 3 и 4 ряд	600 кг	← 8 чел. или 600 кг	
Пассажиры III сал. 8 ч. 5 и 6 ряд	600 кг	← 8 чел. или 600 кг	
Пассажиры общ. каб. 8 ч. 7 и 8 ряд	600 кг	→ 8 чел. или 600 кг	
Пассажиры общ. каб. 8 ч. 9 и 10 ряд	600 кг	→ 8 чел. или 600 кг	
Пассажиры общ. каб. 8 ч. 11 и 12 ряд	600 кг	→ 8 чел. или 600 кг	
Пассажиры общ. каб. 4 ч. 13 ряд	300 кг	→ 4 чел. или 300 кг	

Взлетный или посадочный вес самолета в кг

75000

70000

65000

60000

55000

50000

45000

40000

10

15

19

20

25

30

35

40

Эксплуатационный вес, кг	+						
Коммерческая загрузка, кг	+						
Взлетный вес, кг						%САХ	
Расходуемое топливо, кг	-						
Посадочный вес, кг	=					%САХ	

Форму РЦЗ-1 заполнил:
ДЦ
Центровочный график проверил:
К-р корабля

грузке багажников наиболее тяжелые грузы необходимо помещать в передние багажники № 0 и 1, а остальной груз — в задние багажники.

При полетах самолетов Ту-104 в зимних условиях следует учитывать влияние веса верхней одежды пассажиров, размещенной в задних гардеробах, на изменение положения центра тяжести.

Размещение зимних пальто 50 пассажиров в гардеробах самолета Ту-104 общим весом 250 кг при взлете смещает центр тяжести самолета назад на 0,7% САХ.

При наличии на борту самолета меньшего количества пассажиров принимается, что верхняя одежда каждого 10 пассажиров, размещенная в гардеробах, смещает центр тяжести самолета назад в среднем на 0,14% САХ.

При центровке самолета на взлете, совпадающей с предельным значением, указанным на графике (рис. 6) ломаной линией, центровка самолета при посадке будет в пределах нормы (как это видно из графика) при допустимом максимальном остатке топлива — 6500 кг. В этом случае проверку центровки для посадки можно не производить.

В случае, если центровка на взлете получена меньше предельного значения, но не ниже предельной передней центровки на взлете 19% САХ, необходимо произвести дополнительную проверку положения центра тяжести самолета при посадке.

2. Определение центровки самолета без топлива для самолетов Ту-104А, Ту-104Б, Ту-104В и Ту-104Д

1. При размещении пассажиров по рядам кресел и размещении грузов по багажным отделениям определяется центровка самолета с выпущенными шасси, со служебной и коммерческой загрузкой, но без топлива («Центровка самолета без топлива»).

При определении этой центровки учитывается:

- центровка пустого самолета с выпущенными шасси (по записи в формуляре);
- вес экипажа самолета;
- вес обслуживающего состава и продуктов буфета;
- вес груза по багажным отделениям;

5. На рис. 9 и 13 предельные значения летных центровок при данном количестве топлива в баках показаны для самолетов с выпущенными шасси — пунктирной ломаной линией, а с убранными шасси — сплошной ломаной линией.

5. Предельно задняя центровка в полете с выпущенными шасси — не более 26,6% САХ.

Рис. 8. Центровочный график самолета Ту-104А

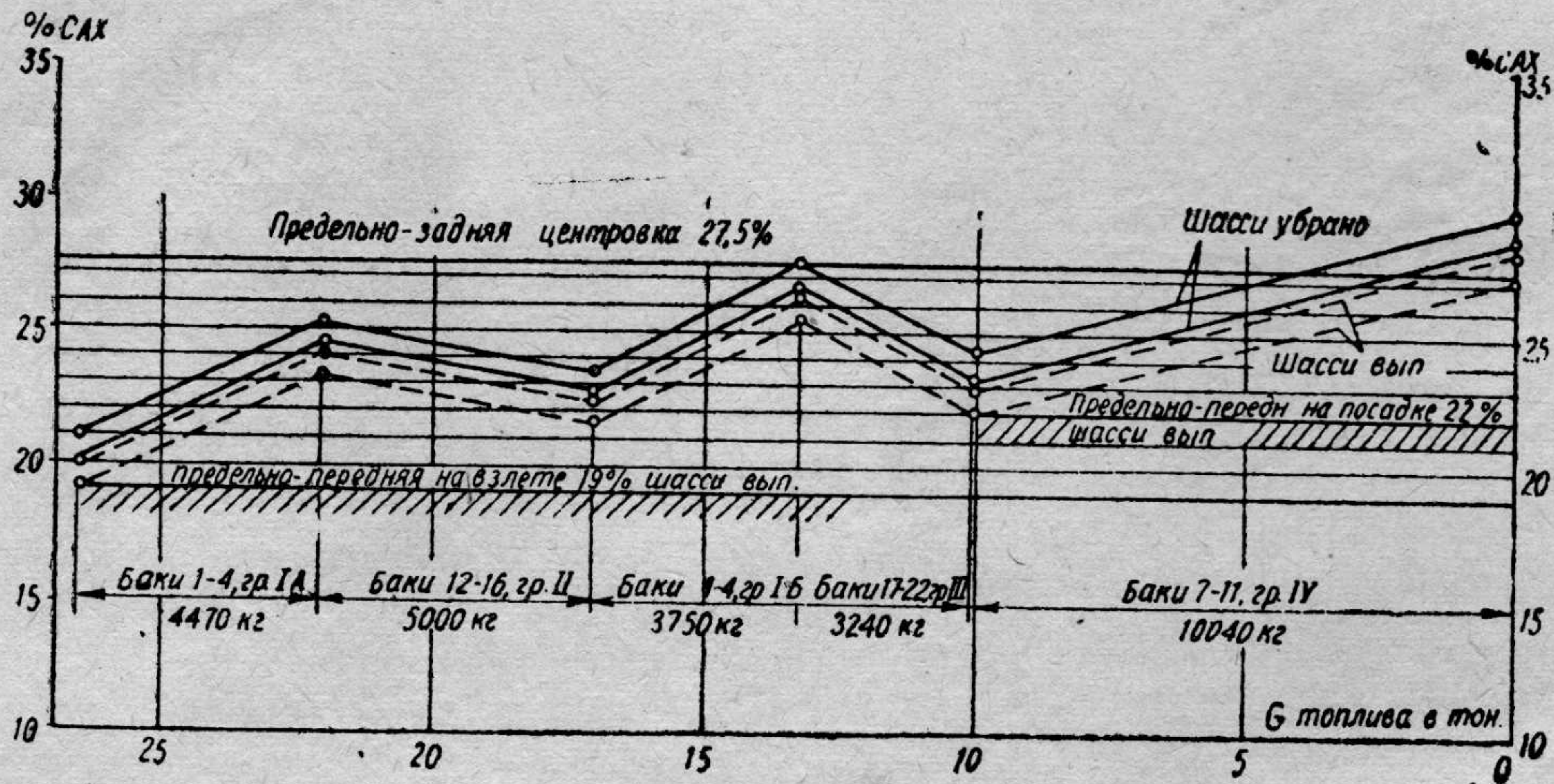


Рис. 9. Изменение летной центровки самолета Ту-104А в зависимости от наличия топлива в баках.

6. Предельно задняя центровка в полете с убранными шасси — не более 27,5% САХ.

Размещение коммерческой загрузки

7. При размещении пассажиров, багажа, почты и грузов необходимо учитывать, что наибольшее влияние на смещение центра тяжести оказывает загрузка багажников №№ 0 и 5 и размещение пассажиров в передней кабине и на задних рядах кресел общей пассажирской кабины.

Наименьшее влияние на изменение положения центра тяжести оказывает загрузка багажника № 2, размещение пассажиров на 5—7 рядах кресел и загрузка кухни, так как они расположены вблизи центра тяжести пустого самолета.

Размещение загрузки в самолете должно обеспечивать получение центровки самолета без топлива в незаштрихованной зоне нижней части центровочного графика (рис. 8).

8. Размеры, емкости и размещение багажных помещений

Таблица 8

Багажное отделение	Средние размеры багажных отделений, м			Объем, м ³	Площадь пола, м ²	Допустимая максимальная загрузка, кг	Емкости багажных отделений при размещении, кг		
							пассажирского багажа	почты	грузов
№ 0	1,8	1,6	1,12	3,0	1,80	900	360	810	900
№ 1	0,8	2,5	1,60	3,2	4,0	1900	390	865	960
№ 2	0,8	2,05	1,60	2,6	3,28	1600	310	700	780
№ 3—4	0,7	2,1	1,45	2,2	3,06	1400	260	590	660
№ 5	0,74	2,0	1,4	2,0	2,80	1400	240	540	600
Итого:				13,0	14,94	7200	1560	3505	3900

Примечание. Допустимая нагрузка на 1 м² пола пассажирской кабины — 200 кг.

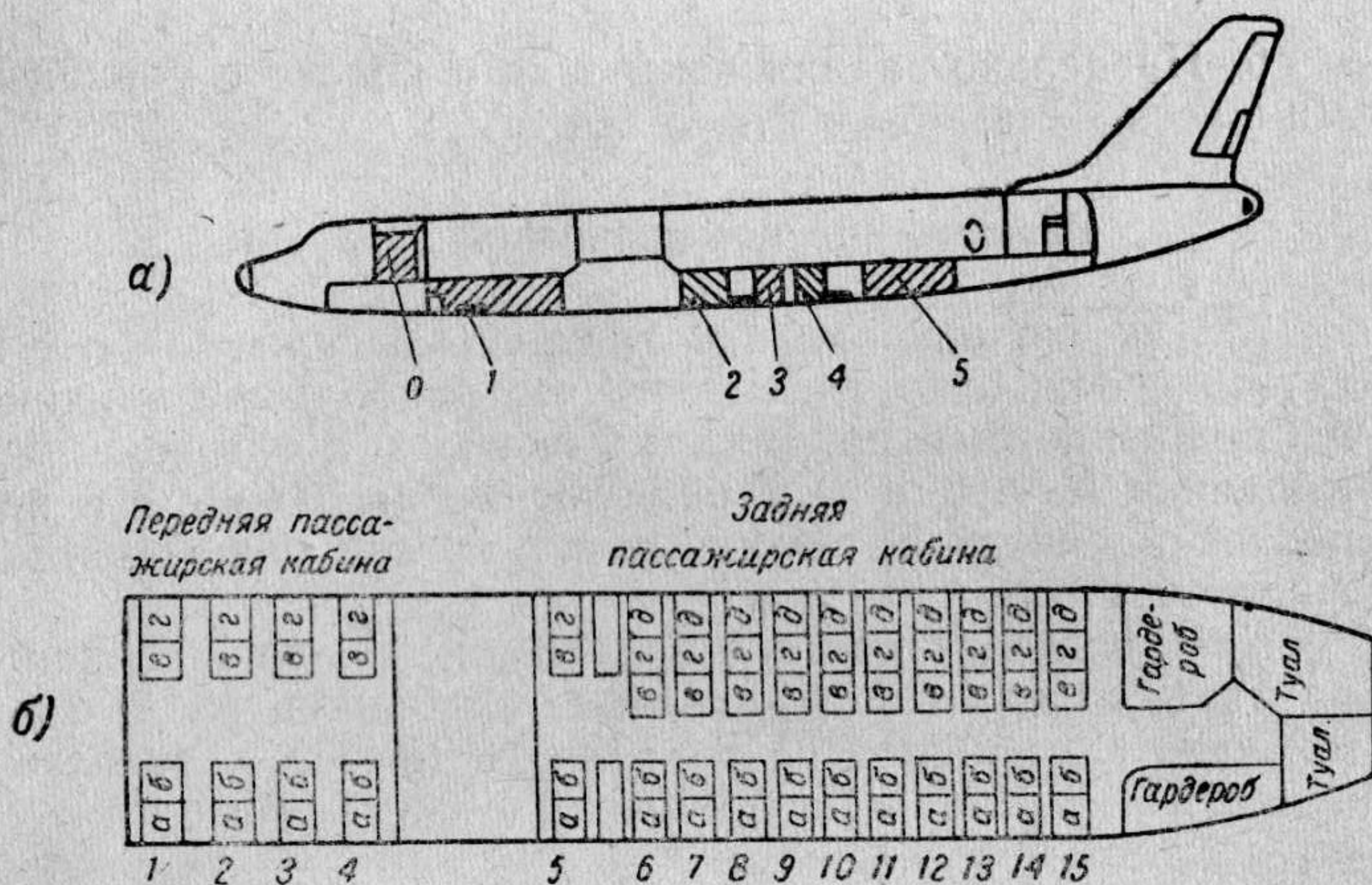


Рис. 10.

- а) Схема размещения багажников самолета Ту-104А.
 б) Компоновочная схема пассажирской кабины самолета Ту-104А.
 Количество мест: передняя пассажирская кабина 1-го класса — 16 мест, задняя пассажирская кабина — 54 туристских места.

4. Самолет Ту-104Б

Диапазон центровок

1. Центровка самолета без топлива с выпущенными шасси должна быть не менее 23,8% САХ и не более 25,7% САХ.
2. Уборка шасси смещает центровку самолета без топлива на 1,3% назад.
3. Предельно передняя летная центровка при взлете с выпущенными шасси — не менее 19% САХ.
4. Предельно передняя летная центровка при посадке с выпущенными шасси — не менее 19,5% САХ.
5. Предельно задняя центровка в полете с выпущенными шасси — не более 24,5% САХ.
6. Предельно задняя центровка в полете с убранными шасси — не более 25,5% САХ.

Размещение коммерческой нагрузки

7. При размещении пассажиров по рядам кресел и грузов по багажным отделениям необходимо учитывать,

что наибольшее влияние на смещение центра тяжести оказывает загрузка багажных помещений №№ 1а, 1б, 2г, 2д, а также пассажиры, размещенные в передней кабине и в задних рядах общей пассажирской кабины.

Наименьшее влияние на смещение центра тяжести самолета оказывает загрузка багажа в багажное помещение № 2а и размещение пассажиров в 10—12 рядах кресел, расположенных вблизи центра тяжести пустого самолета.

Размещение загрузки в самолете должно обеспечить получение центровки самолета без топлива в пределах незаштрихованной зоны в нижней части центропочного графика (рис. 12).

8. Размеры и емкости багажных помещений

Таблица 9

Багажное отделение	Средние размеры багажных отделений, м			Объем, м³	Площадь, м²	Допустимая максимальная загрузка, кг	Емкость багажных отделений при размещении, кг		
	высота	длина	ширина				пассажирского багажа — 120 кг, м³	почты 270 кг, м³	груза 300 кг, м³
№ 1а	0,94	1,3	2,1	2,6	2,73	1100	310	700	780
№ 1б	0,94	1,5	1,56	2,2	2,3	920	265	600	660
№ 1в	0,94	2,45	2,26	5,2	5,5	2200	625	1400	1560
№ 2а	0,96	2,3	2,26	5,0	5,2	2080	600	1350	1500
№ 2б	0,95	2	2,26	4,3	4,5	1800	520	1160	1290
№ 2в	0,92	2,45	2,2	5,0	5,4	2160	600	1350	1500
№ 2г	0,83	1,5	2,0	2,5	3,0	1200	300	675	750
№ 2д	0,8	1,5	1,0	1,2	1,5	600	140	325	360
Итого:				28,0	30,13	12060	3360	7560	8400

Допустимая нагрузка на 1 м² пола пассажирской кабины — 900 кг.

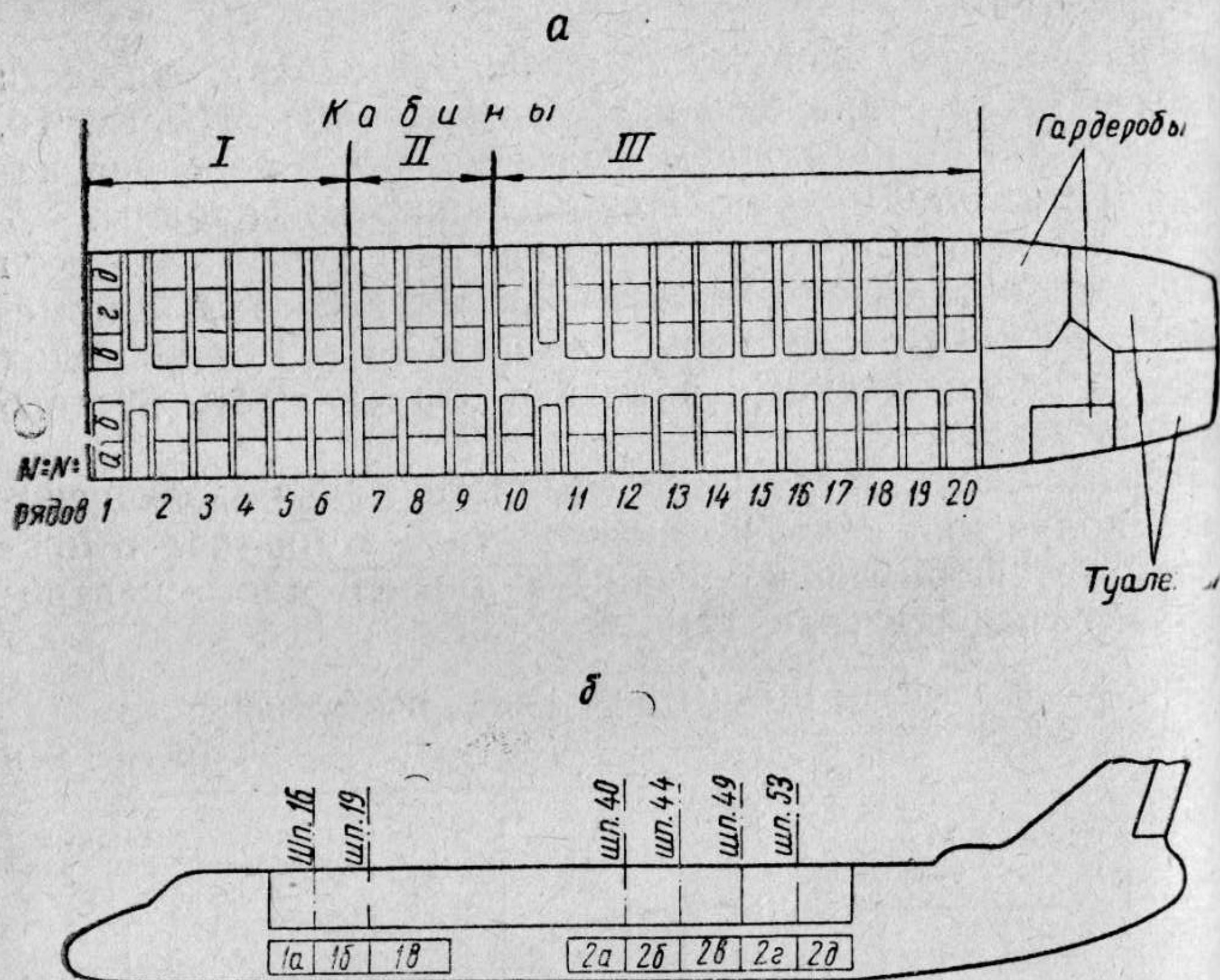


Рис. 11.

- а) Компоновочная схема пассажирской кабины самолета Ту-104Б. Количество мест: I кабина — 30, II — 15 и III — 55 мест.
 б) Схема размещения багажников самолета Ту-104Б.

Пример определения центровки (рис. 12)

9. Требуется определить центровку самолета без топлива, а также летную центровку с 20 000 кг и с 5000 кг топлива в баках для самолета Ту-104Б, в формуляре которого записаны вес пустого самолета 42 800 кг и центровка пустого самолета с выпущенными шасси — 28,0% САХ.

Загрузка самолета составляет:

- экипаж — 5 человек,
- бортпроводники — 3 человека,
- коммерческая загрузка — 12 000 кг.

В том числе:

- пассажиров — 100,
- багаж, почта и груз — 4500 кг,
- продукты и пр. — 210 кг.

форма РЦЗ-1

Рис. 12. Центровочный график самолета Ту-104Б

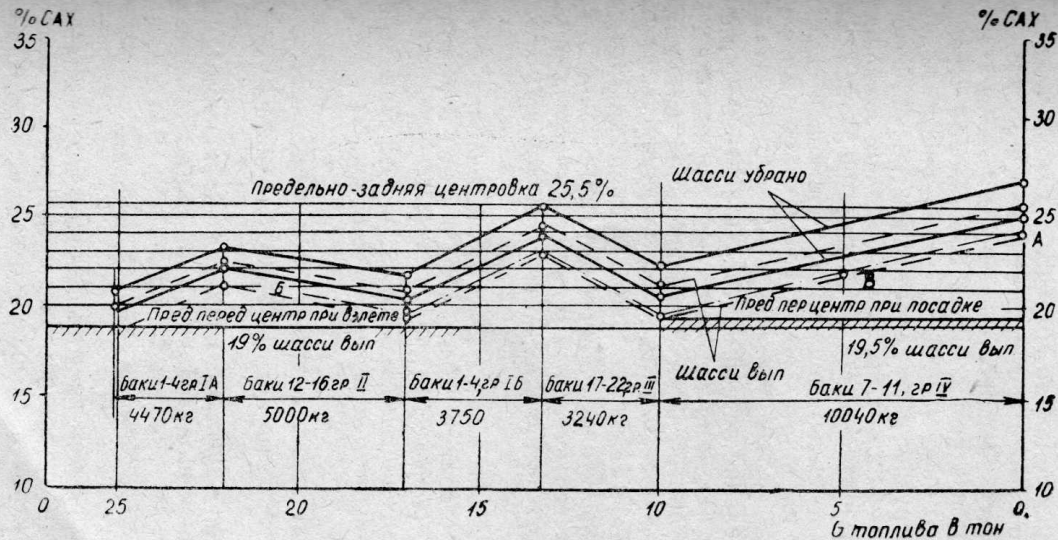


Рис. 13. Изменение летной центровки самолета Ту-104Б в зависимости от наличия топлива в баках

Производится запись весовых данных в центровочный график, а в правой части графика записывается распределение загрузки по багажным отделениям и рядам кресел пассажиров.

На верхней шкале графика откладывается центровка пустого самолета с выпущенными шасси 28,0% САХ, и в соответствии с распределением и весом загрузки откладываются отрезки линий, как указано стрелками на графике, до нижней шкалы, где на линии «12 т коммерческой загрузки» определяется центровка самолета без топлива — 24,2% САХ (точка «А» на графике). Эта центровка расположена в незаштрихованной зоне, находится в пределах допустимых центровок самолета без топлива, следовательно, загрузка размещена правильно.

Определение летной центровки с 20 000 кг и с 5000 кг топлива в баках производится по графику (рис. 13).

Для этого на правой вертикальной шкале откладывается центровка самолета без топлива — 24,2% САХ (точка «А»), от которой параллельно ломаным линиям графика проведена линия (пунктир с точкой) до пересечения с вертикальными линиями, проведенными из точек, соответствующих количеству топлива в баках — 20 т и 5 т.

Летная центровка с 20 т топлива (точка «Б» на графике) составляет 20,6% САХ, а с 5 т топлива — 22% САХ (точка «В»).

Эти значения центровок находятся в пределах диапазона допустимых летных центровок.

5. Самолет Ту-104В

(приказ ГУГВФ, 344—62 г.)

Самолет Ту-104В является вариантом самолета Ту-104А, переоборудованного на 100 пассажирских мест.

Определение центровки

1. При размещении пассажиров по рядам кресел и размещении грузов по багажным отделениям определяется центровка самолета с выпущенными шасси, со служебной и коммерческой загрузкой, но без топлива («Центровка самолета без топлива»).

При определении этой центровки учитывается:
— центровка пустого самолета с выпущенными шасси (по записи в формуляре);

— вес экипажа самолета;

— вес обслуживающего состава и продуктов буфета;

— вес груза по багажным отделениям;

— вес пассажиров по рядам кресел;

— вес пальто в гардеробе;

— вес коммерческой загрузки.

2. Центровка самолета без топлива определяется в обычном порядке по центровочному графику (форма РЦЗ-1) и записывается в левой нижней части центровочного графика (рис. 14).

3. Устанавливается диапазон допустимых центровок самолета без топлива, отмеченный незаштрихованной зоной в нижней части центровочного графика (рис. 14). Если центровка самолета без топлива лежит внутри незаштрихованной зоны, это значит, что с любым количеством топлива в баках фактическая летная центровка самолета при взлете, полете и посадке не выйдет из «диапазона летных центровок», установленного для данного типа самолета.

4. Летную центровку самолета, в зависимости от количества топлива, находящегося в баках самолета, в случае необходимости определяет экипаж по графику (рис. 15). При этом по найденному ранее значению центровки самолета без топлива определяется летная центровка самолета для любого количества топлива в самолете.

Диапазоны центровок

5. Центровка самолета без топлива (шасси выпущено) должна быть не менее 27,0% САХ и не более 28,3% САХ.

Уборка шасси смещает центровку самолета без топлива на 1,5% назад.

6. Летная центровка. Предельно передняя летная центровка при взлете (шасси выпущено) — не менее 19% САХ.

Предельно передняя летная центровка при посадке (шасси выпущено) — не менее 22,0% САХ.

Предельно задняя центровка в полете — не более 26,6% САХ (шасси выпущено) и 27,5% САХ (шасси убрано).

Ту-104 В			
ЦЕНТРОВОЧНЫЙ ГРАФИК			
№ рейса		Маршрут	
а/п вылета		пункт посадки	
дата		ком. корабля	
№ самолета		центр тяжести пустого шасси выпущ. % САХ	
Вес пустого самолета, кг		⊕	
Вес экипажа, кг		⊕	
Вес бортипроводников, кухни, кг		⊕	
Вес топлива, кг		⊖	
Эксплуатационный вес, кг		⊖	
Предельные коммерческие загрузки		⊖	
Вид загрузки		15 20 25 30 35 Шкала центровки пустого с-та, шасси выпущено	
Экипаж 5 чел.		400 ← 4 чел.	
Обслуж. персонал и продукты передн. кухни		2 / 200 ← 100 кг	
Обслуж. персонал и продукты задн. кухни		1 / 100 ← 100 кг	
Гардероб		10 / 300 ← 10 шт.	
Багажники	Багажник №1	V= 3,2 м³	← 100 кг
	Багажник №2	V= 2,8 м³	На центровку не влияет
	Багажник №3-4	V= 2,2 м³	→ 100 кг
	Багажник №5	V= 3 м³	→ 100 кг
Кабина пассажиров	1 и 2 ряды 10 чел.	5 / 375	← 5 чел.
	3, 4 и 5 ряды 15 чел.	5 / 375	← 5 чел.
	6 и 7 ряды 10 чел.	5 / 375	← 5 чел.
	8 и 9 ряды 10 чел.	5 / 375	← 5 чел.
	10 и 11 ряды 10 чел и 1 бортпров.	5 / 375	На центровку не влияет
	12, 13 и 14 ряды 15 чел.	5 / 375	→ 5 чел.
	15 и 16 ряды 10 чел.	5 / 375	→ 5 чел.
	17 и 18 ряды 10 чел.	5 / 375	→ 5 чел.
	19 и 20 ряды 10 чел.	5 / 375	→ 5 чел.
Центровка с выпущенным шасси в % САХ без топлива		Коммерческая загрузка в тоннах	
Эксплуатационный вес, кг		Центровка без топл.	
Коммерческая загрузка, кг		Форму РЦЗ-1 заполнить ДЦ	
Взлетный вес, кг		Центровочный график проверил командир корабля	
Расходное топливо, кг			
Посадочный вес, кг			

Рис. 14. Центровочный график самолета Ту-104В

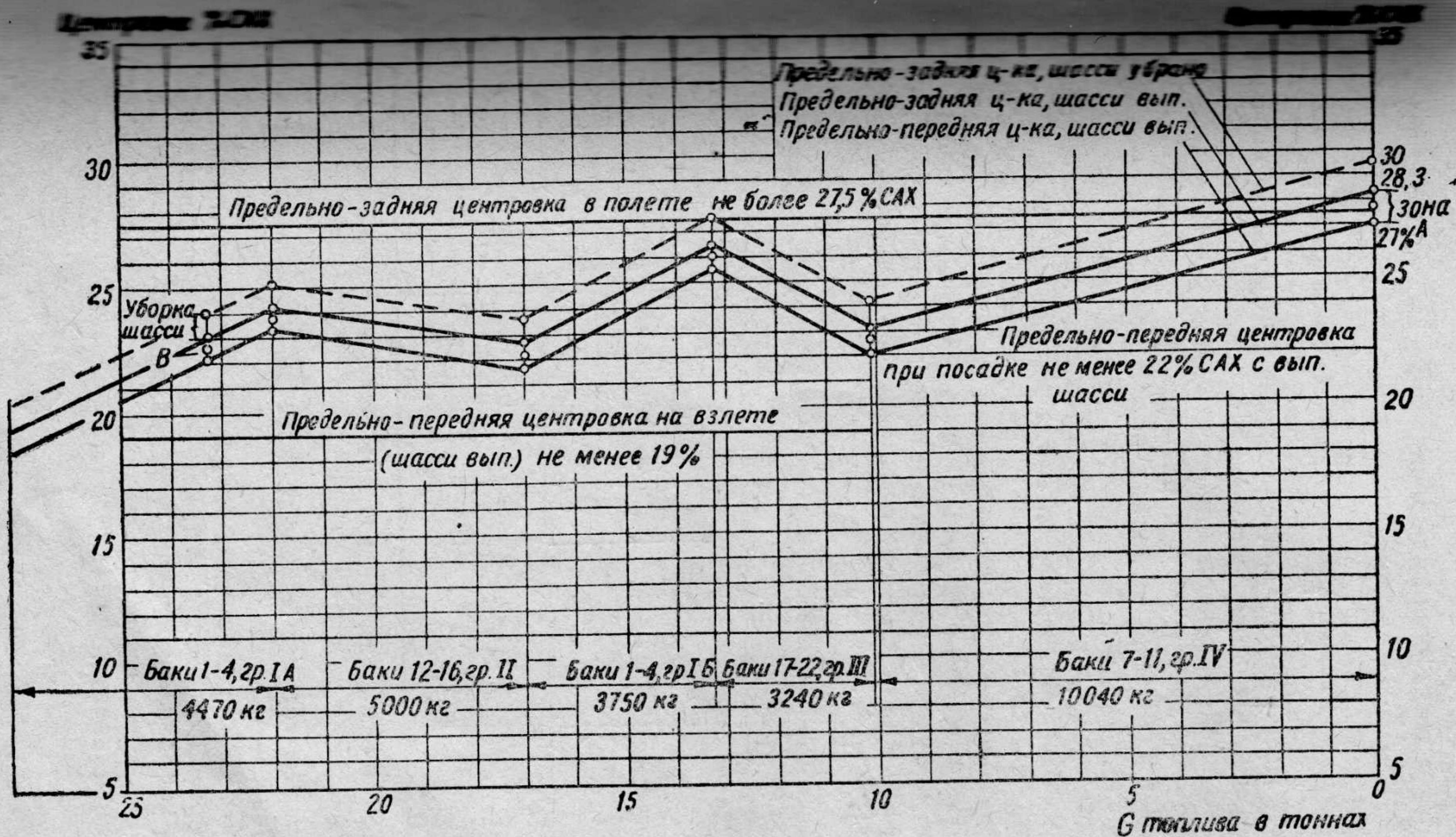


Рис. 15. Изменение центровки самолета Ту-104В в полете в зависимости от количества топлива в баках

Центровка опрокидывания на хвостовую пята — 44,3% САХ.

Размещение коммерческой загрузки

7. При размещении пассажиров, багажа, почты и грузов необходимо учитывать, что наибольшее влияние на смещение центра тяжести оказывает загрузка багажников № 1 и № 5 и размещение пассажиров в передней кабине и на задних рядах кресел общей пассажирской кабины.

Наименьшее влияние на изменение положения центра тяжести оказывает загрузка багажника № 2, размещение пассажиров на 9—12 рядах кресел, так как они расположены вблизи центра тяжести пустого самолета.

Размещение загрузки в самолете должно обеспечивать получение центровки самолета без топлива в незаштрихованной зоне нижней части центровочного графика (рис. 14).

8. Размеры, емкости и размещение багажных помещений

Таблица 10

Багажное отделение	Средние размеры багажных отделений, м			Объем, м ³	Площадь пола, м ²	Допустимая максимальная загрузка, кг	Емкости багажных отделений при размещении, кг		
							пассажирского багажа	почты	грузов
№ 1	0,8	2,5	1,60	3,2	4,0	1900	390	865	960
№ 2	0,8	2,05	1,60	2,6	3,28	1600	310	700	780
№ 3—4	0,7	2,1	1,45	2,2	3,06	1400	260	590	660
№ 5	0,74	2,0	2,9	3,0	2,80	1400	240	540	600
Итого:				11,0	14,94	7200	1560	3505	3900

9. Допустимая нагрузка на 1 м² пола пассажирской кабины — 200 кг.

10. Для создания необходимой центровки разрешается применение балласта, как это предусмотрено в РЦЗ, при условии сохранения установленного взлетного веса.

11. Коммерческая загрузка для самолетов Ту-104В устанавливается до 12 000 кг.

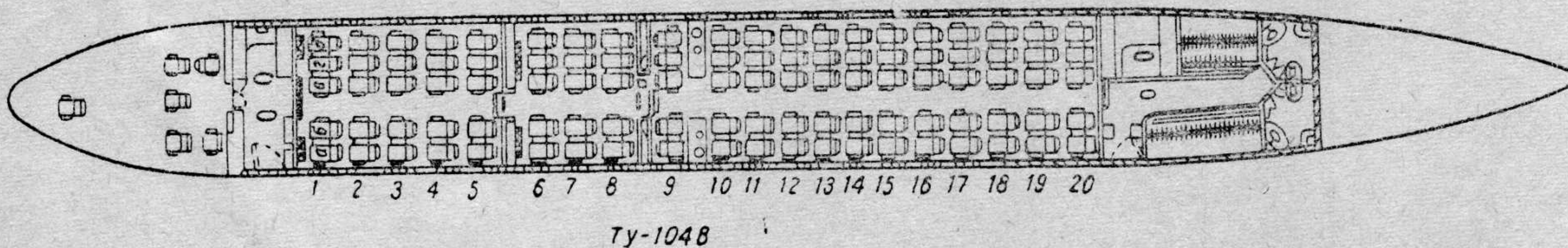
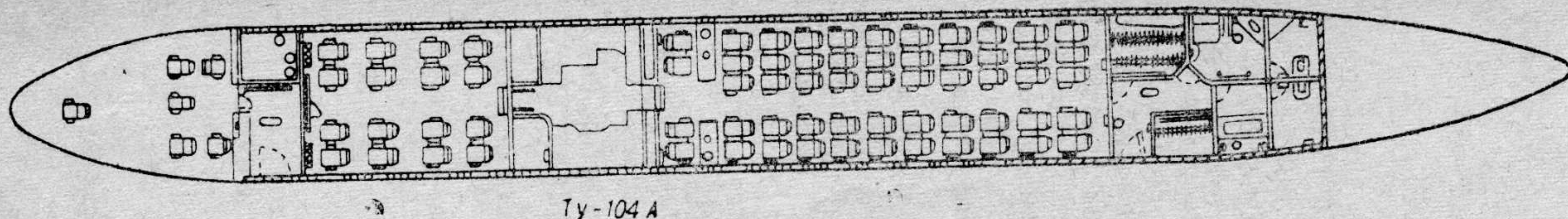


Рис. 16. Компоновочная схема самолета Ту-104А на 70 и Ту-104В на 100 пассажирских мест

6. Самолет Ту-104Д—85

(приказ МГА 288—65 г.)

Самолет Ту-104Д—85 является вариантом самолета Ту-104А, переоборудованного на 85 пассажирских мест.

В первой пассажирской кабине вместо 16 кресел первого класса, расположенных в четыре ряда, устанавливаются 25 кресел туристского типа в пять рядов. Первый и последний ряды кресел в первой кабине устанавливаются на тех же местах, как и на самолете Ту-104А. Во второй пассажирской кабине вместо двухместного кресла в первом ряду справа устанавливается трехместное, дополнительно в 12 ряду устанавливается пять пассажирских мест, и таким образом общее количество пассажирских мест с 70 увеличивается до 85.

Остальная компоновка самолета остается неизменной по типу Ту-104А.

В связи с тем, что на самолете Ту-104Д—85 в обеих пассажирских кабинах увеличивается количество пассажиров и количество рядов, для определения центровки следует пользоваться специальным центровочным графиком для самолетов Ту-104Д—85 (рис. 17).

Диапазон летных центровок сохраняется такой же, как и для самолетов Ту-104А.

Определение центровки производить так же, как и для самолетов Ту-104А.

IV. РАСЧЕТ ДЛИНЫ РАЗБЕГА САМОЛЕТОВ ТИПА Ту-104 В ЗАВИСИМОСТИ ОТ УСЛОВИЙ СТАРТА

1. Для определения длины разбега самолета необходимо иметь следующие данные:

температуру воздуха,
атмосферное давление,
скорость и направление ветра,
уклон ВПП,
взлетный вес самолета.

2. В основу расчета положено, что:

а) отрыв самолета в зависимости от взлетного веса производится на следующих скоростях по прибору:

взлетный вес, т	76	74,5	72,5	70	65	60	55
скорость отрыва, км/час	305	300	295	290	280	270	260

Апрель 1965г.

ТУ104 Д (85 мест) ЦЕНТРОВОЧНЫЙ ГРАФИК

Форма РЦЗ-1.

№ рейса		Маршрут		Пункт I посадки																															
А/п вылета		Время		Командир корабля																															
Дата		№ самолета		Центр тяжести пустого с-та, шасси вып. % САХ																															
Вес пустого самолета, кг		+		Допускаемый взлетн. вес <table border="1" style="width: 100px; height: 100px;"> <tr><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td></tr> <tr><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td></tr> <tr><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td></tr> <tr><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td></tr> <tr><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td></tr> </table>																															
Вес экипажа, кг		+																																	
Вес бортпроводников, кухни, кг		+																																	
Вес топлива, кг		-																																	
Эксплуатационный вес, кг		=																																	
Предельная коммерческая нагрузка		=																																	
Макс. нагрузка, кг Центр. пустого само- лета с вып. шас- си % САХ		1520253035																																	
Экипаж 5 чел. 400		← 1 чел.																																	
Кухня, б/пров, прод.		← 100 кг																																	
Багажники	№0 900	← 100 кг																																	
	№1 1900	← 100 кг																																	
	№2 1600	На центровку не влияет																																	
	№№ 3-4 1400	→ 100 кг																																	
	№5 1400	→ 100 кг																																	
I каб.	1 и 2 ряды-10 чел. 750	← 5 чел.																																	
	3,4,5 ряды-15 чел. 1125	← 5 чел.																																	
Общ. кабина	6,7 и 8 ряды-15 чел. 1125	На центровку не влияет																																	
	9,10 и 11 ряды-15 чел. 1125	→ 5 чел.																																	
	12-13 ряды-10 чел. 750	→ 5 чел.																																	
	14 и 15 ряды-10 чел. 750	→ 5 чел.																																	
	16 и 17 ряды-10 чел. 750	→ 5 чел.																																	
Гардероб (пальто) 82 / 410		→ 10 шт.																																	
Центровка с выпущен- ным шасси в % САХ без топлива Коммерческая нагрузка, т																																			
		1520253035 Центровка без топлива в % САХ шасси выпущено																																	
Эксплуатационный вес, кг				Центровка без топлива % САХ Форму РЦЗ-1 заполнил ДЦ Центровочный график проверил Командир корабля																															
Коммерческая нагрузка, кг																																			
Взлетный вес, кг																																			
Расходуемое топливо, кг																																			
Посадочный вес, кг																																			

Рис. 17. Центровочный график самолета Ту-104Д.

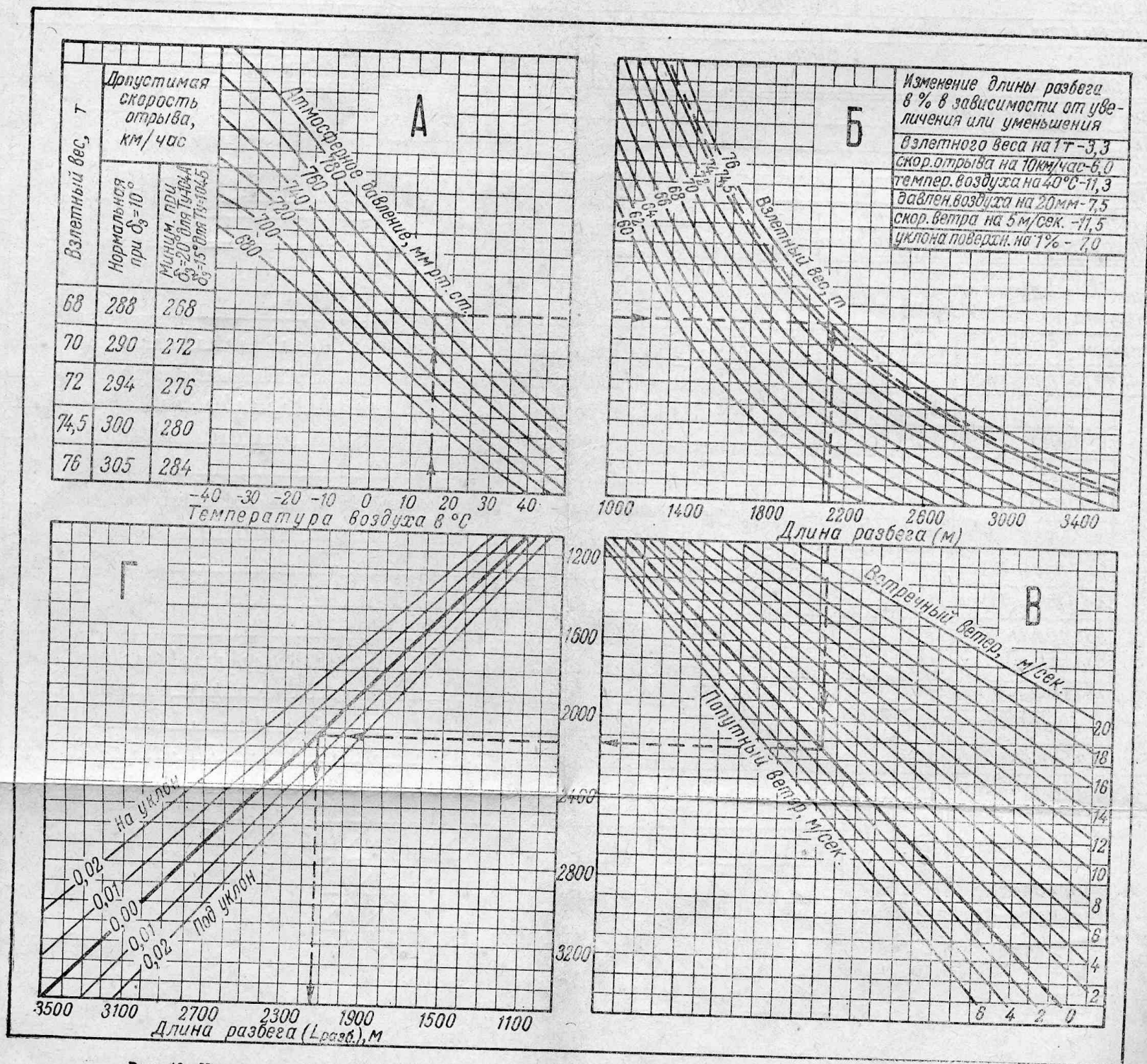


Рис. 18. Номограмма для определения длины разбега самолетов Ту-104А и Ту-104Б с двигателями РД-3М-500.

б) угол отклонения закрылков при взлете равен 10° .

3. Длина разбега самолета определяется графически по номограмме (рис. 18) или приближенно по таблице 11.

Порядок пользования номограммой следующий.

На графике А (вверху слева) отыскать по горизонтальной шкале температуру воздуха и провести вертикальную линию вверх до пересечения с линией, соответствующей атмосферному давлению на аэродроме. Из точки пересечения провести горизонтальную линию вправо к графику Б, учитывающему фактический взлетный вес. Из точки пересечения горизонтальной линии с линией взлетного веса провести вертикальную линию вниз к графику В.

График В учитывает поправку к длине разбега на ветер. Продолжая вертикальную линию из графика Б до линии графика В, соответствующей скорости ветра, из точки пересечения провести влево горизонтальную линию. На вертикальной шкале графика В можно прочитать длину разбега самолета без учета уклона ВПП. Продолжить влево горизонтальную линию до пересечения с линией, соответствующей величине уклона ВПП. Провести вниз вертикальную линию и прочитать длину разбега самолета на горизонтальной шкале графика Г.

Пример расчета длины разбега самолета в штиль показан стрелками на номограмме для следующих исходных данных:

температура воздуха	+15°C
атмосферное давление	760 мм рт. ст.
уклон ВПП	0,000
взлетный вес самолета	74 500 кг
расчетная длина разбега в стандартных условиях составляет	2130 м

4. Длина ВПП должна быть больше полученной расчетом длины разбега не менее, чем на 200 м. При этом 100 м от начала ВПП используются при выруливании самолета на старт, а 100 м до конца ВПП обеспечивают минимальный запас при отрыве.

5. В случае, если после расчета длины разбега самолета выясняется, что длина ВПП недостаточна, необходимо уменьшить взлетный вес самолета и произвести повторный расчет длины разбега.

Длина разбега самолетов типа Ту-104 в различных условиях
старта при работе двигателей на максимальном режиме
с закрылками, отклоненными на 10°

Таблица 11

Давление, мм рт. ст.	780					760					740				
Температу- ра, °C	0	10	20	30	40	0	10	20	30	40	0	10	20	30	40
Взлетный вес, т															
76	1800	1980	2200	2470	2790	1900	2100	2350	2650	3000	2050	2260	2530	2830	3200
74	1710	1890	2080	2320	2620	1810	1990	2220	2480	2820	1950	2130	2380	2660	3000
72	1620	1790	1970	2190	2460	1720	1880	2100	2340	2650	1840	2010	2240	2500	2810
70	1520	1690	1840	2050	2360	1620	1780	1950	2200	2480	1740	1900	2120	2340	2640
68	1420	1580	1730	1920	2160	1520	1650	1840	2050	2320	1630	1760	1980	2180	2410
66	1320	1460	1590	1760	1960	1410	1550	1690	1890	2120	1510	1660	1840	2050	2320
64	1220	1360	1490	1660	1830	1320	1440	1590	1760	1960	1410	1550	1720	1900	2150
62	1150	1280	1400	1550	1720	1230	1360	1480	1660	1850	1320	1460	1620	1790	2000
60	1070	1150	1310	1460	1610	1150	1270	1400	1560	1730	1240	1370	1520	1670	1860
Давление, мм рт. ст.	720					700					680				
Температу- ра, °C	0	10	20	30	40	0	10	20	30	40	0	10	20	30	40
76	2250	2450	2730	3060	3490	2400	2660	2970	3300	3860	2550	2840	3210	3600	4260
74	2140	2300	2560	2870	3250	2260	2500	2800	3070	3520	2400	2670	3000	3340	3940
72	2000	2170	2400	2700	3040	2140	2340	2630	2890	3270	2250	2520	2820	3120	3600
70	1890	2050	2260	2540	2840	2020	2200	2460	2710	3050	2130	2360	2650	2920	3320
68	1760	1920	2110	2360	2670	1870	2060	2300	2540	2860	2000	2200	2480	2750	3110
66	1610	1780	1970	2230	2500	1720	1900	2100	2390	2680	1840	2030	2290	2560	2830
64	1500	1670	1830	2060	2330	1610	1780	1950	2200	2500	1720	1880	2110	2380	2680
62	1410	1570	1730	1930	2170	1510	1680	1830	2060	2340	1620	1780	1970	2210	2500

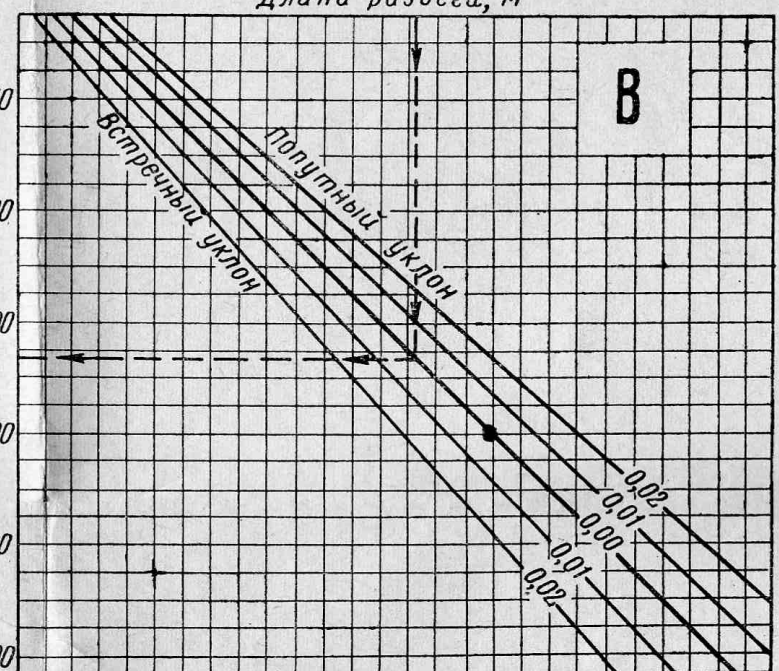
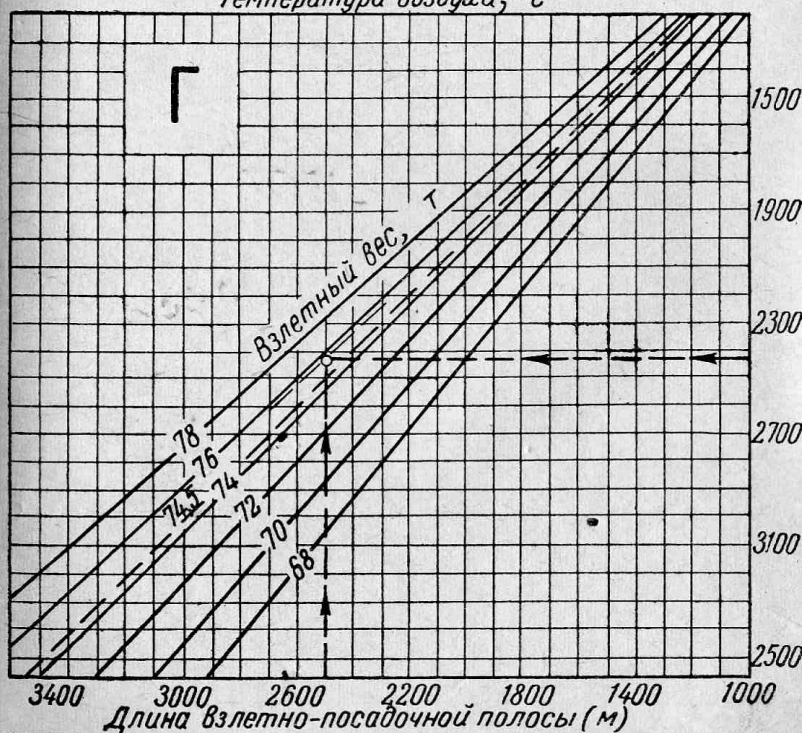
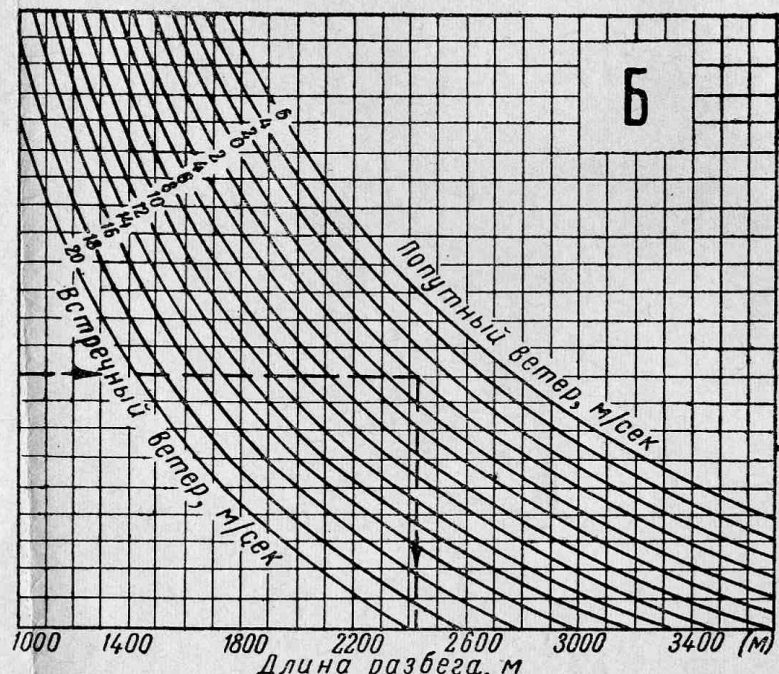
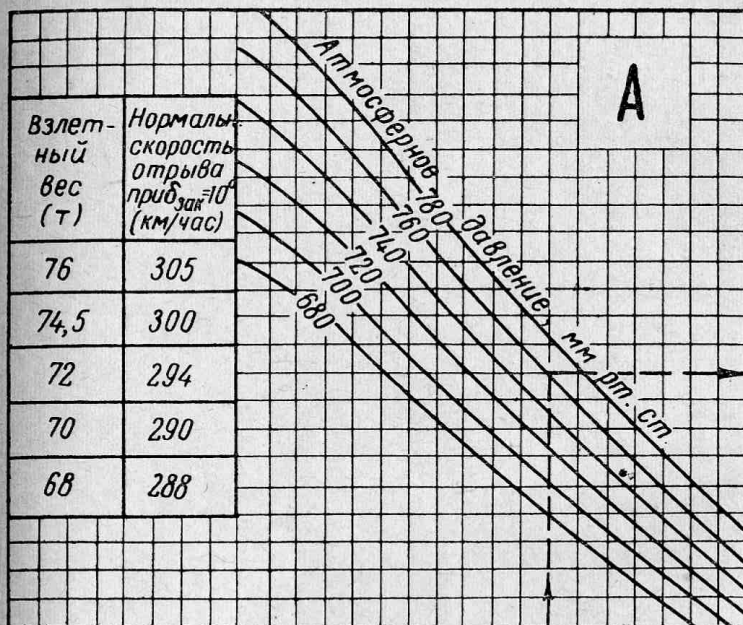


Рис. 19. Номограмма для определения допустимого взлетного веса самолетов Ту-104А и Ту-104Б в зависимости от длины ВПП.

6. При взлете в условиях высоких температур наружного воздуха, низкого атмосферного давления, а также при взлете с ВПП ограниченной длины — практически возможное уменьшение взлетного веса может оказаться недостаточным для сокращения длины разбега в необходимых пределах.

В этом случае разрешается производить взлет с отрывом на уменьшенной скорости, но обязательно с закрылками, отклоненными на 20° — для самолетов Ту-104, Ту-104А, Ту-104В, Ту-104Д и Ту-104Б с закрылками неувеличенной площади, и 15° — для самолетов Ту-104Б с закрылками увеличенной площади.

Увеличение угла отклонения закрылков при уменьшенной скорости отрыва обеспечивает сохранение необходимого запаса по скорости срыва; однако следует иметь в виду, что скороподъемность самолета с одним отказавшим после отрыва двигателем уменьшается на $0,6—0,9$ м/сек. Минимально допустимые скорости отрыва при указанных углах отклонения закрылков составляют:

взлетный вес, т	76	74,5	72,5	70	65	60
минимально допустимая скорость отрыва, км/час . . .	285	280	275	270	260	250

Длина разбега сократится на 12%

На рис. 19 приведена номограмма для определения допустимого взлетного веса в зависимости от длины ВПП.

7. Уменьшение скорости отрыва на каждые 10 км/час по сравнению с нормальной сокращает длину разбега на 6%.

8. Взлет с нормальной скоростью отрыва, как это указано в пункте 2 настоящего раздела, выполняется с закрылками, отклоненными на 10° . Это обеспечивает увеличенную скороподъемность самолета в случае отказа одного из двигателей после отрыва.

Приведенные в таблице 11 данные по длине разбега соответствуют взлету с ВПП без уклона, в штиль. Длина разбега при уклоне ВПП изменяется на 7% на каждые 0,010 уклона. Встречный ветер сокращает длину разбега на 11,5% (примерно на 200—250 м) при увеличении скорости ветра на каждые 5 м/сек.

1. Перед полетом. Командир корабля должен не позднее чем за 30 минут до взлета получить на АМСГ подробную консультацию и изучить синоптическую обстановку по высотным картам барической топографии и наземным картам погоды, вертикальные разрезы атмосферы, а также данные о фактической погоде, полученные с бортов других самолетов.

Особое внимание должно быть обращено на характер расположения грозových очагов, мощных кучевых облаков, их верхней границы, очагов болтанки, на скорость и направление ветра, на изменение температуры с учетом данных самолетной разведки и бортовой погоды. Одновременно необходимо обратить внимание на расположение слоя тропопаузы и на пространственное положение фронта.

Не рекомендуется пересекать тропопаузу в местах, где она имеет большой наклон порядка $1/100$ — $1/300$, так как в этом случае есть угроза болтанки самолета.

2. При составлении плана полета следует наметить маршрут полета, порядок набора высоты и снижения в зависимости от расположения зон возможного развития турбулентности и струйных течений.

В случае расположения тропопаузы ниже предельно допустимой высоты полета эшелон следует выбирать над тропопаузой.

Если тропопауза расположена выше предельно допустимой высоты полета, эшелон полета следует выбирать не менее чем на 2 км ниже высоты максимальных скоростей ветра. Район начала снижения выбирается таким образом, чтобы во время снижения резко выраженный холодный фронт не пересекался с кучево-дождевыми облаками.

3. При подготовке экипажа к полету необходимо тщательно проанализировать метеообстановку на каждом участке маршрута. При наличии на трассе отдельных зон с опасными метеоявлениями, где возможны сильные возмущения атмосферы (фронтальные грозы, центры высотных циклонов), следует наметить временные изменения маршрута полета с уменьшением высоты полета или отклонением по курсу для обхода ука-

занных опасных зон, согласовывая указанные отклонения с соответствующими КП ВВС и ПВО. При этом следует предусматривать в случае необходимости соответствующее увеличение запасов топлива с сохранением установленного аэронавигационного запаса, не превышая максимально допустимый взлетный вес самолета.

Отклонение в сторону от маршрута не должно быть более радиуса действия радиотехнических средств.

VI. ПРЕПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР И ПРОВЕРКА МАТЕРИАЛЬНОЙ ЧАСТИ САМОЛЕТА И ЕГО ОБОРУДОВАНИЯ ЭКИПАЖЕМ

Предполетный осмотр и проверка материальной части самолета выполняются экипажем перед полетом до посадки пассажиров в самолет.

Во время обслуживания самолета не допускать:

1. Хожdenия по обшивке самолета без специальной мягкой обуви или без наличия специальных матов. При осмотре всасывающего канала двигателей необходимо быть в спецодежде без наружных пуговиц, без инструмента и других предметов в карманах, которые могут попасть в двигатель.

2. Касания и возможного повреждения обшивки самолета стремянками, заправочными шлангами и другим аэродромным оборудованием.

3. Нахождения на обшивке самолета инструмента и других предметов.

4. Опробования двигателей при наличии на земле перед воздухозаборниками посторонних предметов, могущих попасть в двигатель. Площадка зимой должна быть очищена от снега до бетона, а летом полита водой.

5. Нахождения людей при опробовании двигателей перед воздухозаборниками на расстоянии менее 10 м и за реактивными соплами в зоне струи — на расстоянии менее 50 м.

6. Запуска и опробования двигателей с направлением реактивной струи на здания, самолеты и т. п., находящиеся на расстоянии менее 150 м.

1. Предполетная подготовка самолета бортмехаником

Перед выполнением предполетной подготовки необходимо проверить наличие на борту самолета удостоверения о годности самолета к полетам, свидетельства о его регистрации, формуляров самолета и двигателей. По формулярам самолета и двигателей проверить соответствие произведенного технического обслуживания налету самолета, ресурс агрегатов и приборов.

Предварительные работы

1. Проверить, имеются ли противопожарные средства возле самолета, установлены ли колодки под колесами основных ног шасси, заземлен ли самолет.

2. Убедиться в том, что с самолета сняты все чехлы и заглушки, кроме передних заглушек двигателей (передние заглушки снимаются непосредственно перед запуском двигателей).

Летом при температуре наружного воздуха выше $+25^{\circ}\text{C}$ произвести охлаждение кабин до температуры $+20^{\circ}\text{C}$, но так, чтобы перепад между температурой наружного воздуха и температурой в кабинах не превышал $10-12^{\circ}\text{C}$.

3. Зимой:

а) проверить качество очистки от льда, снега и инея поверхности самолета, окон кабин экипажа и пассажиров, узлов управления и подвески, закрылков, рулей и триммеров, наружных антенн, приемников воздушного давления, а также отсутствие закупорки и обмерзания дренажных отверстий;

б) при температуре воздуха в кабинах ниже $+5^{\circ}\text{C}$ подогреть кабины до температуры $+20 \div +25^{\circ}\text{C}$ от аэродромного подогревателя с продолжительностью обогрева при этой температуре $20-30$ минут. Внутренняя дверь между кабинами экипажа и пассажиров и люки в полу пассажирской кабины должны быть открыты;

в) при температуре наружного воздуха ниже -25°C подогреть турбостартеры двигателей аэродромным подогревателем, если после последнего полета не было произведено разжижение масла бензином. При разжиженном

масле МК-8 (или трансформаторном), а также при эксплуатации двигателей на масле МК-6 подогрев турбостартеров производить при температуре ниже 40°C .

Предупреждения. 1. Разжижение масла МК-6 не производить.

2. Смешивать масло МК-6 с маслами МК-8 и трансформаторным не разрешается.

4. Проверить наличие пускового топлива и масла в баках самолета, а также основного топлива в соответствии с заданием на полет.

Бачок пускового топлива емкостью 40 л должен заправляться полностью, с тем чтобы в случае необходимости был обеспечен многократный запуск двигателя в полете. В маслобаки двигателей должно быть заправлено по 24 л масла.

5. Проверить наличие жидкости в баках гидросистемы. Должно быть заправлено: в бак основной системы — 24 л и в бак тормозной системы — 22 л. Заправку бака тормозной системы проверить, когда система находится под давлением 150 кг/см^2 с включенными стояночными тормозами.

6. Проверить зарядку воздушной системы самолета. Давление воздуха в системе должно быть не ниже 70 кг/см^2 .

7. Проверить зарядку кислородной системы самолета и переносных кислородных баллонов.

8. Проверить заправку водой водосистемы самолета (зимой вода должна заправляться подогретой до $+60^{\circ}\text{C}$).

9. Проверить заправку унитазов (в туалетных) химжидкостью (зимой жидкость должна быть подогретой до $+35^{\circ}\text{C}$).

10. Проверить и убедиться в том, что через сливные краны групп баков отстой топлива слит, сливные краны законтрены, крышки люков закрыты.

Осмотр и проверка силовых установок и планера

Осмотр и проверка самолета производятся в следующем порядке:

Передняя часть фюзеляжа

Проверить:

— нет ли повреждений обшивки, царапин, трещин, вмятин и надежно ли закрыты лючки передней части фюзеляжа;

— целостность и чистоту остекления фонаря кабины штурмана и стекол ламп фар;

— имеются ли сигнальные ракеты в кассетах (Ту-104).

Передняя стойка шасси и ниша

Проверить:

— нет ли следов подтекания масла на шлангах гидросистемы, на трубопроводах и их соединениях;

— нет ли течи масла из-под уплотнения штока амортистойки;

— обжатие амортистойки; видимая высота рабочей части штока должна быть, в зависимости от нагрузки, в пределах 110—170 мм для самолетов Ту-104А и Ту-104Б и 180—250 мм — для самолетов Ту-104;

— нет ли течи масла из-под уплотнения штоков цилиндров управления разворотом передних колес;

— не имеют ли покрышки колес повреждений, препятствующих дальнейшей их эксплуатации;

— открыт ли подвесной замок ноги шасси.

В случае большой усадки авиашин проверить по манометру давление в них. Давление в авиашинах передней стойки должно быть 6—6,5 кг/см² с разницей не более 0,25 кг/см²;

— целостность и чистоту стекол фар и состояние штырей вилок аэродромного питания.

Средняя часть фюзеляжа (снизу)

Проверить:

— нет ли подтеков топлива в местах расположения топливоподкачивающих насосов и трубопроводов топливной системы и подтеков масла из трубопроводов гидросистемы;

— нет ли повреждений обшивки, плотно ли прилегают крышки лючков и надежно ли они закрыты замками;

— имеются ли сигнальные ракеты в кассетах (Ту-104А и Ту-104Б).

Гондола левого двигателя и левая первая стъемная часть крыла (снизу)

1. Проверить, нет ли повреждений обшивки и нет ли течи топлива в местах расположения топливных баков, агрегатов и трубопроводов топливной системы и течи масла в местах расположения трубопроводов гидросистемы и маслосистемы.

2. Осмотреть внутреннюю часть воздушного канала гондолы двигателя и проверить, нет ли посторонних предметов и загрязнений. В целях исключения случаев попадания посторонних предметов внутрь всасывающих каналов, последние необходимо после осмотра закрыть заглушками, которые следует снимать только перед запуском двигателей.

3. Проверить, нет ли закупорки и обмерзания заборника суфлирования маслосистемы двигателя.

4. Осмотреть реактивное сопло двигателя и проверить, нет ли посторонних предметов в сопле. При температурах наружного воздуха от 0°C и ниже проверить легкость вращения ротора, повернув его рукой за лопасти турбины.

5. Проверить, открыта ли лента перепуска воздуха из компрессора.

Предупреждение. Запуск двигателя с закрытой лентой перепуска воздуха запрещается.

Левая стойка основного шасси

Проверить:

— нет ли подтекания масла из шлангов гидросистемы и шарнирных трубопроводов подвода масла к тормозам колес;

— нет ли течи масла из-под уплотнений штока амортистойки;

— обжатие амортистойки; видимая высота рабочей части штока должна быть, в зависимости от нагрузки, в пределах 70—120 мм для самолетов Ту-104А и Ту-104Б и 80—170 мм для самолета Ту-104;

— нет ли обледенения на шарнирных узлах тележки, на механизме запрокидывания, на трубопроводах гидросистемы и петле подвески амортистойки на замок;

— не имеют ли покрышки колес повреждений, препятствующих их эксплуатации;

— нет ли смещения покрышек относительно барабанов колес;

— нет ли течи масла из тормозных камер или тормозных цилиндров колес;

— состояние электропроводки к датчикам автомата тормозов.

В случае большой осадки пневматиков проверить по манометру давление в них. Давление в авиашинах основного шасси должно быть 9—9,5 кг/см². Разница в величине давления не должна превышать 0,25 кг/см²;

— нет ли проворачивания оси подвески рамы тележки (масленка должна быть в верхнем положении);

— нет ли на гондоле подтеков масла из понизителей давления;

— целостность и чистоту стекла фары.

Левая консольная часть крыла (снизу)

Проверить:

— нет ли течи топлива в местах расположения баков, из труб аварийного слива топлива и трубки дренажного бачка;

— нет ли закупорки и обмерзания трубы аварийного слива топлива и трубки дренажного бачка;

— нет ли повреждения обшивки и плотно ли прилегают и надежно ли закрыты замки крышки лючков.

Багажные помещения

Проверить:

— нет ли течи масла из трубопроводов гидросистемы и воды из водосистемы;

— нет ли в багажных помещениях посторонних предметов, грязи и имеются ли крепежные приспособления для грузов;

— нет ли повреждений крышек люков и уплотнительной резины.

Левый борт фюзеляжа

Проверить, нет ли повреждений обшивки. Проверить целостность и чистоту остекления окон пассажирской кабины.

Хвостовая опора

Проверить, нет ли наружных повреждений.

Хвостовая часть фюзеляжа

Проверить:

— нет ли повреждений обшивки и надежно ли закрыты и заперты створки контейнера парашютов и наличие зазора между обтекателем замка и створками контейнера (запертое положение створок контейнера проверяется по контрольным меткам на створках);

— (только для Ту-104) нет ли течи топлива из бака № 5, из клапана аварийного слива и нет ли закупорки и обмерзания заборника дренажа;

— надежно ли закрыта заливная горловина бака.

Хвостовое оперение

Проверить, нет ли повреждений обшивки, плотно ли прилегают крышки лючков и надежно ли они закрыты.

Правая сторона самолета

Осмотр и проверку правой стороны самолета производить в объеме осмотра и проверки для левой стороны самолета.

Верх фюзеляжа, гондол двигателей и крыла

1. Проверить, нет ли повреждений обшивки и остекления кабины пассажиров.

2. Проверить заправку самолета топливом и надежность закрытия заливных горловин масляных и топливных баков, а также капотов и люков.

Пассажирская кабина, вестибюли и туалетные

1. Осмотреть пассажирскую кабину, вестибюли, туалетные и убедиться, что:

а) все помещения чисты, не имеют посторонних предметов, укомплектованы съемным бытовым имуществом согласно бортовому перечню;

б) диваны, кресла, столы, багажные сетки, гардеробы и оборудование буфета-кухни не имеют повреждений и загрязнений;

в) стекла окон не имеют повреждений, аварийные люки закрыты надежно;

г) корпуса пепельниц полностью вставлены в подлокотники кресел, надежно законтрены, при открывании не выходят из подлокотника кресла;

д) двери, особенно наружные и входной люк для экипажа, не имеют повреждений, уплотнительная резина на них исправна, замки работают надежно;

е) убедиться, что корзины с переносными кислородными приборами находятся на своих местах, полностью укомплектованы, а баллоны заряжены до рабочего давления;

ж) бортовые огнетушители имеют пломбы и находятся на своих местах.

2. По масломерам проверить наличие жидкости в баках гидросистемы.

Кабина экипажа

1. Открыть крышку кнопок управления нормальным выпуском и уборкой шасси; убедиться, что кнопки находятся в поднятом положении, после чего закрыть крышку и законтрить ее мягкой проволокой.

2. Убедиться в наличии пломб на крышке управления аварийным выпуском шасси, на выключателе автомата тормозов в положении «Включено», на механизме управления чрезвычайным режимом двигателей, ручках аварийного слива топлива и надежность закрытия трубки дренажа кабины экипажа под форточкой пилотов.

3. Осмотреть кабину и проверить:

— наличие и исправность кислородных масок и зарядку кислородом бортовых баллонов;

— чистоту кабины и отсутствие в ней посторонних предметов;

— целостность и чистоту стекол кабины;

— легкость хода и плотность прилегания боковых форточек;

— надежность закрытия аварийного люка;

— исправность кресел, замков, привязных ремней и системы стопорения сидений;

— наличие ковров на полу и их крепление.

4. Убедиться, что кран зарядки аварийного гидро-

аккумулятора закрыт, а кнопка управления поворотом переднего колеса законтрена, гидроаккумуляторы (основной и аварийной системы торможения) заряжены полностью. Проверить работу ручного гидронасоса.

5. Проверить внешнее состояние приборов и электрооборудования и убедиться, что на самолете имеется комплект запасных электроламп и предохранителей и что пульт управления сигнальными ракетами опечатан.

6. Перед включением бортсети самолета под напряжение проверить:

а) выключены ли все выключатели и переключатели на мотопультах, верхнем электрощитке и щитках штурмана, радиста и бортпроводника;

б) закрыта ли крышка панели запуска двигателей;

в) включены ли автоматы на панелях АЗС.

7. Проверить напряжение бортового аккумулятора под нагрузкой 18—22 а, для чего подключить аккумулятор к аварийной шине и включить следующие потребители: авиагоризонт, обогрев левого ПВД, переговорное устройство СПУ и УКВ радиостанцию № 1. Если напряжение аккумулятора будет меньше 24 в, потребовать замены аккумулятора.

При отсутствии аэродромного источника электроэнергии принять меры к экономному расходованию энергии бортового аккумулятора, а именно:

а) выключить АЗС в цепи управления гидромомпой;

б) не допускать включения потребителей электроэнергии без крайней необходимости;

в) предупредить бортпроводников о максимальной экономии электроэнергии;

г) производить опробование работы спецоборудования самолета после запуска двигателей.

8. При подключенном аэродромном питании убедиться, что напряжение в бортсети находится в пределах 28—28,5 в, после чего приступить к проверке работы оборудования под напряжением.

9. Проверить по топливомерам количество заправленного топлива и установить стрелки расходомеров топлива РТС-16 соответственно фактическому количеству топлива в баках самолета.

10. Проверить работу пожарной системы, для чего:

а) убедиться в исправности цепи пиропатронов;

б) при выключенном АЗС-15 управления баллонами

поочередным нажатием ламп-кнопок убедиться в исправности системы.

11. Проверить исправность цепей пиропатронов выпуска и сброса посадочного парашюта, для чего:

— выключить АЗС-5 управления выпуском парашюта;

— открыть крышку пульта управления тормозным парашютом, поочередным нажатием кнопки «выпуск» и каждой из кнопок «сброс» (у левого и правого пилотов) убедиться в исправности соответствующих цепей по сигнальной лампочке на панели АЗС;

— закрыть крышку пульта и по загоранию той же лампы убедиться в исправности цепей аварийного сброса парашюта;

— включить АЗС тормозного парашюта.

12. Проверить, надежно ли закрыты все крышки люков гондолы и капотов двигателей. Проверить наличие заглушек на воздухозаборниках.

13. Оформить документацию по техническому обслуживанию. Принять самолет от технической бригады.

14. Убедиться, что все чехлы и заглушки с самолета сняты и от самолета убрано аэродромное оборудование.

15. Перед буксировкой убедиться в надежности крепления буксирного водила к самолету и тягачу.

16. Перед буксировкой самолета к аэровокзалу установить рычаги аварийных тормозов в исходное положение вверх.

17. При посадке пассажиров и загрузке самолета не допускать повреждения обшивки самолета загружаемым грузом, трапами или средствами наземной механизации.

18. После посадки пассажиров и загрузки самолета убедиться в наличии сеток и надежном креплении грузов в багажниках.

19. В жаркое летнее время входные двери переднего и заднего вестибюлей должны быть открыты до момента запуска двигателей. При буксировке самолета на предварительный старт входные двери также должны быть открыты. Около открытой двери должен находиться бортпроводник.

20. На предварительном старте проверить закрытие входных дверей. Зашелки замков входных дверей и аварийных люков должны находиться в открытом положении

нии (вверх), при этом лампочки сигнализации положения защелок замков гореть не должны.

21. Во время буксировки самолета на предварительный старт бортмеханик производит подготовку к запуску двигателей. О готовности к запуску докладывает командиру корабля. Перед запуском командир корабля включает стояночный тормоз и убеждается, что рычаги аварийных тормозов установлены в рабочее положение (вверх).

Бортмеханик проверяет снятие оси буксировочного водила с самолета.

22. При запуске двигателя командиром корабля бортмеханик следит за правильностью работы автоматики запуска, показаниями контрольных приборов двигателя и турбостартера, о чем докладывает командиру корабля. При запуске первого двигателя необходимо проследить за работой гидронасоса.

23. После запуска двигателей осмотреть их из окон пассажирской кабины и убедиться в нормальной их работе.

24. Перед вырубиванием самолета на исполнительный старт:

а) убедиться, что автомат тормозов включен и выключатель опломбирован;

б) убедиться в полной зарядке аварийной тормозной системы;

в) убедиться в том, что крышка панели запуска двигателей закрыта командиром корабля;

г) проверить нейтральное положение триммеров по лампочкам на доске пилотов и на пульте синхронизации;

д) включить общий выключатель автопилота АП-5-2 на его пульте управления;

е) включить обогрев приемников полного давления на исполнительном старте за минуту до взлета; включить обогрев автопилота: летом — после взлета, зимой — после запуска двигателей;

ж) проверить закрытие крана управления клапанами противообледенительного устройства крыла.

25. Во время руления на исполнительный старт убедиться в правильной работе автоматики расходования топлива и контролировать работу двигателей по приборам

— указателя топливомеров УТД-52 — стрелки показывают фактическое наличие топлива в баках;

— указателя высоты и перепад давления в кабине — стрелка перепада находится в положении «0»;

— расходомера воздуха УРВК — стрелка находится в положении «0»;

— термометра противообледенителя ТЦТ-13 — стрелка показывает температуру наружного воздуха;

б) наличие кислородной маски и зарядку кислородной системы по манометру;

в) включен ли выключатель сигнализации падения давления в гермокабине;

г) установлен ли выключатель «Сброс давления» в положение «Нормально»;

д) автоматы защиты «Обогрев» и «Вентиляция» установить в положение «Включено»;

е) закрыты ли запорные клапаны линии наддува; для закрытия клапанов четыре переключателя «наддув» включить на 10 секунд в стороны «меньше»;

ж) исправность освещения своего рабочего места и приборов;

з) открыты ли шторы на арматурах СЛЦ-51 пожарной сигнализации, сигнализации на приборных досках и на верхнем электрощитке;

и) исправность фар и АНО путем кратковременного их включения под напряжение, после чего установить переключатели посадочных фар в нейтральное положение;

к) исправность электромеханизмов триммеров путем их включения; после чего установить их в нейтральное положение и зафиксировать переключатель триммера руля высоты;

л) работу противообледенителей хвостового оперения по сигнальной лампочке — горит 40 секунд, не горит 80 секунд, при этом радист должен наблюдать по амперметру величину тока, который должен быть 450—500 а.

Проверку производить при работающих двигателях.

4. Предполетная подготовка самолета бортрадистом

1. При осмотре убедиться, что:

а) антенные устройства исправны;

б) щитки, пульты управления, кожухи и передние панели радиоаппаратуры, а также электроприборы не имеют повреждений и надежно укреплены;

в) основные и запасные предохранители на панели переменного тока исправны и надежно укреплены;

г) антенная проводка правильно и надежно подключена к проходным изоляторам и аппаратуре;

д) имеются в наличии запломбированный ящик с запасными радиолампами, а также таблицы настройки передатчика связной радиостанции;

е) бортовая электросеть постоянного тока получает питание от аэродромного источника электроэнергии и имеет напряжение 28,5 в. При меньшем или большем напряжении потребовать доведения его до номинала.

2. Опробовать работу основного и резервного преобразователей ПО-3000, проверить работу радиооборудования под напряжением, качество внутренней связи с пилотами, штурманом и бортпроводником, убедиться в исправности освещения своего рабочего места, в исправности кресла и привязных ремней.

3. Проверить наличие кислородной маски и зарядку кислородной системы по манометру.

5. Предполетная подготовка самолета командиром корабля

Командир корабля должен принять доклады от бортмеханика, бортрадиста, второго пилота, штурмана и бортпроводника о готовности самолета и его оборудования к полету. Затем лично произвести осмотр самолета. Порядок осмотра самолета следующий:

Планер и силовые установки

Осмотреть фюзеляж, крыло, оперение и силовые установки; убедиться, что обшивка, зализы, воздухозаборники и капоты не имеют повреждений и из-под них нет подтеков топлива и масла; люки на обшивке и крышки капотов двигателей закрыты, приемники воздушного давления, фары, антенны, закрылки исправны, заглушки со статических отверстий и чехлы с приемников полного давления сняты.

Зимой необходимо убедиться, что снег, иней и лед удалены с поверхности самолета, окон кабин и приемников воздушного давления.

Управление самолетом

Осмотреть рули направления, высоты и элероны и их триммеры, убедиться в их внешней исправности и отсутствии повреждений.

Подогнать сиденье, привязные ремни и педали по своему росту. Убедиться в надежности фиксации стопора регулировки педалей.

При приемке самолета от ЛЭРМ перед началом рейса, совместно со вторым пилотом проверить, что направления отклонений рулей, элеронов и триммеров соответствуют отклонениям штурвала, педалей и переключателей управления триммерами. Отклонение органов управления производится вторым пилотом по командам командира корабля. Правильность отклонения триммеров проверять с пульта командира корабля и с пульта второго пилота. После проверки поставить триммеры в нейтральное положение.

Шасси

Осмотреть и убедиться, что авиационные заряжены нормально (по обжатию), крышки не имеют наружных повреждений и сдвига относительно реборд колес (по меткам), шланги и трубки тормозной системы на стойках и колесах не имеют подтеков, амортизационные стойки имеют нормальную осадку и герметичны.

Зимой убедиться, что снег и лед удалены с тележек шасси, механизма запрокидывания тележек и с замков шасси.

Принять доклад второго пилота о размещении пассажиров, груза и багажа, о центровке и фактическом взлетном весе самолета и соответствии фактической загрузки самолета сопроводительным документам.

Командир корабля должен проверить форму РЦЗ и подписать ее.

Предупреждение. Командир корабля не имеет права вылетать в рейс, если на борту самолета отсутствует документ, составленный диспетчером по центровке (ДЦ), расчет центровки и загрузки или в случае, если взлетный вес самолета превышает допустимый, а фактическая центровка и загрузка не соответствуют расчетным данным диспетчера по центровке (ДЦ) и установленным пределам.

Кабина экипажа

1. Осмотреть кабину и убедиться, что кресло исправно и имеется возможность его регулировки и стопорения. Остекление окон чистое и не имеет повреждений. Убедиться, что АЗС на панели левого пилота включены.

2. Проверить плавность хода рычагов управления двигателями, исправность защелок и наличие пломбы на механизме управления чрезвычайным режимом двигателей.

3. Убедиться в том, что ручка стопорения рулей зафиксирована в крайнем заднем положении. Проверить легкость хода элеронов и рулей.

4. Проверить исправность электропривода триммера руля высоты путем его включения и опробования, после чего установить триммер в нейтральное положение и застопорить переключатель, расположенный на штурвале. Аварийный выключатель триммера руля высоты оставить в положении «Включено».

5. На левом пульте убедиться, что переключатель выпуска и уборки закрылков стоит в нейтральном положении и закрылки убраны.

На электрошитке пилотов проверить, что курсовой и глиссадный радиоприемники выключены.

6. Проверить, что автомат тормозов включен и выключатель законтрен и опломбирован. Осмотреть пульт управления радиокompасом АРК-5 № 1.

7. Проверить исправность освещения приборов у своего рабочего места, установку переключателей фар в нейтральное положение.

8. Проверить наличие графиков поправок указателя скорости и высотомера.

9. Включить авиагоризонты.

10. Осмотреть левую и среднюю приборные доски и убедиться в правильности исходных показаний основных приборов:

— указателя положения закрылков УЗП-47 — стрелка указывает действительное положение закрылков;

— маметра МС-1 — стрелка стоит вертикально вниз под черной меткой, нанесенной на стекле;

— указателя скорости КУС-1200 — обе стрелки находятся в положении «0», допустимое несовпадение ± 2 мм по дуге шкалы;

— вариометра ВАР-30-3 — стрелка находится в положении «0», допустимое несовпадение $\pm 0,5$ м/сек по шкале прибора;

— высотомера ВД-20 — обе стрелки стоят на нуле, при этом шкала барометрического давления показывает давление на аэродроме;

— указателей расходомеров топлива РТС-16 — стрелки указывают фактическое количество топлива в баках;

— манометров тормозных систем МГ-250 — стрелки указывают давление в гидросистеме основного (левый манометр) и аварийного торможения (правый манометр); давление в системе основного и аварийного торможения должно быть 150 кг/см^2 ;

— манометра основной гидравлической системы МГ-250 — стрелка стоит в положении «0».

11. Осмотреть сигнализацию шасси и убедиться, что все зеленые лампочки горят.

12. Проверить и убедиться в том, что крышка управления нормальным выпуском и уборкой шасси зафиксирована мягкой проволокой, а крышка управления аварийным выпуском и уборкой шасси опломбирована; кнопка управления поворотом переднего колеса утоплена и зафиксирована, кран зарядки аварийных гидроаккумуляторов закрыт.

13. Проверить плавность хода рычагов аварийных тормозов, установленных в рабочее положение.

14. Проверить наличие кислородной маски и зарядку системы по манометру.

15. Надеть телефоны и подключить их к СПУ.

16. Осмотреть пульта управления командной радиостанцией. Убедиться в том, что регуляторы громкости стоят в положении «Громко», включить соответствующий канал и выключатель питания на левом борту.

17. Проверить работу СПУ, командной радиостанции.

18. Перед запуском двигателей и вырубанием произвести проверку согласно «Карте обязательных проверок».

6. Обязанности бортпроводника при подготовке самолета к полету

1. Осмотреть пассажирскую кабину, убедиться в ее чистоте, отсутствии в ней посторонних предметов и

проверить: исправность и чистоту обивки кабины, диванов, кресел, багажных сеток (сетки не должны провисать), наличие ковров и занавесок, комплектность плечиков для верхней одежды пассажиров и медикаментов в аптечках в кабинах экипажа и пассажиров.

2. Проверить, надеты ли подголовники на кресла и наволочки на подушки. Загрязненные подголовники и чехлы сидений должны быть заменены.

3. Зимой убедиться, что кабина прогрета до плюс $15 \pm 20^\circ\text{C}$.

Обогревать кабины необходимо и при продолжительной (более 1,5 часа) стоянке самолета в промежуточных аэропортах.

Летом перед посадкой пассажиров проверить охлаждение кабины пассажиров и экипажа до температуры плюс $15-20^\circ\text{C}$, если температура наружного воздуха выше $+25^\circ\text{C}$.

4. Проверить наличие воды в водяной системе самолета.

5. Осмотреть кухню-буфет, убедиться в ее чистоте, отсутствии в ней посторонних предметов и в исправности всего оборудования.

6. При включенном в бортовую сеть самолета аэродромном источнике электроэнергии проверить: электроосвещение в пассажирской кабине, вестибюлях, туалетных и исправность бытовых электроприборов кухни и индивидуального освещения.

Предупреждение. При неработающих двигателях и не включенном аэродромном источнике электроэнергии бортпроводнику разрешается включать только дежурное освещение кабин, освещение проходов и сигнализацию вызова.

7. Проверить телефонную связь бортпроводника с экипажем.

8. Осмотреть гардеробы, вестибюли, служебное отделение и убедиться в их исправности, чистоте и отсутствии в них посторонних предметов.

9. Осмотреть туалетные помещения, убедиться в их чистоте и отсутствии в них посторонних предметов. В туалетных проверить: исправность унитазов и наличие туалетной бумаги и салфеток, исправность мусорных ведер, умывальников и наличие полотенец и мыла.

10. Принять на борт самолета контейнеры с продуктами и чистой посудой и заправить водой электрокипа-

тильник и термосы. Контейнеры должны быть стандартного образца, чистые и непомятые.

11. Перед посадкой пассажиров включить автоматы-выключатели «Нумератор вызова», «Звонки падения давления», «Освещение порогов».

12. В темное время суток, при питании бортовой сети от аэродромного источника электроэнергии, включить все освещение пассажирских и подсобных помещений.

13. При посадке пассажиров в самолет указать их места. Поместить верхнюю одежду пассажиров в гардероб.

14. Установить стрелки часов в пассажирской кабине в соответствии с фактическим временем суток (время московское) и кабинный высотомер на фактическое давление данного аэродрома.

15. Проверить наличие и исправность переносных кислородных приборов.

ГЛАВА II

ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА

1. ЗАКЛЮЧИТЕЛЬНЫЕ РАБОТЫ ПЕРЕД ВЫРУЛИВАНИЕМ НА СТАРТ

1. Самолеты с места стоянки к аэровокзалу и от аэровокзала на предварительный старт должны буксироваться тягачом. С предварительного старта на исполнительный старт экипаж самолета производит руление, пользуясь тягой двигателей.

После того как у аэровокзала проведена посадка пассажиров и проведены все работы по размещению загрузки, командир корабля подписал и получил от диспетчера по загрузке центровочный график по форме РЦЗ-1, члены экипажа за 15 минут до вылета занимают свои места в самолете, подгоняют сиденья по росту и привязываются к ним привязными ремнями. Командир корабля и второй пилот подгоняют свои сиденья по росту следующим образом: по высоте, чтобы взгляд, направленный на 50 м вперед на землю, проходил через середину лобового стекла фонаря; по длине, чтобы ступни ног свободно и полностью отклоняли педали руля направления в крайнее переднее положение, и командир корабля мог носками ног в этом положении изменять свободно, без вытягивания ноги, наклон педалей для полного и равномерного торможения. После выполне-

ния этой подгонки командир корабля и второй пилот обязаны проверить наличие полного хода (до упоров) колонки управления рулем высоты — «На себя» и «От себя».

Командиру корабля и второму пилоту обязательно проверить надежность фиксации (заход в гнезда стопоров) своих сидений.

2. Командир корабля, находясь на своем рабочем месте, обязан по окончании загрузки и посадки пассажиров следить за буксировкой самолета на предварительный старт и при нормальной буксировке не допускать торможения колес.

При буксировке самолета командир корабля должен держать ноги на педалях для того, чтобы в случае необходимости, затормозить движение самолета.

3. На предварительном старте включить стояночный тормоз; перед запуском двигателей по команде командира корабля бортрадист читает по СПУ контрольную карту обязательных проверок, члены экипажа после выполнения операций, указанных в этой карте, докладывают командиру корабля по касающимся их вопросам.

Штурман по СПУ перед запуском двигателей докладывает командиру корабля, место расположения АПА-2, после запуска одного двигателя — отъезд АПА-2, после отсоединения водила — «ось водила вытащена».

4. По окончании чтения карты обязательных проверок, выполнения указанных в ней операций и получения разрешения КДП на запуск двигателей командир корабля дает команду: «К запуску двигателей» и производит запуск двигателей.

5. Перед запуском подать команду «От двигателей» и, получив ответ от руководителя бригады на земле «Есть от двигателей», запустить двигатели в соответствии с указаниями по запуску двигателей. После запуска первого двигателя и достижения им 1750 об/мин бортрадист включает генераторы работающего двигателя и докладывает командиру корабля об их исправной работе. Командир корабля подает команду «Отключить АПА».

После запуска второго двигателя бортрадист докладывает о нормальной работе генераторов обоих двигателей. После запуска обоих двигателей командир корабля

выключает главный выключатель запуска, закрывает крышку панели запуска и подает команду «Убрать колодки».

6. При работающих двигателях командир корабля совместно с другими членами экипажа проверяет работу генераторов, стеклоочистителей, противообледенительной системы крыла и оперения, гидросистемы, воздушной системы, автопилота, приборов и навигационного оборудования.

Предупреждение (только для самолетов Ту-104). При наличии в баках № 1—4 топлива менее 7000 л руление необходимо выполнять при ручном управлении топливными насосами — во избежание перекачки топлива из бака № 5.

7. На предварительном старте перед началом руления на исполнительный старт второй пилот, в соответствии с требованиями контрольной карты обязательных проверок экипажем, выпускает закрылки во взлетное положение и докладывает об их выпуске командиру корабля.

Предупреждения. 1. После выпуска или уборки закрылков с места командира корабля его переключатель управления закрылками должен быть установлен в нейтральное положение.

2. Второй пилот перед использованием закрылками обязан убедиться, что переключатель управления закрылками у командира корабля находится в нейтральном положении.

8. Для взлета в целях обеспечения безопасности и получения лучших летных характеристик на случай отказа одного двигателя закрылки следует отклонять на 10°. Это позволит продолжать взлет и набор высоты даже при отказе одного двигателя и обеспечит скороподъемность самолета при взлете с одним работающим двигателем, как это указано на графиках (рис. 20 и 21).

9. Борtmеханик осмотром через окна пассажирской кабины проверяет синхронность выпуска закрылков, включение сигнализации давления в пассажирской кабине и докладывает командиру корабля, а затем закрывает дверь, отделяющую кабину экипажа от кабины пассажиров.

10. Второй пилот включает табло «Надеть привязные ремни» и «Не курить».

11. Командир корабля принимает по СПУ доклад членов экипажа о выполнении всех операций, указанных в карте обязательных проверок экипажем на предвари-

тельном старте, и, получив разрешение СКП, начинает руление к исполнительному старту.

II. РУЛЕНИЕ

1. После окончания всех проверок согласно контрольной карте экипаж начинает руление с максимальной осмотрительностью.

Перед началом руления бортмеханик по команде командира корабля включает механизм управления передней стойкой шасси, снимает защелку и вытягивает кнопку.

Предупреждения. 1. Запрещается управлять механизмом поворота передней стойки шасси до начала движения самолета.

2. При рулении самолета главный выключатель автопилота АП-5-2 (общая планка) должен быть включен.

2. Для того, чтобы стронуть самолет с места, командир корабля носками ног одновременно нажимает на обе тормозные педали, выключает стояночный тормоз и выводит двигатели на обороты 3000—3200 об/мин. Как только двигатели вышли на указанные выше обороты, начинать движение по прямой. В процессе руления командир корабля левой рукой управляет рычагами управления двигателями, а правой — управляет поворотом колес передней стойки шасси и при необходимости только на прямой применяет тормоза.

3. Второй пилот во время руления удерживает штурвал и совместно со штурманом наблюдает за окружающей обстановкой и при наличии препятствий или поступлении сигналов с земли докладывает командиру корабля. Бортрадист прослушивает работу командной радиостанции. Бортмеханик наблюдает за режимом работы двигателей.

4. Для обеспечения руления с нормальной скоростью необходимо уменьшить обороты двигателей до оборотов малого газа и продолжать руление в заданном направлении. Нормальное руление на дорожках с бетонным покрытием производится при 1750—2000 об/мин. На рулении не допускать режимов работы двигателей в диапазоне 3720—3850 об/мин, при которых периодически срабатывает лента перепуска и возможны колебания оборотов.

5. На прямой, во время движения самолета на скорости, не превышающей 20—30 км/час, командир ко-

рабля, плавно нажимая носками на педали, опробует работу сначала основных тормозов, а затем аварийных — путем легкого нажатия рукой сначала на один рычаг аварийного тормоза, затем на второй. В том случае, если при опробовании основных тормозов самолет не останавливается, командиру корабля необходимо немедленно затормозить его аварийными тормозами, до полной остановки. Рычаги аварийных тормозов следует держать нажатыми до установок под колеса колодок, после чего выключить двигатели. Полностью отпускать от себя рычаги аварийных тормозов запрещается во избежание быстрого израсходования запаса жидкости аварийного гидроаккумулятора и сброса давления из тормозов на слив. Аварийные тормоза не связаны с автоматом тормозов, поэтому при сильном нажатии на рычаги происходит эффективное торможение, при котором возможно истирание и срыв покрышек.

6. Во всех случаях запрещается резко тормозить самолет с развернутым передним колесом во избежание повреждения самоцентрирующего устройства.

7. При резком торможении самолет имеет тенденцию к раскачиванию в продольном отношении («клевки носом»).

Для того, чтобы предотвратить раскачивание самолета при остановке, командир корабля заблаговременно уменьшает обороты двигателей, для движения использует инерцию самолета и, применяя плавное торможение, сбавляет скорость движения и останавливает самолет в указанном месте без толчка («клевка носом»).

8. Руление на прямых участках РД или по ВПП при безветрии и при ветре должно производиться на одинаковых оборотах обоих двигателей со скоростью не более 30—35 км/час. При этом следует помнить, что при рулении по прямой на повышенной скорости выбирать свой ход тормозных педалей не следует — во избежание возможного руления с частично заторможенными колесами. Скорость руления вблизи препятствий допускается не более 10 км/час.

При незначительном отклонении самолета от прямой направление легко восстанавливается без рыскания носом самолета небольшим поворотом штурвальчика. Руление должно производиться по осевой линии РД или ВПП.

9. В случае отказа одного двигателя или его выключения возможно руление с одним работающим двигателем. Техника руления при этом остается такой же, как и при работе двух двигателей.

10. При рулении на разворотах для изменения направления движения самолета перед началом разворота метров за сто следует легким нажатием на тормоза уменьшить скорость, в зависимости от стороны разворота, используя инерцию самолета, подрулить к одной из обочин ВПП или РД, а затем по мере движения самолета механизмом управления передней ноги разворачивать самолет в нужном направлении.

11. Минимальный радиус разворота по внешней тележке должен быть равен двум колеям шасси.

Для обеспечения безопасности разворота на 180° ширина ВПП с бетонным покрытием должна быть равна двум радиусам разворота плюс расстояние, равное половине колеи шасси, т. е. всего не менее 50 м.

12. Выполнять развороты с неподвижной одной тележкой, а также с полностью заторможенными колесами одной из тележек **ЗАПРЕЩАЕТСЯ**.

Скорость при развороте не превышать 10—15 км/час.

13. Не допускать разворотов во время руления при наличии в стороне, противоположной развороту, людей на расстоянии менее 50 м.

14. Для того чтобы самолет поставить в заданном направлении, угловая скорость вращения штурвального управления поворотом передней ноги не должна опережать скорость движения самолета. Не дожидаясь выхода самолета на осевую линию ВПП, следует начинать поворачивать штурвальчик управления поворотом передней ноги в противоположную сторону настолько, чтобы самолет занял нужное направление, а передние колеса установились вдоль продольной оси самолета. Прорудить в таком положении по прямой 5—10 м, избегая юза передних колес.

Останавливать самолет нужно плавно, с постепенным уменьшением скорости, так чтобы торможение не вызывало резких «клевков» на нос самолета.

15. Техника выполнения руления при попутном ветре и в безветрие остается одинаковой, однако при порывистом попутном ветре возможны резкие отклонения ру-

лей хвостового оперения и элеронов в крайние положения с ударными нагрузками.

Второй пилот должен удерживать педали и штурвал управления рулями в нейтральном положении, противодействуя порывам ветра, и ни в коем случае не допускать ударов рулей об ограничительные устройства.

Предупреждение. Предельно допустимая скорость ветра для эксплуатации самолетов типа Ту-104 установлена: при рулении на сухих РД и ВПП — 30 м/сек, на увлажненных и заснеженных РД и ВПП — 25 м/сек.

В тех случаях, когда руление затруднено, разрешается буксировка самолета с законтренными рулями управления при ветре до 40 м/сек.

16. При рулении на обледеневшем аэродроме движения штурвальчика управления передней стойкой шасси должны быть импульсивными. Максимальный угол поворота штурвальчика не должен превышать $30-40^\circ$. Руление следует производить при двух работающих двигателях.

17. **Запрещается** производить руление при:

- неисправной основной или аварийной гидросистеме;
- разрушении авиационной шины одного из колес шасси или дымлении тормозов колес;
- неисправной световой сигнализации шасси;
- появлении течи топлива, масла или гидросмеси;
- повреждении покрытия РД и ВПП и засоренности их камнями, грязью, кусками льда и другими посторонними предметами.

Во всех перечисленных случаях командир корабля обязан прекратить руление, доложить о случившемся руководителю полетов и действовать по его указанию.

18. Руление с выпущенными закрылками запрещается, за исключением случаев руления по РД с предварительного до исполнительного старта с закрылками, выпущенными во взлетное положение.

III. ПОДГОТОВКА К ВЗЛЕТУ

1. Перед взлетом командир корабля обязан знать расчетную величину длины разбега для данных стартовых условий.

2. Подрулив к ВПП, командир корабля обязан:

- а) нажатием на тормозные педали остановить само-

лет на рулевой дорожке под углом 90° к ВПП на расстоянии не менее 50—100 м от ее края;

б) дать указание бортрадисту о читке «Карты обязательных проверок»;

в) гашетку управления чрезвычайным режимом поставить в вертикальное положение.

3. Получив разрешение с СКП о занятии исполнительного старта, командир корабля выруливает на ВПП и устанавливает самолет в направлении взлета по осевой линии ВПП так, чтобы ось самолета была направлена строго вдоль осевой линии ВПП, независимо от наличия бокового ветра.

После того, как самолет установлен на ВПП по курсу взлета, необходимо выключить управление передним колесом, закрыв кнопку в утопленном положении и проругать по прямой 5—10 м и при этом убедиться в отключении гидравлического управления передним колесом и в установке переднего колеса по продольной оси самолета.

После установки самолета на линии взлета удерживать его на тормозах.

Предупреждения. 1. Устанавливать самолет перед взлетом на ВПП при всех полетных весах следует на наименьшем расстоянии от начала ВПП (не более 100 м).

2. Запрещается устанавливать переднее колесо на линию взлета механизмом управления передним колесом, когда самолет стоит на месте.

После установки самолета на линию взлета, штурман должен еще раз согласовать показания компасов ДГМК-7 и ГПК-52, проверив при этом равенство их показаний с МК полосы.

4. На исполнительном старте бортрадист читает по СПУ вопросы контрольной карты обязательных проверок самолета, члены экипажа после выполнения операций, указанных в карте, докладывают командиру корабля по вопросам, их касающимся.

5. Командир корабля убеждается в нормальном показании приборов, проверяет выпуск закрылков и установку триммеров элеронов, рулей направления и высоты. Для обеспечения нормального взлета стрелка штурвальчика триммера руля высоты в зависимости от центровки самолета должна быть установлена в положение для взлета, в пределах 0,5—1 деления «На себя» для Ту-104А и на 1—1,5 — для Ту-104Б.

6. Перед взлетом (на исполнительном старте) общую планку автопилота АП-5-2 выключить.

IV. ВЗЛЕТ

1. Взлет самолета Ту-104 состоит из следующих этапов:

а) разбег на трех точках до скорости 210—230 км/час;
б) подъем переднего колеса на скорости 210—230 км/час, создание угла атаки в пределах 6° — 7° и продолжение разбега на двух точках;

в) дополнительный подъем передней стойки шасси до взлетного угла атаки (9° — 10°) на скорости около 280 км/час (на 20 км/час меньше скорости отрыва);

г) отрыв самолета от ВПП с фиксацией взлетного угла;

д) разгон без выдерживания по траектории плавного набора высоты с последовательной уборкой шасси и закрылков;

е) разгон самолета после уборки шасси и закрылков до скорости набора высоты 600 км/час по прибору.

2. После получения разрешения СКП на взлет командир корабля сообщает экипажу по СПУ — «Взлетаем!», устанавливает штурвал в нейтральное положение, после чего, удерживая самолет на тормозах, плавным и синхронным движением рычагов управления двигателями вперед до упора увеличивает обороты до максимального режима.

При этом обороты двигателей должны быть 4700 ± 50 , а в зимнее время при температуре наружного воздуха ниже -15° уменьшаются на 40 оборотов на каждые 5° понижения температуры.

Примечания. 1. Если руление не производилось и взлет предполагается непосредственно после запуска двигателей, выход на максимальные обороты следует производить не ранее чем через 4 минуты после достижения двигателями оборотов малого газа.

2. При выходе двигателей на обороты максимального режима на исполнительном старте и в начале разбега из-за влияния струи газа на руль высоты наблюдается подергивание штурвала, которое с набором поступательной скорости самолета исчезает.

3. Одновременным и плавным движением обеих ног отпустить тормоза основных колес так, чтобы самолет сдвинулся с места по прямой. От правильного отпущения тормозов зависит выдерживание направления в начале разбега.

Бортмеханик следит за показаниями всех приборов, контролирующих работу двигателей, и докладывает о

нормальной работе двигателей: в момент страгивания — включает часы.

4. После того как рычаги управления двигателями будут доведены вперед до упора, командир корабля подает команду второму пилоту «Держать газ»; получив доклад второго пилота «Держу газ», командир корабля переносит левую руку на штурвал.

5. Второй пилот во время взлета мягко держится за управление и удерживает рычаги управления двигателями в крайнем переднем положении до момента уменьшения оборотов до номинального режима на высоте 100 м.

Второй пилот на разбеге обязан следить также за скоростью, а после отрыва — за высотой, скоростью, за положением самолета по авиагоризонту, за курсом по ГПК и за вертикальной скоростью самолета.

Бортмеханик во время взлета следит за оборотами двигателей и температурой газа за турбинами, за давлением топлива и масла, и в случае отклонения от нормальных показаний приборов немедленно докладывает об этом командиру корабля.

6. Во время разбега самолета командир корабля периодически контролирует скорость и стабильность числа оборотов двигателей.

Штурман по СПУ докладывает командиру корабля о достижении скорости по прибору 150 км/час, о скорости начала подъема переднего колеса, центра ВПП, а также значения скорости в момент отрыва и при переходе в режим набора высоты.

7. В начале разбега прямолинейность движения сохраняется при помощи тормозов (короткими и плавными нажатиями в нужном направлении); по достижении скорости 150 км/час, когда руль направления становится эффективным, прямолинейность движения необходимо сохранять отклонением руля направления.

8. На разбеге штурвал следует держать нейтрально до скорости 210—230 км/час, после чего плавным движением штурвала на себя начать подъем переднего колеса с тем, чтобы к моменту достижения скорости 230—240 км/час придать самолету угол атаки 6—7°.

При взлетном положении триммера руля высоты и нормальной центровке самолета отделение переднего

колеса от земли сопровождается небольшим, но прямым усилием на штурвале от руля высоты.

9. После поднятия переднего колеса необходимо зафиксировать штурвалом заданный угол и продолжать разбег до скорости, меньшей скорости отрыва на 20 км/час.

10. На скорости около 280 км/час необходимо вторично увеличить угол атаки (до 9—10°), зафиксировать его и в таком положении продолжать разбег до скорости отрыва, на которой самолет плавно отделяется от земли.

Скорость отрыва самолета в зависимости от взлетного веса должна составлять:

Взлетный вес, т	76	74,5	72,5	70	65	60	55
Скорость отрыва, км/час	305	300	295	290	280	270	260

Предупреждение. Отрыв самолета на малой скорости явился из-за ухудшения поперечной управляемости самолета, значительно затрудняющей пилотирование.

11. Отрыв самолета от земли при правильно установленном взлетном угле атаки происходит без дополнительного действия штурвалом по достижении самолетом скорости отрыва, соответствующей взлетному весу.

12. После отрыва необходимо плавно перевести самолет в набор высоты. На высоте 5—10 м затормозить колеса.

В момент отрыва самолета от земли командир корабля должен особенно внимательно пилотировать самолет, не допуская увеличения взлетного угла больше того, на каком самолет отделился от земли; создавшиеся крены следует устранять координированно рулем направления и элеронами. Движения рулями должны быть короткими и энергичными, усилия, возникшие на штурвале в результате увеличения скорости, необходимо снимать триммером РВ, вращая штурвальчик механического управления триммером в нужном направлении.

В отличие от самолетов с поршневыми двигателями на реактивных самолетах отсутствует стадия выдерживания. Поэтому уменьшать взлетный угол сразу после отрыва не следует. После отрыва самолет продолжает разгон по прямолинейной траектории с плавным отхо-

дом от земли. По мере увеличения скорости угол атаки постепенно уменьшается.

13. Бортмеханик по команде командира корабля убирает шасси. Об окончании уборки шасси докладывает командиру корабля, после чего устанавливает кнопку уборки в поднятое положение, закрывает крышку, контролирует ее и проверяет уровень жидкости АМГ-10 в баках гидросистемы.

14. Второй пилот помогает командиру корабля в управлении самолетом и по его команде убирает закрылки.

15. Уборку шасси следует начинать по достижении самолетом высоты не менее 25 м. Уборку закрылков, выпущенных на 10° , начинать после уборки шасси на высоте не менее 100 м и производить импульсами в два приема, а при отклонении на 20° — в три приема.

Предупреждение. При уборке закрылков, после установив стрелки указателя на «0», тумблер включения закрылков необходимо держать включенным еще не менее 2—3 секунд для обеспечения равномерного и плотного прилегания закрылков к поверхности крыла.

16. До окончания уборки шасси и закрылков скорость самолета не должна превышать 400 км/час.

С этой целью следует своевременно (однако не ранее чем по достижении высоты 100 м) уменьшить обороты двигателей до номинального режима.

17. Во время взлета штурман следит за режимом полета и при отклонении скорости и курса от нормальных показаний предупреждает командира корабля по СПУ (циркулярно).

18. Бортрадист прослушивает работу УКВ радиостанции и ведет запись связи в бортовом журнале.

При взлете в условиях ограниченной видимости или низкой облачности, после отрыва самолета от ВПП, командир корабля пилотирует самолет по приборам. Второй пилот активно помогает командиру корабля управлять самолетом и удерживать его в режиме набора высоты.

1. Взлет при боковом ветре

Взлет на сухой ВПП при боковой составляющей ветра (под углом 90° к оси ВПП) более 12 м/сек **ЗАПРЕЩАЕТСЯ**. Предельно допустимая скорость бокового ветра при взлете с увлажненной или обледеневшей ВПП — 10 м/сек.

При разбеге с боковым ветром самолет имеет тенденцию к развороту против ветра, особенно на этапе, когда переднее колесо поднято. Выдерживание направления в начале разбега до скорости 150 км/час по прибору необходимо осуществлять торможением колес, расположенных с подветренной стороны, при полностью отклоненной вперед педали руля направления, расположенной с подветренной стороны.

Выдерживание направления изменением тяги двигателей недопустимо, так как это малоэффективно вследствие близкого расположения двигателей к продольной оси самолета и заметно увеличивает длину разбега. При достижении на разбеге скорости не менее 150 км/час, когда руль направления становится более эффективным, следует плавно отпустить тормозную педаль и в дальнейшем выдерживать направление разбега соразмерным отклонением руля направления в нужную сторону.

С ростом скорости на разбеге эффективность руля направления возрастает, и созданные на первом этапе разбега отклонения руля могут оказаться чрезмерными и привести к обратному развороту (по ветру) или рысканьям. Поэтому при разбеге с боковым ветром наблюдение за направлением взлета должно быть усиленным и реакция на всякий разворот — своевременной.

Выдерживать направление разбега при наличии бокового ветра с поднятой передней стойкой шасси, как правило, следует отклонением руля в соответствующую сторону, исключая всякую тенденцию к развороту против ветра. В отдельных случаях, когда при полном отклонении руля направления тенденция к развороту самолета не устраняется, командир корабля может применить тормоза, однако при этом во второй половине разбега самолет имеет тенденцию к резкой продольной раскачке, что затрудняет выдерживание постоянного взлетного угла атаки, ведет к уменьшению ускорения и увеличению длины разбега. Поэтому командир корабля обязан сосредоточить все внимание на выдерживании направления и сохранять установленный для взлета угол тангажа плавными перемещениями штурвала.

После отрыва от земли самолет следует удерживать рулем направления и элеронами, не допуская кренов и отклонений от направления взлета.

После отрыва, при наличии бокового ветра, командир корабля должен бороться со сносом путем координированного доворота самолета в наветренную сторону на величину угла сноса.

2. Взлет с попутным ветром

В зависимости от рельефа аэродрома, расположения населенных пунктов и т. д. в исключительных случаях командир корабля может произвести взлет с попутным ветром не более 5 м/сек . Боковая составляющая скорости ветра при этом допускается не более 6 м/сек . Составляющие ветра (встречная, попутная и боковая) определяются по графику (рис. 28). Техника взлета с попутным и попутно-боковым ветром остается такой же, как и при штилевых условиях и встречно-боковым ветре.

Расчет длины разбега смотри в разделе IV главы I.

3. Взлет с уменьшением шума на местности

В целях уменьшения шума от двигателей при взлете самолета с курсом на населенный пункт необходимо руководствоваться следующим:

1. Разбег самолета на трех точках до скорости $210\text{—}230 \text{ км/час}$.

2. Подъем переднего колеса на скорости $210\text{—}230 \text{ км/час}$, создание угла атаки в пределах $6\text{—}7^\circ$ и продолжение разбега на двух точках.

3. Дальнейший подъем передней стойки шасси до взлетного угла атаки $9\text{—}10^\circ$ на скорости около 280 км/час (на 20 км/час меньшей скорости отрыва).

4. Отрыв самолета от ВПП с фиксацией взлетного угла.

5. После отрыва разгон самолета без выдерживания с плавным отходом от земли до достижения скорости по прибору 350 км/час для взлетного веса 72 т и более, и 340 км/час для веса менее 72 т . Уборку шасси следует начинать по достижении самолетом высоты не менее 25 м .

6. На высоте 200 м после окончания уборки шасси режим работы двигателей со взлетного необходимо перевести на номинальный.

7. Дальнейший набор высоты — до 500 м — следует производить, в зависимости от взлетного веса, на посто-

янной скорости 350 или 340 км/час при отклоненных на 10° закрылках.

Набор высоты на постоянной скорости обеспечивает быстрый уход самолета от земли и снижение шума на местности.

8. Достигнув высоты 500 м , необходимо начать разгон самолета и при скорости $370\text{—}380 \text{ км/час}$ убрать закрылки, осуществляя затем дальнейший разгон до скорости 600 км/час по прибору.

Уборку закрылков, отклоненных на 10° , производить импульсами в два приема.

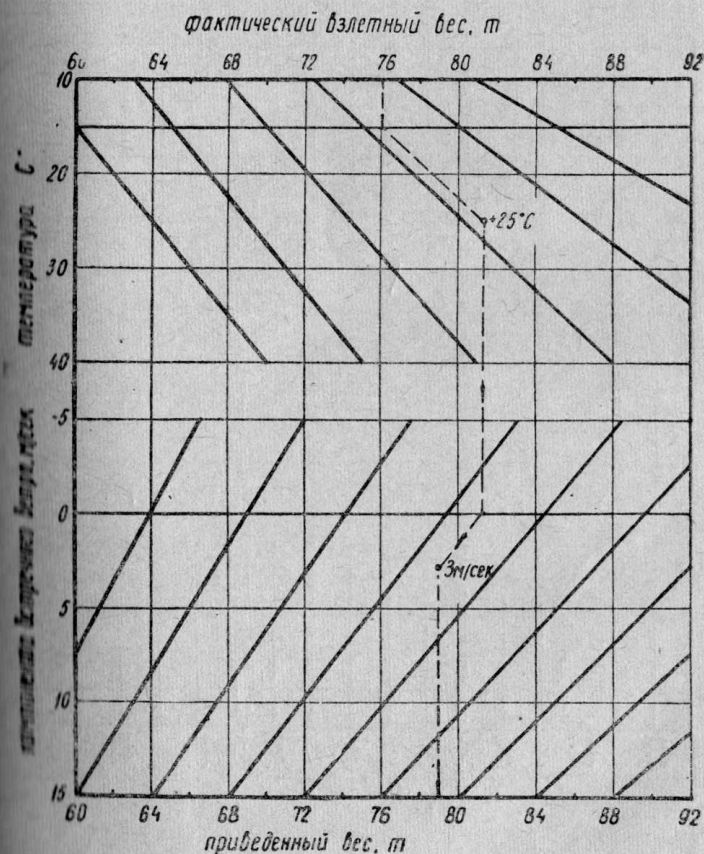


Рис. 20. Определение приведенного веса самолета Ту-104.

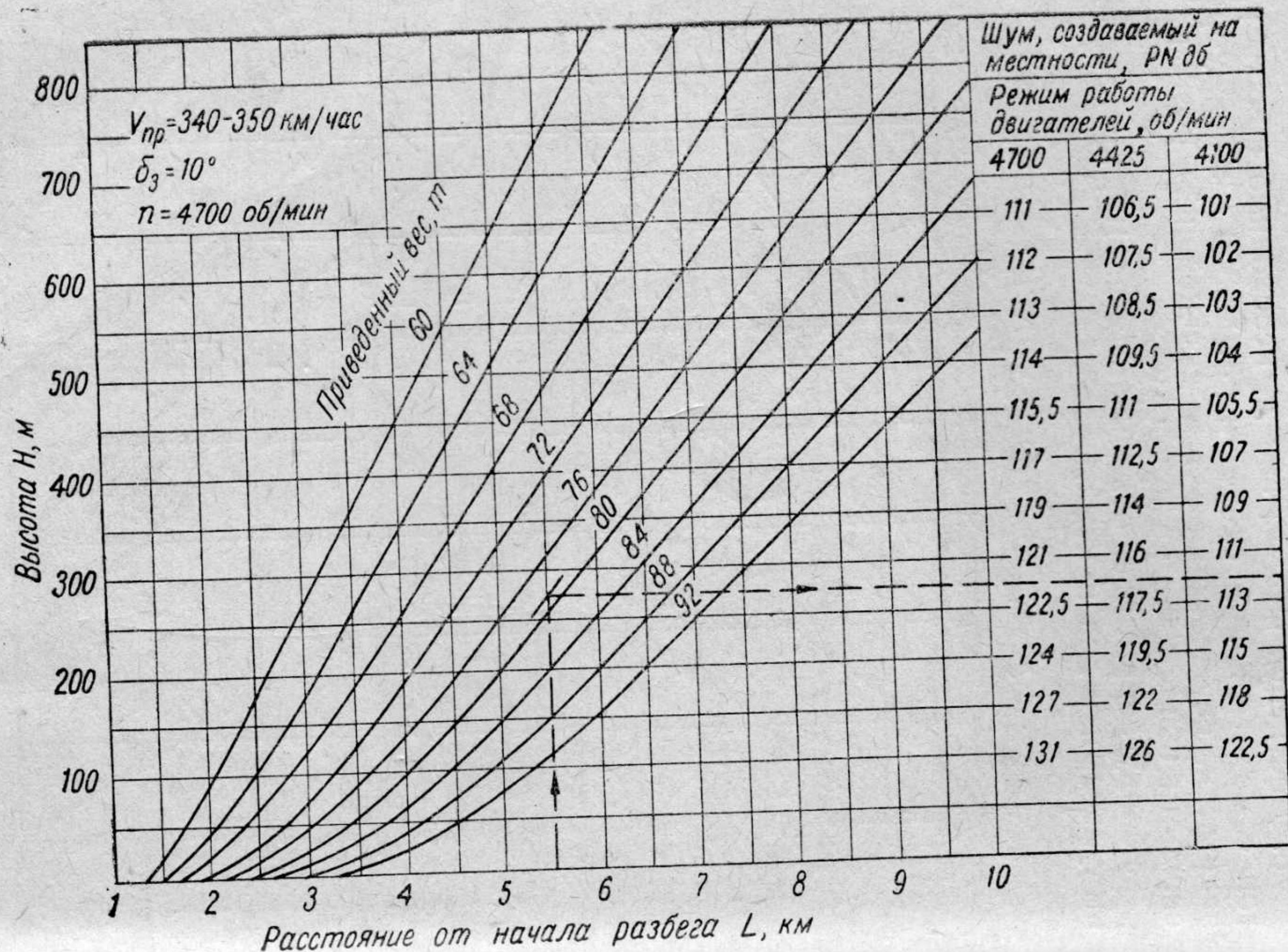


Рис. 21. Шум, создаваемый на местности при взлете самолетов типа Ту-104

Если взлет выполнялся с закрылками, отклоненными на 20° , то их уборку следует производить импульсами в три приема. До окончания уборки шасси и закрылков скорость полета не должна превышать 400 км/час.

9. При взлете в сторону населенных пунктов, расположенных на удалении менее 6 км от начала разбега самолета, необходимо после окончания уборки шасси на высоте 200 м изменить режим работы двигателей с максимального на режим $n=4100$ об/мин. Пролет населенных пунктов следует выполнять на постоянной скорости 350 или 340 км/час. После пролета жилого массива или набора высоты 500 м необходимо перевести двигатели на номинальный режим работы, разогнать самолет до скорости 370—380 км/час, убрать закрылки и производить дальнейший разгон до скорости 600 км/час.

10. При вылете из зарубежных аэропортов, в которых установлены ограничения по шуму, во всех случаях при взлетах в ночное время необходимо по прилагаемым графикам (рис. 20 и 21) проверить создаваемые уровни шума и, если необходимо, определить для данных условий высоту изменения режима работы двигателей и режим, обеспечивающий допустимые уровни шума (110—112 РNdб днем и 102 РNdб ночью).

Предупреждения: 1. В этих случаях допускается уменьшение режима не ниже $n=4100$ об/мин после окончания уборки шасси и на высоте не менее 150 м.

2. Во всех случаях набор высоты на максимальном режиме работы двигателей следует производить до высоты не более 250—300 м.

11. Высота изменения режима работы двигателей и режим, обеспечивающий уровни шума, близкие к допустимым, определяется по следующим исходным данным: фактический взлетный вес самолета, температура воздуха у земли, составляющая скорости ветра вдоль ВПП, удаление населенного пункта от начала разбега.

Первые три параметра наиболее существенно при прочих равных условиях влияют на крутизну траектории начального набора высоты и шум на местности. Совместное их влияние учитывается через условное понятие «приведенный вес», который определяется с помощью графика (рис. 20).

Для определения приведенного веса необходимо вверху по горизонтальной шкале отыскать значение фак-

тического взлетного веса и провести вертикальную линию до пересечения с горизонтальной линией, соответствующей температуре $+15^{\circ}\text{C}$, а затем из точки пересечения провести линию, параллельную ближайшему наклонному лучу, до значения фактической температуры у земли. Проведя вертикальную линию из полученной точки до горизонтальной линии, соответствующей штилю, аналогичным образом производится учет ветра на ВПП. По нижней горизонтальной шкале читается соответствующий этим условиям приведенный вес самолета.

На графике рис. 21 из точки, соответствующей расстоянию ближайшей границы населенного пункта от начала разбега по курсу взлета, проводится вертикальная линия до пересечения с траекторией, соответствующей полученному ранее приведенному весу.

Горизонтальная линия, проведенная в сторону расположенной справа таблицы уровней создаваемого на местности шума, укажет на ожидаемый уровень, в зависимости от режима работы двигателей.

Пример расчета показан на приведенных графиках (рис. 20 и 21) пунктирной линией со стрелками для следующих условий:

взлетный вес самолета	76 т
температура воздуха	$+25^{\circ}\text{C}$
составляющая встречного ветра	3 м/сек
удаление границы населенного пункта от начала разбега	5,5 км

При этих условиях приведенный вес равен 79 т. Для обеспечения принятого за допустимый для дневного времени в данном аэропорту уровня, например 112 РНдб, уменьшение режима работы двигателей до $n=4100$ об/мин необходимо произвести на высоте примерно 250 м, продолжая полет с набором высоты при скорости 350 км/час. После пролета населенного пункта или набора высоты 500 м перевести двигатели на номинальный режим работы и в процессе разгона самолета до скорости 370—380 км/час по прибору — убрать закрылки.

12. С целью дополнительного снижения шума на местности разрешается выполнение разворотов в сторону от населенных пунктов на высоте не менее 200 м с креном не более 20° .

13. Методику выполнения взлета и необходимые рекомендации следует выдерживать в соответствии с разделом IV — «Взлет».

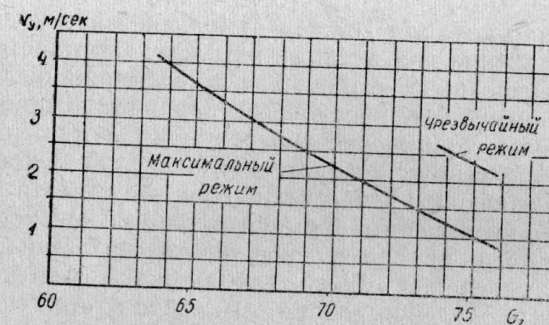


Рис. 22. Вертикальные скорости при отказе одного двигателя после отрыва $\delta_3=10^{\circ}$ (шасси выпущено)

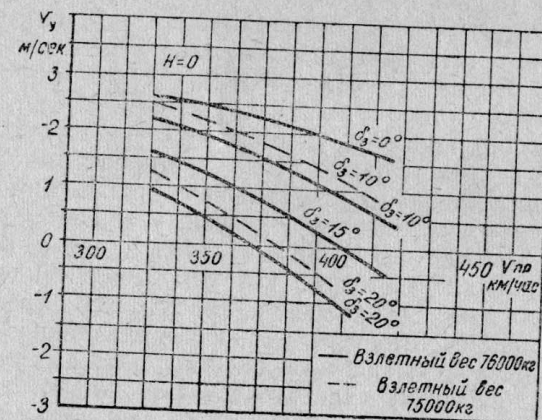


Рис. 23. Вертикальные скорости самолета у земли при одном работающем двигателе (режим работы двигателя чрезвычайный, шасси выпущено)

4. Отказ одного из двигателей на взлете

Во время взлета экипаж должен быть готов в любой момент принять меры для обеспечения безопасности полета или прекращения взлета в случае отказа двигателя.

1. В случае отказа одного из двигателей при разбеге командир корабля должен немедленно перевести рычаги управления двигателями на площадку малого газа, опустить переднюю стойку шасси, если она была уже поднята, выпустить посадочный парашют и применить эффективное торможение колес.

В случае угрозы лобового столкновения с препятствием — выключить двигатели. При этом для отворота в сторону необходимо применить раздельное использование тормозов правой и левой тележек шасси или, если скорость менее 200 км/час, использовать для отворота механизм управления поворотом передней стойки шасси.

2. В случае отказа одного из двигателей после отрыва, когда самолет обладает летными данными, позволяющими продолжать взлет, необходимо преодолеть препятствия в полосе подхода и набрать высоту, необходимую для захода на посадку с одним неработающим двигателем.

После отказа двигателя самолет стремится развернуться в сторону отказавшего двигателя и перейти в крен в ту же сторону.

Командир корабля, удерживая самолет от разворота ногой и креном около 2° — 3° в сторону работающего двигателя, включает чрезвычайный режим и одновременно переводит самолет в разгон, увеличивая скорость до 320—330 км/час. Крен в сторону работающего двигателя около 2° — 3° , при котором полет происходит практически без скольжения, значительно уменьшает сопротивление самолета, уменьшает давление на ногу и соответствует максимальной скороподъемности при одном работающем двигателе. Не следует создавать крен, полностью разгружающий давление на ногу, так как при крене более 2° — 3° скороподъемность уменьшается. При необходимости снятия давления на ногу и обеспечения нужной балансировки следует применить триммер руля направления.

3. По достижении скорости по прибору 320—330 км/час нужно плавно перевести самолет в набор высоты с вертикальной скоростью около 2 м/сек, сохраняя скорость по прибору неизменной, и выключить отказавший двигатель.

Примечание. При отсутствии тряски, дымления, видимых внешних разрушений на обшивке мотогондолы и при устойчивых

оборотах отказавшего двигателя не ниже 1700 об/мин не выключать его до достижения скорости полета 400 км/час.

4. В наборе высоты с выпущенным шасси и отклоненными закрылками увеличение скорости уменьшает скороподъемность самолета. При уменьшении скорости скороподъемность самолета возрастает.

Не следует допускать уменьшения скорости полета с отклоненными на 10° закрылками ниже 305 км/час. При этом вертикальные скорости будут соответствовать данным прилагаемого графика (см. рис. 22).

5. Штурман в течение всего взлета с одним отказавшим двигателем систематически докладывает командиру корабля скорость по прибору, предупреждая обо всех отклонениях скорости, особенно в сторону ее уменьшения.

Второй пилот внимательно следит за режимом полета (скорость по прибору, вертикальная скорость по вариометру, крен 2° — 3° , своевременная уборка шасси, уборка закрылков, разгон самолета до скорости 400 км/час и т. д.). Если он замечает отклонения от нормальных показаний приборов, то немедленно докладывает об этом командиру корабля и по его указанию помогает в пилотировании самолета.

6. По достижении высоты не менее 70—80 м командир корабля подает команду «Убрать шасси»; если такая команда не поступила, второй пилот или бортмеханик напоминает командиру корабля: «Высота 80, необходимо убрать шасси». Бортмеханик по команде командира корабля убирает шасси и докладывает об этом командиру корабля.

В процессе уборки шасси скороподъемность самолета сначала уменьшается за счет временного увеличения сопротивления самолета из-за поворота тележек и открытия створок в нишах обтекателей шасси. По окончании уборки шасси скороподъемность самолета увеличивается примерно на 1,5 м/сек.

7. По окончании уборки шасси командир корабля подает команду «Убрать закрылки» и плавно увеличивает скорость до 340—350 км/час. По окончании уборки закрылков следует увеличить скорость до 400 км/час и перевести работающий двигатель на уменьшенный режим, обеспечивающий поддержание скорости 400 км/час.

На оборотах двигателя не выше 4600 об/мин необхо-

димо отключить механизм управления чрезвычайным режимом поворотом гашетки управления влево. Второй пилот убирает закрылки импульсами. Об окончании уборки закрылков докладывает командиру корабля.

8. По достижении скорости не менее 400 км/час командир корабля подает команду второму пилоту «Слить топливо» (для доведения посадочного веса до допустимого).

9. По команде командира корабля второй пилот изменяет общий аварийный слив топлива и докладывает о ходе слива командиру корабля.

10. Командир корабля, продолжая пилотировать самолет, производит заход на посадку, имея при этом в виду, что время выпуска шасси с одним работающим двигателем увеличивается примерно в два-три раза по сравнению с нормальным временем.

У. НАБОР ВЫСОТЫ ПОСЛЕ ВЗЛЕТА

1. По достижении после взлета скорости по прибору 380—400 км/час на высоте не менее 100 м и не ранее окончания уборки шасси повернуть гашетку управления чрезвычайным режимом двигателей к борту, установить двигателям номинальные обороты и дать команду — «Убрать закрылки»; при этом необходимо следить за тем, чтобы до окончания уборки закрылков скорость по прибору не превысила бы 400 км/час. Бортмеханик убирает рукоятки аварийных тормозов и докладывает об этом командиру корабля.

Развороты разрешается начинать на высоте не менее 200 м.

2. На высоте 200—300 м, уменьшая вертикальную скорость до 2—3 м/сек, начать разгон самолета до скорости по прибору 600 км/час и дальнейший набор высоты производить на этой скорости до тех пор, пока истинная скорость полета по тонкой стрелке КУС станет равной 800 км/час; после этого следует выдерживать истинную скорость 800 км/час вплоть до выхода на заданный эшелон (см. таблицу режимов набора 13). Хотя время набора высоты эшелона на повышенных скоростях больше, чем при наборе с использованием наивыгоднейших (по скороподъемности) скоростей, общее время полета уменьшается, так как самолет в этом слу-

чае проходит значительно большее расстояние по горизонту.

3. Если после взлета для выхода на курс следования необходим разворот на 90—180°, рекомендуется выйти на курс со скоростью 450—500 км/час, без ограничения скороподъемности, а разгон начинать непосред-

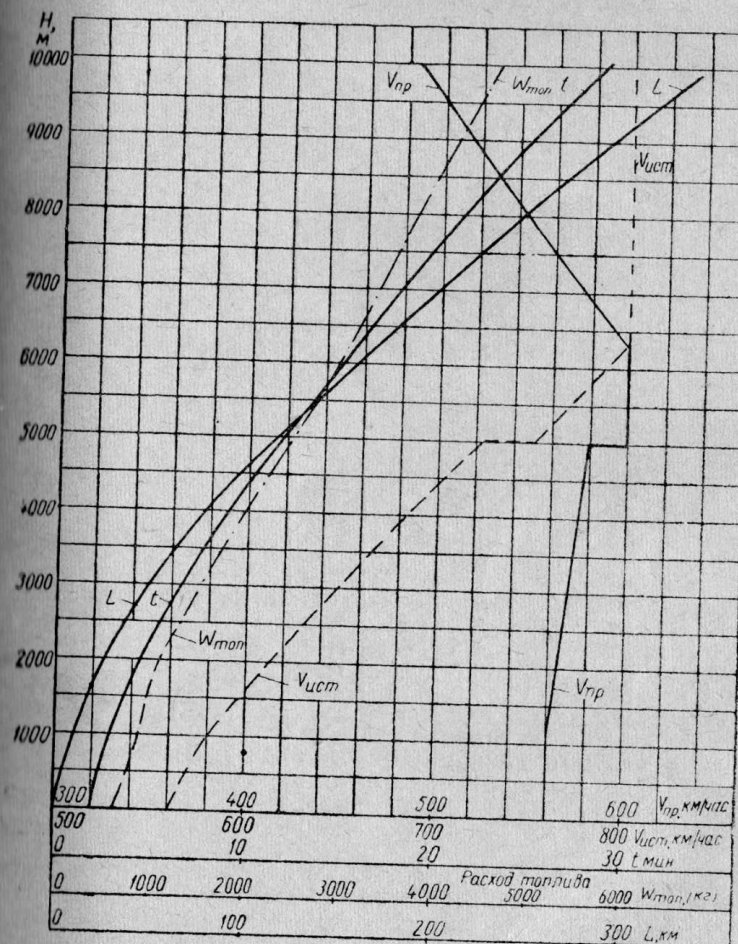


Рис. 24. Профиль полета и характеристики режима набора высоты с разгоном на высоте 5000 м

ственно перед выходом на маршрут полета в процессе разворота.

Во всех случаях «разгонять» самолет до приборной скорости 600 км/час следует на наименьшей высоте (до 5000 м), где это возможно. Если невозможен разгон самолета до высоты 5000 м, подъем следует производить, выдерживая скорости по прибору, приведенные в табл. 12 и на рис. 24; дальнейший набор высоты (после разгона) производится на скоростях, указанных в пункте 2.

Таблица 12

Режимы набора высоты

Высота, м	Скорость по прибору, км/час	Истинная скорость, км/час	Время набора, мин.	Пройденное расстояние, км	Расход топлива, кг	Примечание
Взлет	0—560	560	2	0	600	I. Набор высоты с разгоном на высоте до 1000 м
1000	600	620	3,5	15	1050	
2000	600	650	5	30	1300	
3000	600	680	7,5	60	1750	
4000	600	715	10,0	90	2200	
5000	600	750	12,5	125	2600	
6000	600	775	15,0	160	2950	
7000	575	800	18,0	200	3350	
8000	545	800	21,0	240	3750	
9000	515	800	24,5	290	4150	
10000	485	800	28,5	340	4600	
Взлет	0—560	560	2	0	600	II. Набор высоты с разгоном на высоте 5000 м
1000	560	580	3	10	900	
2000	565	615	4,5	25	1100	
3000	570	650	6,5	50	1550	
4000	575	685	9,0	75	2000	
5000	580	725	12,0	115	2500	
6000	600	785	15,0	160	2950	
7000	575	800	18,0	200	3350	
8000	545	800	21,0	240	3750	
9000	515	800	24,5	290	4150	
10000	485	800	28,5	340	4600	

Примечание. Характеристики режимов набора высоты, приведенные в таблице 12, соответствуют взлетному весу самолета 74500 кг.

При наборе высоты с другим взлетным весом (в пределах 72 500—76 000 кг) рекомендованные скорости полета по высотам остаются неизменными; изменение же в значениях вертикальных

скоростей приводит к уменьшению или увеличению (соответственно для весов 72 500 и 76 000 кг) времени набора на 1 минуту и расстояния, пройденного при наборе — на 10—15 км.

4. Бортмеханик после взлета обязан:

Летом:

— на высоте 300—600 м включить наддув, для чего переключатели «Наддув», «Холодн.» установить в положение «Больше» и довести расход воздуха до 0,6—0,8 единиц;

— при дальнейшем наборе высоты увеличить расход воздуха и на высоте 5000 м полностью открыть клапаны холодной магистрали.

Зимой:

— на высоте 300—600 м включить наддув, для чего переключатели «Наддув», «Гор.» установить в положение «Больше» и довести температуру в системе до +80°С по термометру у правого пилота;

— установить переключатели «Наддув», «Хол.» в положение «Больше» и довести температуру воздуха в системе до +20—25°С по термометру у правого пилота; расход воздуха поддерживать 4—5 единиц.

При необходимости обогреть кабину экипажа следует включить систему обогрева, для чего переключатель «Обогрев кабины экипажа» нужно установить короткими, с выдержками, импульсами в положение «Больше».

Для увеличения эффективности обогрева кабины экипажа необходимо открыть заслонки обогрева штурмана и заслонки в основной магистрали.

В полете необходимо контролировать работу системы кондиционирования.

5. После набора высоты 4000 м командир корабля и второй пилот должны держать свои кислородные маски готовыми к немедленному их применению и периодически дышать кислородом по 5—10 минут в течение каждого часа полета.

6. Достигнув высоты 4000 м, командир корабля и второй пилот освобождают фиксатор электроуправления триммером руля высоты на своих штурвалах.

7. Включать автопилот в режиме набора высоты до перехода в горизонтальный полет на высоте эшелона запрещается.

8. После набора высоты заданного эшелона перевести самолет в горизонтальный полет, и по достижении числа $M=0,73-0,75$ установить двигателям обороты крейсерского режима (в соответствии с рекомендациями таблицы 5).

9. На номинальном режиме работы двигателей температура газов за турбиной не должна превышать 615°C , а при включенном отборе воздуха на противообледенительную систему крыла самолета и двигателя — 625°C .

В случаях крайней необходимости, при использовании в полете максимального режима работы двигателей (не более 8 минут) температура газов за турбиной не должна превышать 720°C . При тенденции к дальнейшему повышению температуры следует предотвращать ее рост уменьшением оборотов двигателя.

Предупреждение. Запрещается производить отбор воздуха на противообледенительную систему крыльев самолета при работе двигателей на максимальных оборотах.

10. После набора высоты эшелона бортмеханик должен проверить включение сигнализации падения давления в пассажирской кабине.

11. Во время набора высоты и в горизонтальном полете штурман сообщает командиру корабля и второму пилоту курс полета, следит за режимом набора высоты и за температурой наружного воздуха и при отклонении ее от стандартной докладывает об этом командиру корабля.

При наборе заданного эшелона по установленной схеме штурман сообщает командиру корабля время начала разворота самолета и курсы полета, предусмотренные схемой.

12. К моменту набора заданного эшелона бортмеханик проверяет расход топлива и докладывает командиру корабля.

Отказ одного из двигателей в наборе высоты

1. При отказе одного из двигателей в наборе высоты самолет стремится развернуться в сторону отказавшего двигателя и перейти в крен в ту же сторону. Это стремление легко парируется ногой и креном $2-3^{\circ}$ в сторону работающего двигателя.

2. Набор высоты с одним неработающим двигателем со взлетным весом $76\,000\text{ кг}$ и при использовании номинального режима работы двигателя возможен до высоты $2400-2800\text{ м}$.

Наивыгоднейшая скорость набора высоты в этом случае равна 430 км/час .

Уменьшение взлетного веса на каждые 1000 кг повышает практический потолок на 200 м и увеличивает скороподъемность самолета примерно на $0,25\text{ м/сек}$.

3. Скороподъемность самолета с одним работающим на номинальном режиме двигателем приводится в таблице 13.

4. При отказе одного из двигателей в наборе высоты командир корабля удерживает самолет от разворота и крена в сторону отказавшего двигателя и плавно переводит самолет на скорость 430 км/час .

Таблица 13

Высота, м	Скорость по прибору, км/час	Обороты двигателя, об/мин	Скороподъемность, м/сек	
			полетный вес 74,5 т	полетный вес 60 т
0	430	4425	1,9	4,1
1000	430	4425	1,3	3,4
2000	430	4425	0,7	2,7
3000	430	4425	0,0	2,0
4000	430	4425	—	1,3
5000	430	4425	—	0,6

В случае крайней необходимости для кратковременного увеличения скороподъемности самолета разрешается применить максимальный режим работающего двигателя, но не более чем на 8 минут. Для этого необходимо плавно перевести работающий двигатель на 4700 об/мин . Использование максимальной тяги двигателя по сравнению с номинальной значительно увеличивает вертикальную скорость набора высоты.

5. Бортмеханик по команде командира корабля закрывает пожарный кран, прекращая этим подачу топлива в отказавший двигатель, и открывает магистральный топливный кран для возможности использования топлива из баков со стороны отказавшего двигателя.

6. Эффективность триммера руля направления в этих

условиях достаточна для полного снятия давления на ногу.

7. Развороты в полете следует выполнять координированно с креном до 15° как в сторону работающего, так и в сторону отказавшего двигателей.

Для координированного разворота (без скольжения) шарик указателя скольжения необходимо удерживать смещенным на 2—3 мм в сторону работающего двигателя.

8. Если произошел отказ двигателя в режиме набора высоты, рейс продолжать запрещается. Необходимо произвести аварийный слив топлива, доведя вес самолета до посадочного, и произвести посадку на аэродром вылета или ближайший запасной аэродром с лучшей погодой.

9. В тех случаях, когда на взлете после отрыва, в наборе высоты или в горизонтальном полете происходит отказ двигателя и возникает вибрация, не позволяющая по показаниям приборов определить, какой двигатель отказал, необходимо руководствоваться следующим:

а) командир корабля по внешним признакам, если это возможно, должен точно установить который (правый или левый) двигатель отказал в работе, и только после этого выключить отказавший двигатель;

✓ б) во время взлета, когда двигатели работают на максимальном режиме, необходимо продолжать полет, не изменяя режима работы двигателей, и начать уборку шасси на высоте 70—80 м.

Бортмеханик, по команде командира корабля, должен нажать кнопку уборки шасси и, не ожидая уборки шасси, выйти в пассажирскую кабину, где по реактивным соплам двигателей (по искрению, факелению, дымлению, вибрации и т. д.) определить, который двигатель отказал, о чем немедленно обязан доложить командиру корабля. Только после этого командир корабля включает «ЧР» исправного двигателя и, если необходимо, выключает отказавший двигатель;

в) в наборе высоты, когда двигатели работают на номинальном режиме, необходимо продолжать полет, не изменяя режима работы двигателей. Бортмеханик, по команде командира корабля, должен выйти в пассажирскую кабину, определить, какой двигатель отказал, как указано в пункте б, и доложить командиру кораб-

ля, который устанавливает исправному двигателю максимальный режим, если в этом имеется необходимость, после чего выключает отказавший двигатель;

г) в наборе высоты, после уборки шасси и закрылков и в режиме горизонтального полета, бортмеханик определяет, который двигатель отказал, как указано в пункте б, немедленно докладывает об этом командиру корабля, и последний выключает неисправный двигатель;

д) в случае, когда начало тряски сопровождается загоранием светового табло «пожар двигателя», необходимо немедленно выключить горящий двигатель и действовать в соответствии с рекомендациями, изложенными в разделе «Тушение пожара на самолете».

VI. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ НА ВЫСОТЕ ЭШЕЛОНА

После набора высоты заданного эшелона в горизонтальном полете командир корабля обязан:

а) выдерживать время полета по расписанию, обеспечивая расчетную путевую скорость в пределах установленных ограничений по числу M ;

на заданной высоте эшелона установить режим работы двигателей, обеспечивающий число $M=0,73-0,75$.

Километровый расход топлива в довольно широких пределах изменения крейсерских скоростей остается почти неизменным, поэтому изменение расчетной скорости и корректирование режима работы двигателей вызывают изменение часового расхода топлива и продолжительности полета, но при этом расход топлива на километр пути и за весь полет изменяется мало;

б) при получении по командной радиостанции от диспетчерской службы данных о местонахождении самолета сообщать их штурману;

в) периодически через радиста передавать в РДС данные о фактической погоде по маршруту полета;

г) следить в течение всего полета по положению триммера руля высоты за изменением центровки самолета по мере выгорания топлива и за перемещением пассажиров по кабине. Перемещение пяти пассажиров с переднего ряда кресел на задние приводит к смещению центровки назад — для разных вариантов от 1,5 до 2,5% САХ. Это вызывает изменение балансировки самолета, и он может перейти в режим набора высоты с

уменьшением скорости полета. В связи с этим необходимо строго следить за перемещением пассажиров, не допуская скопления их в задней части гермокабины, особенно при остатке топлива в пределах 14—12 тонн.

Предупреждение. Если командир корабля заметил в полете резкое изменение продольной балансировки самолета с изменением вертикальной скорости до 3 м/сек по вариометру и более, то в этом случае он должен приказать старшему бортпроводнику принять меры для прекращения перемещения пассажиров по кабине и вернуть самолет в исходный режим полета.

В случае изменения режима горизонтального полета, снижения или набора до 50—100 м против заданной высоты следует выключить продольную стабилизацию автопилота и плавно вывести самолет на исходный режим, не допуская изменения вертикальной скорости более 3—5 м/сек. После восстановления исходного режима полета сбалансировать самолет триммером и снова включить автопилот.

Предупреждение. Пользование триммерами при включенном автопилоте категорически запрещается.

Триммер руля высоты обладает большой эффективностью. Отклонение штурвала триммера от балансирующего положения на 0,5 деления (примерно 1,3° отклонения триммера) вызывает в момент выключения автопилота резкое стремление самолета к изменению угла тангажа, для парирования которого необходимо приложить усилие к штурвалу порядка 40—50 кг;

д) для выдерживания заданного курса вести самолет по авиагоризонту без крена, контролируя курс по ГПК, установленному по показаниям магнитного компаса. Самолет быстро отклоняется от заданного курса в случае образования крена в полете, причем ГПК покажет разворот в сторону крена.

При небольшом отклонении самолета (на 5—7°) от заданного курса координированными действиями рулей вывести самолет на курс, при этом крен в сторону разворота создавать 5—10°.

При вводе самолета в разворот усилия прямые и приемлемы для пилота. В установившемся развороте усилия по крену незначительны. Тенденции к увеличению крена или к опусканию носа на разворотах самолет не имеет. В процессе разворота пилот следит за сохранением заданной величины крена по положению «самолетика» авиагоризонта и по величине отклонения стрелки указателя поворота.

Предупреждение. Командир корабля не должен покидать свое рабочее место во время полета (от взлета до посадки), независимо от метеобстановки.

Кратковременное оставление своего места командиром корабля разрешается в горизонтальном полете в условиях спокойной атмосферы — без болтанки. При этом управлять самолетом обязан второй пилот без применения автопилота.

Штурман обязан

1. После набора высоты эшелона сообщить командиру корабля о местонахождении самолета и на какие РНТ настроены радиокompасы. Рассчитать и задать курс следования, доложить о возможности использования радиолокатора для самолетовождения.

При входе самолета в облака и в случае неустойчивой работы радиокompасов предупреждать об этом командира корабля.

2. Между контрольными ориентирами контролировать направление полета всеми доступными средствами, вводить поправки в курс самолета. При видимости солнца периодически контролировать работу магнитных компасов по показаниям ДАК-Б или ДАК-ДБ. Одновременно проверить показания компаса КИ-12, учитывая, что этот компас дает искажения при включенном электрообогреве стекол фонаря кабины.

Контроль пути и определение ветра в полете осуществлять как при помощи бортового радиолокатора, так и при помощи НИ-50БМ.

3. При пролете контрольных ориентиров определять путевую скорость, контролировать расход топлива, рассчитывать время пролета контрольных ориентиров и докладывать эти данные командиру корабля. Сообщать бортрадисту данные о полете для передачи в РДП в соответствии с инструкцией по руководству движением самолетов.

4. Рассчитать время и место начала снижения. При подходе самолета к точке начала снижения доложить об этом командиру корабля.

5. На всем протяжении полета вести наблюдение за метеорологической обстановкой. Определять по радиолокатору очаги гроз, намечать пути и задавать курсы для обхода их.

Сообщать командиру корабля о видимых в радиоло-

Параметры работы двигателя РД-3М-500

Режим работы двигателей	Обороты ротора двигателя, об/мин	Температура газов за турбиной, °С	Топливо		Масло		Время непрерывной работы, мин
			давление перед насосом, кг/см ²	давление перед форсунками, кг/см ²	давление, кг/см ²	температура, °С	
Максимальный . .	4700 ± 50	Не более 720	1,8 ÷ 3,2	Не более 66	3,5 ÷ 4,5	—40 ÷ +80	Не более 8
Номинальный . .	4425 ± 25	Не более 615 Не более 625 — при отборе воздуха на антиобледенительную систему самолета и двигателя	1,8 ÷ 3,2		3,5 ÷ 4,5	—40 ÷ +80	Не ограничено
0,8 номинального .	4200 ± 25	Не более 540	1,8 ÷ 3,2		3,5 ÷ 4,5	—40 ÷ +80	Не ограничено

Примечания: 1. На установившихся режимах работы двигателя допускаются колебания: оборотов — не более ± 15 об/мин при оборотах работы двигателя выше 3800 об/мин и не более ± 25 об/мин при оборотах ниже 3800 об/мин; давления топлива перед форсунками — не более ± 3 кг/см²; температуры газов за турбиной — не более $\pm 10^\circ\text{C}$.

2. За гарантийный ресурс наработка двигателей должна быть на максимальном режиме не более 2,0% и на номинальном режиме — не более 20,0%.

каторе характерных ориентирах, грозовых явлениях, ливневых осадках и мощной кучевой облачности.

6. Вести график расхода топлива и производить расчет контрольных точек возврата или следования на запасной аэродром на случай ухудшения метеоусловий в пункте посадки.

Второй пилот обязан

1. По указанию командира корабля пилотировать самолет.

2. Периодически контролировать расход топлива и центровку по этапам полета, по запросу штурмана сообщать остаток топлива.

3. Контролировать показания высотной системы.

4. Вести визуальную и радиоориентировку.

5. Следить за окружающей обстановкой, обеспечивая обзор правой полусферы.

Бортмеханик обязан

1. Следить по приборам за работой двигателей, при этом показания приборов должны быть следующие (см. таблицу 14):

Обороты обоих двигателей должны быть одинаковыми.

В полете периодически осматривать двигатели из окон пассажирской кабины.

2. Следить за работой автоматики топливной системы и за расходом топлива в полете по расходомерам и топливомеру.

Контроль за количеством топлива по топливомеру вести по сумме, периодически контролируя по группам.

3. По указанию командира корабля включать противообледенительные устройства и следить за правильностью их работы по сигнальной лампочке и термометрам.

4. При обнаружении неисправностей самолета и его оборудования принять меры к их устранению.

5. В полете следить за тем, чтобы работа насоса 465К проходила нормально. Частое автоматическое его включение указывает на негерметичность и утечку масла в тормозной системе.

Кран зарядки аварийного гидроаккумулятора должен быть закрыт в течение всего полета. Открывать его сле-

дует только при необходимости дозарядки гидроаккумулятора.

6. По требованию бортпроводника и указаниям командира корабля регулировать работу высотной системы для создания необходимого температурного режима в кабинах.

7. В полете следить за тем, чтобы дверь, отделяющая кабину экипажа от пассажирских кабин, была постоянно закрыта на защелку.

Вход в кабину экипажа посторонним лицам категорически запрещается. При попытке постороннего лица проникнуть в кабину экипажа бортмеханик и другие члены экипажа должны принять все меры к удалению его из кабины экипажа.

Бортрадист обязан

1. Осуществлять связи в соответствии с планом полета.

2. Через 30 минут после взлета проверить равномерность распределения нагрузки между генераторами и периодически контролировать по вольтметру и амперметрам работу генераторов. В полете все генераторы должны быть включены.

Если разность в показаниях амперметров генераторов превысит 120 а, то необходимо произвести регулировку величины напряжений генераторов. Регулировка производится при помощи реостатов, установленных на панели управления источниками питания.

Вращение головки реостата по ходу часовой стрелки увеличивает, а в противоположную сторону — уменьшает напряжение генератора.

Поворачиванием головки реостата следует уменьшить напряжение генератора, несущего большую нагрузку, и увеличить напряжение генератора, несущего меньшую нагрузку; напряжение сети не должно выходить за пределы 28,5 в.

Если окажется невозможным уравнивать нагрузки генераторов при помощи реостатов, необходимо отключить генератор, нагрузка которого наиболее отличается от нагрузок других генераторов или превышает 600 а.

Предупреждение. В полете возможно перенапряжение бортсети вследствие неисправности угольного регулятора напряжения или электропроводки генератора.

Признаками перенапряжения являются: зашкаливание стрелки бортового вольтметра и резкое увеличение нагрузки (в 3—4 раза) неисправного генератора.

При перенапряжении бортрадист обязан немедленно выключить перегруженный генератор и убедиться, что остальные источники электроэнергии работают нормально. Включение неисправного генератора до окончания полета запрещается.

3. Следить за показаниями амперметра аккумулятора и, в случае резкого возрастания зарядного тока (зашкаливания стрелки амперметра влево), выключить аккумулятор.

4. Периодически контролировать работу преобразователя ПО-3000 (или ПО-4500). Напряжение его должно быть равным 115 в. В случае необходимости отрегулировать напряжение преобразователя при помощи регулировочного реостата. Поворот головки реостата по часовой стрелке увеличивает напряжение, а поворот против часовой стрелки уменьшает напряжение преобразователя.

Предупреждение. Как правило, в полете должен быть включен рабочий преобразователь, а при его отказе — резервный преобразователь.

Бортпроводник обязан

1. Следить за тем, чтобы в течение всего полета выключатели: «Звонки падения давления», «Нумератор вызова» и «Освещение порогов» находились в положении «Включено» (вверх).

2. При наступлении темноты — включить освещение.

3. При пользовании электрическими приборами буфета и кухни выполнять следующие правила:

— не включать электрокипятильник, электротермосы и обогрев водяного бака при отсутствии в них жидкости;

— перед включением электроплиток и электродухового шкафа убедиться в отсутствии на них горючих и других посторонних предметов;

— не оставлять без наблюдения включенные электронагревательные приборы и не допускать перегрева плиток, духовки и расположенных рядом с ними предметов;

— при снижении самолета для посадки выключить все электронагревательные приборы.

4. Строго следить за перемещением пассажиров в кабине, не допуская скопления их (более трех человек) в

задней части гермокабины, так как в противном случае центровка может выйти за допустимые пределы.

5. Требовать от пассажиров привязываться ремнями, если горит табло «Надеть привязные ремни».

1. Полет на максимальных скоростях и предельных числах M

Максимальная скорость горизонтального полета на номинальном режиме работы двигателей (4425 об/мин) может быть достигнута на высотах более 6250—7000 м (в зависимости от полетного веса), в пределах установленных ограничений по числу M .

На высотах полета от 0 до 6250 м максимальная приборная скорость в горизонтальном полете не должна превышать 675 км/час для полетного веса до 68500 кг. Максимальная приборная скорость в горизонтальном полете для полетных весов от 68500 до 76000 кг на высотах от 0 до 7000 м не должна превышать 635 км/час.

При достижении предельно допустимого числа $M=0,85—0,86$, для самолетов Ту-104А и $M=0,83—0,85$ для самолетов Ту-104Б, что допускается только в режиме экстренного снижения, поведение самолета нормальное, тряски и вибраций не наблюдается; однако при этом необходимо помнить о наличии у самолета на больших числах M обратной реакции по крену на отклонение руля направления. Для уменьшения скорости полета движение штурвала «на себя» должно быть весьма плавным, с тем чтобы не допустить значительной перегрузки и выхода самолета на тряску.

В полете на больших приборных скоростях, в связи с увеличением шарнирных моментов, усилия на штурвале при изменении положения руля высоты возрастают.

2. Минимальные скорости полета

Скорость по прибору на всех этапах нормального полета, за исключением снижения перед посадкой, не должна быть ниже 400 км/час, а с выпущенным шасси — ниже 350 км/час. Минимально допустимые скорости для крейсерского полета указаны в таблице 15.

Во всех случаях полета с неотклоненными закрылками запрещается допускать уменьшение скорости по прибору ниже значений, приведенных в таблице 15.

Таблица 15
Минимально допустимые скорости полета для различных высот и полетных весов самолета (шасси и закрылки убраны)

Полетный вес, кг	Высота, м	Скорость по прибору, км/час	Полетный вес, кг	Высота, м	Скорость по прибору, км/час
55000	2000	280	65000	2000	305
	4000	285		4000	310
	6000	295		6000	320
	8000	305		8000	335
	10000	320		9000	345
	11000—11500	325		10000—10500	350
60000	2000	295	70000	2000	315
	4000	300		4000	325
	6000	310		6000	335
	8000	320		8000	350
	10000	335		9000	355
	11000	340		10000	365

В тех случаях, когда по какой-либо причине полет происходит на указанных в таблице скоростях, командир корабля должен особенно внимательно пилотировать самолет в продольном отношении, не допуская возникновения перегрузок — во избежание выхода на предельные углы атаки и попадания на режим срыва.

На высотах 10000—11500 м при уменьшении скорости ниже минимально допустимых (указанных в таблице 15) у самолета возникает сильная, хорошо заметная для летчика предупредительная тряска; при дальнейшем уменьшении скорости полета тряска сохраняется, и самолет начинает покачиваться с крыла на крыло с кренами до 10—15°. Сваливание на указанных высотах происходит плавно, с опусканием носа и набором скорости.

Для вывода самолета из сваливания следует энергично отклонить штурвал от себя и удерживать его в отклоненном положении до прекращения срывной тряски, сохраняя элероны и руль направления нейтральными, независимо от величины угла крена.

Предупреждение. При наличии срывной тряски парирование крена элеронами и рулем направления запрещается, так как это может привести к увеличению интенсивности сваливания и к переходу самолета в штопор.

После опускания носа самолета и прекращения срывной тряски, что является сигналом выхода самолета на

докритические углы атаки, плавно вернуть штурвал в положение, примерно соответствующее горизонтальному полету на крейсерской скорости, и выводить самолет из крена элеронами и рулем направления.

Вывод самолета из снижения необходимо производить плавным взятием штурвала на себя (после достижения в полете без крена скорости по прибору 360—400 км/час), не допуская повторного вывода самолета на режим тряски (не перетягивая штурвал на себя).

На высотах порядка 6—8 км и менее, при уменьшении скоростей ниже минимально допустимых, предупредительная тряска перед сваливанием практически отсутствует, сваливание происходит резко с преобладанием крена с большой угловой скоростью, тем большей, чем меньше высота полета. В полете на этих высотах необходимо особенно тщательно контролировать режим полета с тем, чтобы исключить возможность уменьшения приборной скорости ниже указанных ограничений.

3. Ограничения по выполнению разворотов

При выполнении разворотов в визуальном полете углы крена не должны превышать 20—30°, что обеспечивает необходимую маневренность самолета.

Крены на разворотах, выполняемых по приборам, не должны превышать 20°.

Во всех случаях запрещается выполнять развороты с углами крена, превышающими значения, указанные в табл. 16.

Таблица 16

Предельно допустимые углы крена в зависимости от высоты и скорости полета

Полетный вес 65 т			Полетные веса 70—72 т		
высота, м	скорость по прибору, км/час	угол крена, градусов	высота, м	скорость по прибору, км/час	угол крена, градусов
2000	350	30	2000	350	25
	400	30		400	30
	500	45		500	40
	600	45		600	40
6000	350	25	6000	350	15
	400	30		400	30
	500	45		500	40
	600	45		600	40
10000	400	25	10000	400	20
	500	30		500	25

4. Отказ одного из двигателей в крейсерском полете

1. В случае отказа одного из двигателей в крейсерском полете необходимо установить работающему двигателю обороты номинального режима и перевести самолет на скорость по прибору 410—420 км/час.

На этом режиме самолет будет снижаться с постепенно убывающей вертикальной скоростью до достижения потолка в полете с одним неработающим двигателем.

При отказе двигателя через час после взлета последующее снижение самолета до момента выхода его в режим полета без снижения (высота 5000—5500 м) продолжается в течение 70—80 минут.

2. В случае отказа двигателя через час после взлета самолет способен завершить полет на расчетную дальность с расходом топлива навигационного часового запаса топлива.

3. После достижения потолка необходимо продолжать полет до ближайшего аэродрома на номинальных оборотах двигателя с сохранением скорости по прибору 410—420 км/час. В этом случае самолет будет набирать 200 м высоты за каждые 15 минут полета за счет уменьшения веса при выгорании топлива.

4. Расход топлива на указанном режиме полета с непрерывным набором высоты при одном неработающем двигателе составляет от 8 кг/км — при полетном весе 63 000 кг до 6,4 кг/км — при полетном весе 50 000 кг.

Предупреждения: 1. При отказе одного из двигателей при выполнении полета на высоте эшелона или в наборе высоты командир корабля обязан пилотировать самолет, как это указано в настоящем разделе пп. 1, 2 и 3 до ближайшего аэропорта, а при наличии плохих метеоусловий — до ближайшего аэродрома, на котором можно совершить посадку. Командиру корабля разрешается запускать отказавший двигатель в воздухе, если выяснена причина остановки и запуск не приведет к опасным последствиям.

2. На самолете Ту-104В установленные четыре генератора ГСР-18000 в двухмоторном полете полностью обеспечивают электроэнергией работу всех объектов электрооборудования самолета. В одномоторном полете при включенных противообледенителях хвостового оперения оставшиеся в работе генераторы не могут обеспечить одновременную работу всех потребителей тока. В этом случае запрещается включать в буфетах одновременно более 50% нагревательных приборов с тем, чтобы нагрузка каждого работающего генератора ГСР-18000 не превышала 600 а.

5. Пилотирование самолета при температуре наружного воздуха, отличающейся от стандартной

Повышение температуры наружного воздуха против стандартной ведет к уменьшению плотности воздуха и к падению тяги двигателей. При сохранении в этом случае заданной высоты полета и исходного режима работы двигателей происходит уменьшение скорости полета.

При попадании самолета в область пониженных температур наружного воздуха при сохранении режима работы двигателей и заданного числа M постоянными самолет может набрать высоту полета, превосходящую предельно допустимую для данного полетного веса.

Для обеспечения безопасности полетов при изменениях температуры наружного воздуха по сравнению со стандартными ее значениями экипажам в полете по заданному маршруту необходимо выдерживать режим по высоте и числу M за счет изменения режима работы двигателей, уменьшая обороты при понижении температуры наружного воздуха и увеличивая их при ее повышении.

Если повышение температуры наружного воздуха столь значительно, что при достижении номинального режима работы двигателей не сохраняется заданная высота и скорость полета, то необходимо уменьшить высоту полета, получив на это разрешение РДС.

6. Экстренное снижение

При необходимости экстренного снижения самолета командир корабля должен немедленно перевести двигатели на режим малого газа и плавным движением штурвала «от себя» перевести самолет в снижение. При вводе в снижение необходимо пилотировать самолет с непрерывным контролем режима снижения по показаниям вариометра и маметра, а именно:

а) по достижении вертикальной скорости снижения 18—20 м/сек по вариометру и числа $M=0,78—0,80$ следует ослабить давление на штурвал с тем, чтобы замедлить дальнейший рост вертикальной скорости и числа M ;

б) на самолетах Ту-104 и Ту-104А по достижении вертикальной скорости 25—27 м/сек и числа $M=0,81—0,83$ плавным движением штурвала «на себя» следует постепенно перевести самолет в режим установившегося снижения с числом $M=0,85—0,86$.

На самолетах Ту-104Б перевод самолета в режим установившегося снижения с $M=0,83—0,85$ (движением штурвала на себя) необходимо начать после достижения самолетом в процессе ввода числа $M=0,81—0,82$ при вертикальной скорости снижения 23—25 м/сек.

При произвольном превышении предельно допустимого числа $M=0,86$ (Ту-104 и Ту-104А) или 0,83—0,85 (Ту-104Б) и при сохранении у самолета тенденции к разгону — плавным движением штурвала «на себя» замедлить рост числа M , помня о том, что самолет некоторое время после этого продолжает разгоняться. Отклонение руля высоты приводит прежде всего к уменьшению вертикальной скорости снижения.

В дальнейшем следует выдерживать число $M=0,85—0,86$ — на самолетах Ту-104 и Ту-104А и 0,83—0,85 — на самолетах Ту-104Б (дополнительно контролируя режим установившегося снижения по авиагоризонту) до той высоты, на которой приборная скорость (по толстой стрелке указателя КУС-1200) станет равной 740—750 км/час. С этой высоты снижение следует производить с выдерживанием указанной приборной скорости, не допуская ее превышения.

При этом необходимо учитывать, что при полете на числах M более 0,8 самолет оказывается в зоне неустойчивости по скорости и давящие усилия на штурвале уменьшаются и могут при числе M порядка 0,85 перейти в тянущие.

В связи с этим триммером пользоваться не рекомендуется, так как при уменьшении числа M до 0,8 в процессе снижения самолет становится устойчивым по скорости и может произвольно выйти на недопустимую перегрузку.

Второй пилот в процессе ввода самолета в экстренное снижение докладывает командиру корабля достигнутые числа M .

При выполнении экстренного снижения необходимо иметь в виду, что в полете с числами M , близкими к предельным, самолет обладает незначительным запасом

по углу атаки или перегрузке до начала возникновения срывных явлений на крыле. Поэтому при попадании самолета в процессе экстренного снижения в зону атмосферной турбулентности или при резких перемещениях штурвала не исключено появление срывной тряски, предупреждающей о приближении к сваливанию. В этих случаях следует плавно отклонить штурвал от себя до прекращения тряски, стремясь, вместе с тем, не допустить излишнего разгона самолета.

На высоте 5000 м, не создавая больших перегрузок, перевести самолет в горизонтальный полет (триммером руля высоты при этом не пользоваться), либо, по усмотрению командира корабля, продолжать снижение до меньшей высоты.

Темп вывода из режима экстренного снижения должен быть таким, чтобы потеря высоты при переходе в горизонтальный полет была порядка 400 м.

Общее время снижения с высоты 11 000 м до высоты 5000 м составит около 3,5 минуты.

Предупреждение. При экстренном снижении бортмеханик обязан немедленно увеличить наддув кабины, не допуская при этом изменения высоты в кабине со скоростью более 3 м/сек по кабинному вариометру.

VII. СНИЖЕНИЕ

1. Для обеспечения нормального самочувствия пассажиров необходимо снижение с высоты эшелона до высоты 5200 м, начиная с которой давление в пассажирской кабине становится постоянным и равным давлению у земли, производить с вертикальной скоростью, обеспечивающей изменение высоты в кабине не более 3 м в секунду по кабинному вариометру.

2. В горизонтальном полете до начала снижения штурман обязан рассчитать время начала снижения (см. рис. 25) в соответствии с указаниями диспетчера о высоте подхода к аэродрому и о заданной схеме снижения и захода на посадку и сообщить это время экипажу.

3. Второй пилот до начала снижения обязан:

1) Рассчитать посадочный вес и центровку самолета и доложить командиру корабля.

2) Летом понизить температуру воздуха в системе вентиляции, для чего:

а) переключатель «Вентиляция» установить в по-

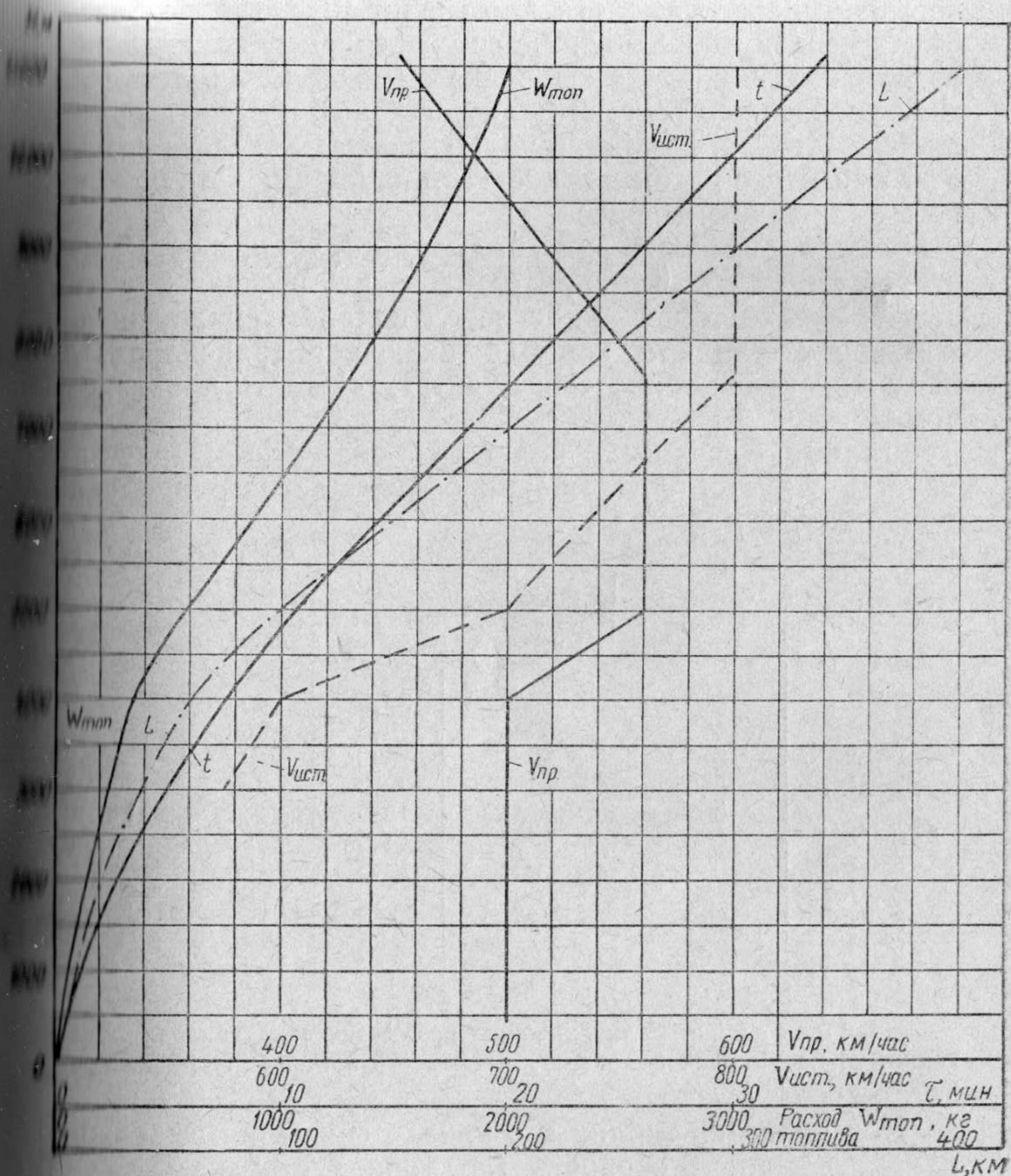


Рис. 25. Профиль полета и характеристики режима снижения самолета

ИЗМЕНЕНИЕ

(приказ МГА № 224 от 7.05.71 г.)

ложение «Холодный», выдержать 25—30 секунд и отпустить;

б) включить турбохолодильники путем установки выключателя «Заслонки ТХ» в положение «Турбохолод».

4. Командир корабля в случае, если рассчитанный посадочный вес самолета превышает 61 т (но не более 64 т), посадку производит с соблюдением рекомендаций, изложенных в разделе «Посадка с максимально допустимым посадочным весом». Если расчетный посадочный вес превышает 64 т, командир корабля обязан довести его до 64 т или менее путем выработки топлива в полете по кругу с выпущенным шасси.

5. Во время снижения командир корабля, штурман и второй пилот обязаны проверить затяжку своих привязных ремней. Второй пилот перед началом снижения по команде командира корабля включает транспарант в пассажирской кабине «Не курить», «Надеть привязные ремни».

Таблица 17

Режимы снижения с высоты эшелона

Высота начала сниже- ния, м	Вертикаль- ная скорость, м/сек	Обороты двигателей, об/мин	Число М	Скорость по прибору, км/ч	Воздушная скорость, км/ч	Время сниже- ния, мин—сек	Расстоя- ние, км	Расход то- плива, кг
10000	10	4050	0,75	—	810	15—50	187	680
9000	10	4020	0,75	—	820	14—10	164	630
8400	10	4000	0,75	—	827	13—10	150	595
7800	10	3980	0,75	—	835	12—10	136	555
7200	10	3950	0,75	—	842	11—10	122	515
6600	10	3920	0,75	—	849	10—10	108	470
6000	10	3900	0,75	—	856	9—10	94	410
5000	10	3850	—	600	753	7—30	72	320
4000	10	3700	—	500	600	5—50	53	255
3000	10	3700	—	500	570	4—10	37	190
2000	10	3670	—	500	540	2—30	22	120
1000	10	3600	—	500	512	0—50	7	45
500	—	—	—	—	—	0—00	0	0

Примечание. Если снижение производится в условиях болтанки, то на высотах более 4000 м скорость по прибору не должна превышать 500 км/ч.

Обороты двигателей в таблице режимов снижения указаны для стандартной температуры наружного воздуха. При отклонении фактической температуры от стандартной обороты нужно регулировать так, чтобы при заданной вертикальной скорости снижения самолета — 10 м/сек выдерживалось число $M=0,75$ или скорость по прибору, указанная в таблице для соответствующей высоты.

Если непрерывное снижение самолета было прервано горизонтальной площадкой (в интервале высот от 5000 до 2000 м), то дальнейшее снижение можно производить с вертикальными скоростями до 15 м/сек согласно расчету штурмана.

При снижении самолета с постоянной вертикальной скоростью 10 м/сек изменение давления в пассажирской кабине должно соответствовать скорости снижения от $2^{-0,2}$ до $3^{+0,3}$ м/сек по кабинному вариометру. Превышение указанных пределов — признак неисправности автоматического регулятора давления в кабине. Порядок проверки регуляторов изложен в специальной инструкции, введенной в действие указанием начальника УИАС МГА № 563 от 1 июля 1970 года.

В табл. 17 все данные указаны для снижения до высоты 500 м. Поэтому к расходу топлива и продолжительности снижения нужно добавить расход и время маневрирования само-

(Вклеить в Руководство по летной эксплуатации и пилотированию самолетов Ту-104 между стр. 110 и 113. Стр. 111 и 112 из Руководства издания 1966 г. изъять).

лета при заходе на посадку. Время маневрирования изменяется в зависимости от схемы захода на посадку и конкретных условий посадки. Для расчетов можно принимать среднее время маневрирования 6 минут и расход топлива 85 кг в минуту.

6. При переходе из режима горизонтального полета в режим снижения командир корабля постепенно уменьшает обороты двигателей (в несколько приемов по 100 об/мин), сохраняя при этом рассчитанные воздушную скорость и вертикальную скорость снижения.

При снижении необходимо следить за величинами числа M и за скоростью по прибору, не допуская превышения установленных ограничений.

7. При пробивании облаков штурман обязан вывести самолет в исходную точку начала маневра, используя для этого радиокompас и бортовой радиолокатор.

В случае неустойчивых показаний радиокompасов штурман обязан поставить в известность об этом командира корабля и вести наблюдение за аэродромом при помощи локатора, периодически докладывая командиру корабля о курсовом угле и дальности наблюдаемых ориентиров и давая команды для выполнения разворотов и увеличения или уменьшения скорости снижения.

Вертикальную скорость снижения штурман рассчитывает таким образом, чтобы выход самолета на заданную высоту был за 1—2 минуты до пролета над ДПРМ. Это дает возможность командиру корабля уменьшить скорость по прибору до 450—500 км/час. Штурман определяет пролет ДПРМ или исходной точки начала снижения согласно схеме.

8. Командир корабля при неустойчивой работе радиокompаса связывается с диспетчерской службой и запрашивает местонахождение самолета или пеленги его от наземных радиолокаторов или радиопеленгаторов.

9. Второй пилот по указанию командира корабля пилотирует самолет.

10. Бортрадист ведет связь по плану связи и помогает командиру корабля в ведении командной связи.

11. Штурман после получения разрешения для захода на посадку настраивает радиокompасы по радиостанциям систем ОСП аэродрома посадки и доклады-

ваает командиру корабля о порядке настройки обоих радиоконпасов: АРК-5 № 1 на дальнюю и АРК-5 № 2 на ближнюю приводные радиостанции.

Бортмеханик при снижении самолета обязан контролировать работу двигателей по приборам, обращая особое внимание на давление топлива перед форсунками. Обороты двигателей не рекомендуется держать в пределах срабатывания ленты перепуска воздуха (3720—3850 об/мин).

Бортмеханик устанавливает рычаги аварийных тормозов в исходное положение вверх и проверяет включение автомата тормозов, давление в основной и аварийной тормозных системах; проверяет, закреплена ли кнопка управления механизмом поворота передней стойки шасси, следит за расходом воздуха, при необходимости регулирует его с тем, чтобы не было резких изменений давления в кабинах, поддерживая по кабинному вариометру скорость изменения давления не более 3 м/сек, осуществляет контроль за температурой в кабинах и магистралях наддува.

12. Командир корабля после пролета над радионавигационной точкой зоны ожидания докладывает об этом диспетчеру КДП и в дальнейшем действует по его указаниям.

В случае необходимости по указанию КДП выполняет полет в зоне ожидания.

Полет в зоне ожидания является вынужденным и производится на заданной высоте, отсчет которой ведется по барометрическому высотомеру, причем оба высотомера у пилотов и высотомер у штурмана должны быть установлены на барометрическое давление 760 мм рт. ст.

По выходе самолета на исходную точку начала захода на посадку бортрадист по команде командира корабля читает «Карту обязательных проверок».

VIII. ЗАХОД НА ПОСАДКУ

Заход на посадку производится с обязательным использованием системы СП-50, которая является основной системой для захода на посадку. Остальные радиосредства используются для выхода на аэродром, построения маршрута и для общего контроля.

Порядок захода самолета Ту-104 на посадку следующий.

Все самолеты подводятся к исходной точке снижения для захода на посадку на установленных эшелонах по стандартному давлению 760 мм рт. ст. Эшелоны подхода устанавливаются инструкцией по производству полетов для каждого аэропорта в соответствии со схемой пробивания облачности на данном аэродроме.

Перевод шкалы давления высотомеров у пилотов и штурмана на давление аэродрома посадки экипаж производит по получении указания диспетчера.

Основными маневрами снижения и захода на посадку самолетов с ТРД являются:

- а) большой прямоугольный маршрут;
- б) малый прямоугольный маршрут;
- в) посадка с прямой;
- г) маневр от траверза дальней приводной радиостанции (ДПРМ);
- д) маневр с отворотом на заданный угол и выходом на посадочный курс.

Большой прямоугольный маршрут применяется в аэропортах с интенсивным движением самолетов, когда подход к аэродрому со снижением по маршруту до малых высот невозможен по условиям рельефа местности, интенсивности движения самолетов или метеословий.

1. Самолет выводится на ДПРМ системы ОСП на эшелоне 3900—4200 м. Вывод самолета к исходной точке маневра (на ДПРМ) осуществляется по радиоконпасу с использованием бортового и наземного радиолокаторов. После разрешения захода на посадку все высотомеры переводятся на давление аэродрома, и самолет с посадочным курсом, со скоростью 450—500 км/час снижается в течение 2 минут до высоты 2800 м.

2. Выполняется разворот на 180° с креном 20° в направлении установленного круга полетов со снижением к концу разворота до 1200 м, вертикальная скорость около 10 м/сек.

3. Продолжается снижение с курсом, обратным посадочному, до высоты 400 м (или другой — большей высоты, установленной в данном аэропорту) с расчетом занять эту высоту и погасить скорость до 380—400 км/час до пролета траверза ДПРМ.

4. При пролете траверза ДПРМ выпускаются шасси и продолжается полет в течение времени, определенно- го инструкцией данного аэродрома без снижения до 3-го разворота, определяемого по бортовому или наземному радиолокатору, а также по АРК ($KУР=120^\circ$ или 240° в зависимости от направления круга полетов).

5. Четвертый разворот выполняется по показаниям радиолокаторов (бортового или наземного) или по АРК.

6. Полет с посадочным курсом до пролета ДПРМ осуществляется по курсо-гладким маякам под контролем с земли при помощи посадочных радиолокаторов и под контролем экипажа по приводным радиостанциям системы ОСП при помощи АРК.

Если на аэродроме установлены приводные радиостанции системы ОСП только с одного направления, то для захода на посадку с обратного направления используется та же схема, что и для основного направления со следующими изменениями:

— время полета от траверза ДПРМ до 3-го разворота увеличивается до 2 минут 10 секунд;

— третий разворот начинается по АРК при $KУР=140^\circ$ для правого направления маневра и 220° — для левого направления маневра;

— четвертый разворот начинается по АРК при $KУР=280^\circ$ для левого направления маневра и 80° — для правого направления маневра.

Малый прямоугольный маршрут применяется тогда, когда в районе аэродрома посадки нет самолетов, мешающих свободному подходу к аэродрому со снижением до высоты 1500—1200 м по давлению аэродрома. В этом случае разворот на 180° со снижением с 1200—1500 до 400 м производится немедленно после выхода самолета на ДПРМ с посадочным курсом.

Разворот заканчивается на траверзе ДПРМ на высоте 400 м, откуда дальнейший заход осуществляется тем же методом, что и по схеме большого прямоугольного маршрута.

Посадка с прямой применяется в тех случаях, когда направление подхода к аэродрому совпадает с направлением посадки или отличается на угол до 45° , а воздушная обстановка в районе аэропорта позволяет сни-

жать самолет по маршруту до высоты визуального полета.

Если рельеф по маршруту на расстоянии 100 км от аэропорта позволяет снизить самолет на высоту 400—600 м в районе аэродрома и радиолокационное оборудование аэродрома позволяет непрерывно следить за процессом такого снижения вплоть до выхода на ДПРМ, посадка допускается при минимуме № 1, установленном в аэропорту.

При отсутствии контроля по радиолокатору, а также когда рельеф местности не позволяет безопасно снижать самолет по маршруту до высот 400—600 м, посадка с прямой возможна только при условии обеспечения визуального подхода самолета с расстояния 30 км при высоте облаков не менее 400—600 м и видимости не менее 5 км.

Маневр от траверза ДПРМ при курсе подхода, обратном посадочному, применяется при тех же условиях и с теми же ограничениями, что и заход с прямой.

Маневр заключается в том, что самолет с курсом, обратным посадочному, на высоте 400—600 м по радиолокаторам (бортовому или наземному) выводится на траверз ДПРМ на удалении 15—16 км от оси ВПП.

От траверза ДПРМ полет осуществляется по обычному маршруту.

Маневр снижения с отворотом на заданный угол и выходом на посадочный курс применяется в случаях, когда самолет подходит к аэродрому с курсом, обратным направлению посадки, а рельеф местности или другие ограничения не позволяют выполнить снижение в направлении к траверзу ДПРМ.

Таблица 18

Расчетные углы отворотов и время полета на первой прямой при построении маневра с отворотом и выходом на посадочный курс для самолетов Ту-104

Высота над ДПРМ, м	Угол отворота, град.	Время на первой прямой, сек.
4200	40	125
3900	45	105
3600 и ниже	50	90

При выполнении маневра самолет выводится на ДПРМ с курсом, обратным посадочному, на высоте, установленной инструкцией по производству полетов (в пределах 4200—1500 м). В момент пролета ДПРМ выполняется отворот влево и вправо на угол, зависящий от высоты полета над ДПРМ, после чего самолет продолжает полет по прямой в течение расчетного времени.

По истечении расчетного времени выполняется разворот на посадочный курс.

Снижение самолета начинается с момента пролета ДПРМ и продолжается до выхода на высоту 400—600 м. Выход на посадочный курс и высота полета 400 м должны быть достигнуты на расстоянии не менее 25 км до ВПП.

Маневр захода на посадку по кратчайшему пути

Заход самолетов на посадку по кратчайшему пути является наиболее экономичным с точки зрения затрат летного времени и себестоимости воздушных перевозок.

Наиболее коротким по времени и экономичным с точки зрения расхода топлива маневром захода на посадку будет такой, при котором самолет следует на посадку с маршрута полета по возможно кратчайшему пути с убранными шасси.

Заход на посадку при углах подхода к ВПП от 0 до 90°

Заход на посадку при подходе к аэродрому с курсом, равным посадочному, изложен в разделе «Посадка с прямой».

Для выполнения посадки при углах подхода к ВПП более 0° и менее 90° самолет должен снизиться до высоты 3900—4200 м за 100 км до подхода к аэродрому. При этом прямая от исходной точки начала маневра до разворота для выхода на ось ВПП должна быть не менее 80 км.

После пролета исходной точки начала снижения самолет направляется в поворотную точку на оси ВПП, расположенную на расстоянии, равном 12 км + ЛУР до начала ВПП, снижаясь с вертикальной скоростью

10 м/сек, с расчетом выхода на высоту круга 400—600 м на расстоянии 18 км до начала разворота на посадочный курс.

На высоте 400—600 м самолет переводится в горизонтальный полет, и после погашения приборной скорости до 400 км/час выпускаются шасси, а затем и закрылки.

При приближении самолета к поворотной точке на оси ВПП до расстояния, равного ЛУР, самолет вводится в разворот и выходит на ось ВПП.

Дальнейшее выполнение остальных элементов маневра остается прежним, как и при полете по большому прямоугольному маршруту.

Заход на посадку при углах подхода к ВПП от 90 до 180°

При углах подхода от 90 до 135° заход выполняется по касательной к третьему развороту. При углах подхода более 135° самолет может быть выведен как по касательной к третьему развороту, так и выходом на прямую между вторым и третьим разворотами в любой точке прямой от второго разворота до траверза ДПРМ.

В первом случае снижение самолета с высоты 3900—4200 м до высоты круга 400—600 м должно начинаться на расстоянии 70 км до точки касания к третьему развороту, а заканчиваться за 10 км до этой точки, с расчетом погашения скорости и выпуска шасси до ее пролета.

Во втором случае снижение должно начинаться на расстоянии 65 км до траверза ДПРМ (с учетом пути самолета на разворотах) с расчетом снижения до высоты 400—600 м и погашения скорости для выпуска шасси до ее пролета.

Поворотная точка для выхода в траверз ДПРМ выбирается в любом месте на прямой от второго разворота до траверза, а разворот на курс, обратный посадочному, начинается на расстоянии, равном ЛУР до этой точки.

Заход на посадку при углах подхода к ВПП более 180°

В случаях, когда на аэродроме имеется возможность выполнять заходы на посадку одновременно с левыми

и правыми разворотами, заход на посадку выполняется так же, как при углах подхода до 180° , но с противоположными направлениями разворотов.

При одностороннем круге над аэродромом вход в круг осуществляется по касательной ко второму или первому развороту большого прямоугольного маршрута. При малой интенсивности полетов, когда пересечение оси ВПП на высоте 400—600 м не является опасным, вход в круг возможно допустить по касательной к первому или второму развороту малого прямоугольного маршрута.

Во всех случаях захода на посадку при углах подхода к оси ВПП более 180° снижение с высоты 3900—4200 м должно начинаться на расстоянии 65 км до траверза ДПРМ по линии пути самолета, включая развороты.

Перед заходом на посадку штурман по указанию командира корабля производит расчет элементов захода на посадку для сложившихся конкретных условий посадки, с учетом:

- посадочного веса самолета;
- центровки самолета;
- состояния ВПП;
- встречной и боковой составляющих скорости ветра;
- температуры и атмосферного давления на аэродроме;
- скорости подхода и посадочной скорости;
- длины пробега.

Командир корабля принимает решение при этом о выпуске парашютов и выключении одного двигателя после посадки.

При расчете посадочной скорости следует учитывать центровку самолета: при уменьшении центровки от значения 24% на каждый 1% посадочная скорость увеличивается на 5 км/час.

Скорость полета в контрольной точке на расстоянии 500 м от ВПП рассчитывается путем прибавления 40 км/час к посадочной скорости.

Например. Для $G_{\text{пос}} = 55$ т посадочная скорость самолета Ту-104А равна 230 км/час для нормальной центровки 24%, но для фактической центровки 22% нужно приплюсовать 10 км/час, что даст посадочную

скорость 240 км/час. Скорость пролета 500-метровой отметки от ВПП при этом будет равна $240 + 40 = 280$ км/час.

1. Командир корабля, получив от диспетчера разрешение на выполнение захода на посадку по системе СП-50, обязан установить шкалу барометрического выотомера на величину давления на данном аэродроме и дать указание о выполнении такой же операции штурману и второму пилоту, уточнить высоту нижней границы облаков, горизонтальную видимость и метеоявления, посадочный МПУ и угол сноса; состояние ВПП, уточнить показания ГПК по ДГМК-7, выполнять заход на посадку по установленной для данного аэродрома схеме.

2. Штурман осуществляет контроль по времени, отсчету КУР и радиолокатору и сообщает командиру корабля о начале третьего разворота и курс следования.

3. Второй пилот после выполнения третьего разворота по указанию командира корабля выпускает импульсами в два приема закрылки на 20° , а на самолетах Ту-104Б с закрылками увеличенной площади — на 10° и докладывает ему о начале и об окончании выпуска закрылков.

Выпуск закрылков следует производить на скорости не более 380 км/час.

Предупреждения. 1. Перед использованием закрылками второй пилот обязан убедиться, что переключатель управления закрылками у командира корабля находится в нейтральном положении.

2. В случае нарушения бокового равновесия самолета после начала выпуска закрылков и возникновения значительных усилий на штурвале при пилотировании подать команду о немедленном прекращении выпуска закрылков. Затем, убирая их импульсами, добиться равновесия самолета и не трогать их до посадки, доложить об этом руководителю полетов и принять все меры к выполнению посадки самолета, как это указано в разделе «Посадка при отказе системы выпуска закрылков».

4. К началу 4-го разворота необходимо держать скорость 360—370 км/час. Четвертый разворот выполняется с креном $15-20^\circ$ и, выйдя на предпосадочную прямую, командир корабля уменьшает скорость до 440 км/час, дает команду второму пилоту выпустить закрылки полностью на 35° , а на самолетах Ту-104Б с закрылками увеличенной площади — на 20° в два приема, начинает снижение на последней прямой с расчетной вертикальной скоростью и уменьшает скорость по при-

бору до 300 км/час с расчетом пролета над ДПРМ на высоте 200 м на этой скорости.

В процессе выпуска закрылков командир корабля должен снимать усилия на штурвале триммером руля высоты.

При заходе по прибору ПСП окончательный выпуск закрылков следует производить к моменту входа в глиссаду.

5. Штурман ведет наблюдение за правильностью подобранного курса следования, проверяет работу дальней и ближней приводных радиостанций и в случае неустойчивых показаний радиокompасов докладывает командиру корабля, следит за скоростью и высотой полета; по достижении высоты 200 м докладывает об этом командиру корабля, ставит его в известность об отклонениях от режима полета, а при видимости земли — о наличии бокового уклонения по отношению к линии посадочного курса.

6. Второй пилот пилотирует или помогает пилотировать самолет, ведет наблюдение за показаниями пилотажно-навигационных приборов, при их отклонениях от норм докладывает командиру корабля.

7. Бортмеханик контролирует выпуск шасси, работу автоматики топливной системы, следит за режимом работы двигателей, закрывает краны наддува кабин.

8. Бортрадист прослушивает работу радиостанции, следит за связью с диспетчерами, ведет запись в бортжурнале радиотелефонной связи; в случае необходимости помогает командиру корабля в ведении связи, читает карту обязательных проверок.

9. Командир корабля после четвертого разворота запрашивает разрешение на посадку, ведет самолет по горизонту до входа в глиссаду, далее — по глиссаде глиссадного радиомаяка.

Расчет на посадку выполняется при работающих двигателях. Командир корабля управляет двигателями таким образом, чтобы сохранить постоянную скорость снижения 3—4 м/сек после пролета над дальним приводом до точки выравнивания в соответствии с глиссадой снижения по прибору ПСП.

Для выдерживания заданной скорости и сохранения достаточной приемистости двигателей на случай ухода

на второй круг или подтягивания обороты двигателей следует поддерживать в диапазоне, пока самолет еще не пролетел над ДПРМ, около 3800—3900 об/мин, а после ее пролета уменьшить обороты до 3500 об/мин и установить снижение самолета 3—4 м/сек с расчетом пролета БПРМ на высоте 60 м со скоростью по прибору порядка 280—300 км/час. До пролета над ближней приводной радиостанцией командир корабля обязан убедиться в точности расчета, правильности выхода на осевую линию ВПП, в отсутствии препятствий на посадочной полосе и сигналов, запрещающих посадку.

После пролета БПРМ скорость плавно уменьшается взятием штурвала на себя до расчетной в точке 500 м до ВПП. Скорость подхода к точке за 500 м до ВПП должна быть равна $V_{\text{пос}} + 40$ км/час.

Траектория снижения от БПРМ до точки выравнивания будет круче, чем была до БПРМ, и вертикальная скорость снижения на этом участке пути может достигать до 4—6 м/сек.

IX. ПОСАДКА

1. После пролета самолетом БПРМ на высоте 60 м со скоростью по прибору 280—300 км/час, в зависимости от полетного веса, командир корабля продолжает снижать самолет с вертикальной скоростью около 4 м/сек (для штилевых условий).

По мере приближения самолета к земле по установленной траектории снижения до высоты выравнивания командир корабля плавным движением штурвала на себя переводит самолет на больший угол атаки, не допуская при этом скорости по прибору менее $V_{\text{пос}} + 40$ км/час, и особенно внимательно следит за скоростью и углом снижения, не допуская кренов, за точностью расчета и выхода по оси ВПП. Движения рулями для устранения кренов и исправления направления полета должны быть координированными и энергичными. Нельзя допускать на малой высоте больших движений штурвалом, так как на малой скорости при размашистых действиях элеронами возникает поперечное раскачивание самолета.

Для изменения направления полета в 3—5° на высоте выравнивания следует применять в первую очередь руль направления, которым необходимо действовать соразмерно, не допуская при этом кренов.

2. По мере приближения к точке начала выравнивания необходимо плавно дросселировать двигатели и начать выравнивание на высоте 15—10 м, точно выдерживать направление, пользуясь рулем направления, а штурвалом плавно переводить самолет на посадочные углы атаки (9° — 10°). Выбирать точку приземления следует в 150—200 м от начала ВПП. Дросселирование двигателей производить постепенно, по мере приближения самолета к земле, в соответствии с расчетом, в зависимости от ветра, веса самолета и температуры наружного воздуха.

Предупреждение. Запрещается ставить рычаги управления двигателями ниже проходного фиксатора малого газа.

В стадии выдерживания самолет летит над землей с постепенным снижением. При выдерживании необходимо следить за тем, чтобы самолет равномерно приближался к земле, чтобы сохранялось направление полета и отсутствовал крен перед приземлением. Не следует задерживать взгляд на предметах, мимо которых пролетает самолет. Взгляд пилота должен скользить по уходящей под самолет поверхности ВПП. Направление взгляда должно быть постоянным.

Как только появится тенденция к уменьшению поступательной скорости и увеличению вертикальной скорости снижения, не дожидаясь провала самолета, плавным движением штурвала на себя следует переводить самолет на посадочный угол с таким расчетом, чтобы, пролетая торец ВПП, закончить выравнивание и прекратить снижение самолета на высоте 1—0,5 м. В конце выравнивания необходимо удерживать самолет на данной высоте и на созданном угле атаки. По мере уменьшения скорости полета до посадочной и приближения к земле незначительным плавным движением штурвала на себя нужно произвести мягкое приземление на основные колеса шасси. При этом следует обращать особое внимание на действия штурвалом: они должны соответствовать скорости движения самолета. При быстром приближении самолета к земле движения штурвалом должны быть энергичными, а при медленном приближении — замедленными.

Если, не учитывая поступательной скорости самолета и приближения земли, продолжать энергично тянуть штурвал на себя, то самолет будет взмывать. Подво-

дить самолет на посадку на чрезмерно больших углах атаки не следует, так как малейшая неточность в оценке обстановки и несоразмерность действия рулями могут закончиться грубой посадкой. Особенно следует избегать удара колесами о торец ВПП.

Предупреждения. 1. Категорически запрещается производить приземление самолета до начала ВПП.

2. Если посадка самолета была произведена до полосы, самолет подлежит тщательному осмотру силами ИАС аэропорта совместно с экипажем самолета — с целью проверки отсутствия повреждений и остаточных деформаций конструкции.

Посадочная скорость самолета (по прибору) составляет:

Таблица 19

полетный вес, т	53	55	58	60	64
посадочная скорость, км/час	225	230	240	250	260

Исправление расчета за счет преждевременного приземления самолета на большей скорости запрещается. Приземление самолета должно быть у посадочного знака ± 100 м.

Увеличение посадочной скорости на 10 км/час увеличивает длину пробега на 10%.

Данные о длине пробега самолета приведены в таблице 20 и соответствуют посадке в штиль на ВПП без уклона с сухой поверхностью, без применения аварийного торможения и тормозных парашютов.

Длина пробега при встречном ветре 5 м/сек сокращается на 14%.

Длина пробега изменяется на 7—8% на каждую 0,01 уклона.

При посадке на ВПП с мокрой поверхностью длина пробега увеличивается на 30—50%.

Состояние поверхности ВПП значительно влияет на длину пробега. Для оценки состояния поверхности ВПП, т. е. условий торможения колес самолета наземными службами аэропорта выполняются измерения коэффициента сцепления (ϕ). Полученное в результате этих измерений среднее значение коэффициента сцепления для всей ВПП передается на борт самолета перед заходом на посадку.

Ориентировочные значения коэффициента сцепления составляют следующие величины для покрытий:

2. По мере приближения к точке начала выравнивания необходимо плавно дросселировать двигатели и начать выравнивание на высоте 15—10 м, точно выдерживать направление, пользуясь рулем направления, а штурвалом плавно переводить самолет на посадочные углы атаки (9° — 10°). Выбирать точку приземления следует в 150—200 м от начала ВПП. Дросселирование двигателей производить постепенно, по мере приближения самолета к земле, в соответствии с расчетом, в зависимости от ветра, веса самолета и температуры наружного воздуха.

Предупреждение. Запрещается ставить рычаги управления двигателями ниже проходного фиксатора малого газа.

В стадии выдерживания самолет летит над землей с постепенным снижением. При выдерживании необходимо следить за тем, чтобы самолет равномерно приближался к земле, чтобы сохранялось направление полета и отсутствовал крен перед приземлением. Не следует задерживать взгляд на предметах, мимо которых пролетает самолет. Взгляд пилота должен скользить по уходящей под самолет поверхности ВПП. Направление взгляда должно быть постоянным.

Как только появится тенденция к уменьшению поступательной скорости и увеличению вертикальной скорости снижения, не дожидаясь провала самолета, плавным движением штурвала на себя следует переводить самолет на посадочный угол с таким расчетом, чтобы, пролетая торец ВПП, закончить выравнивание и прекратить снижение самолета на высоте 1—0,5 м. В конце выравнивания необходимо удерживать самолет на данной высоте и на созданном угле атаки. По мере уменьшения скорости полета до посадочной и приближения к земле незначительным плавным движением штурвала на себя нужно произвести мягкое приземление на основные колеса шасси. При этом следует обращать особое внимание на действия штурвалом: они должны соответствовать скорости движения самолета. При быстром приближении самолета к земле движения штурвалом должны быть энергичными, а при медленном приближении — замедленными.

Если, не учитывая поступательной скорости самолета и приближения земли, продолжать энергично тянуть штурвал на себя, то самолет будет взмывать. Подво-

дить самолет на посадку на чрезмерно больших углах атаки не следует, так как малейшая неточность в оценке обстановки и несоразмерность действия рулями могут закончиться грубой посадкой. Особенно следует избегать удара колесами о торец ВПП.

Предупреждения. 1. Категорически запрещается производить приземление самолета до начала ВПП.

2. Если посадка самолета была произведена до полосы, самолет подлежит тщательному осмотру силами ИАС аэропорта совместно с экипажем самолета — с целью проверки отсутствия повреждений и остаточных деформаций конструкции.

Посадочная скорость самолета (по прибору) составляет:

Таблица 19

полетный вес, т	53	55	58	60	64
посадочная скорость, км/час	225	230	240	250	260

Исправление расчета за счет преждевременного приземления самолета на большей скорости запрещается. Приземление самолета должно быть у посадочного знака ± 100 м.

Увеличение посадочной скорости на 10 км/час увеличивает длину пробега на 10%.

Данные о длине пробега самолета приведены в таблице 20 и соответствуют посадке в штиль на ВПП без уклона с сухой поверхностью, без применения аварийного торможения и тормозных парашютов.

Длина пробега при встречном ветре 5 м/сек сокращается на 14%.

Длина пробега изменяется на 7—8% на каждую 0,01 уклона.

При посадке на ВПП с мокрой поверхностью длина пробега увеличивается на 30—50%.

Состояние поверхности ВПП значительно влияет на длину пробега. Для оценки состояния поверхности ВПП, т. е. условий торможения колес самолета наземными службами аэропорта выполняются измерения коэффициента сцепления (ϕ). Полученное в результате этих измерений среднее значение коэффициента сцепления для всей ВПП передается на борт самолета перед заходом на посадку.

Ориентировочные значения коэффициента сцепления составляют следующие величины для покрытий:

Длина пробега самолета в зависимости от давления,
температуры воздуха и посадочного веса (при штиле)

Давление, мм рт. ст.	780					760					740				
	0	10	20	30	40	0	10	20	30	40	0	10	20	30	40
Темпера- тура, °C															
Поса- дочный вес, т															
52	1430	1490	1530	1580	1650	1480	1530	1580	1630	1690	1510	1570	1610	1680	1750
53	1460	1520	1570	1620	1680	1500	1560	1600	1660	1720	1550	1600	1640	1710	1790
54	1490	1540	1590	1640	1710	1530	1580	1640	1690	1750	1570	1630	1670	1740	1820
56	1540	1600	1660	1710	1780	1590	1650	1700	1760	1820	1640	1690	1740	1810	1890
58	1600	1660	1710	1770	1840	1650	1700	1760	1800	1880	1690	1750	1790	1870	1950
60	1660	1720	1770	1830	1900	1700	1750	1800	1870	1950	1740	1800	1860	1940	2010
62	1720	1790	1840	1900	1980	1760	1810	1880	1950	2040	1810	1880	1940	2020	2100
64	1780	1860	1910	1970	2060	1820	1880	1960	2030	2120	1880	1950	2020	2100	2180

Давление, мм рт. ст.	720					700					680				
	0	10	20	30	40	0	10	20	30	40	0	10	20	30	40
Темпера- тура, °C															
Поса- дочный вес, т															
52	1550	1600	1670	1720	1780	1590	1650	1720	1780	1850	1660	1710	1770	1840	1900
53	1580	1630	1700	1760	1820	1620	1690	1750	1820	1880	1690	1740	1800	1880	1940
54	1610	1660	1730	1790	1850	1650	1720	1780	1850	1920	1720	1770	1840	1920	1980
56	1680	1730	1800	1860	1920	1710	1780	1850	1920	2000	1780	1840	1910	1990	2060
58	1730	1780	1850	1920	1980	1770	1830	1900	1980	2060	1830	1900	1970	2060	2120
60	1780	1850	1920	1990	2060	1840	1910	1970	2050	2140	1900	1970	2050	2140	2210
62	1820	1930	2000	2070	2150	1910	1990	2060	2140	2220	1970	2050	2140	2220	2290
64	1920	2000	2080	2150	2240	1980	2070	2140	2230	2310	2050	2130	2200	2300	2370

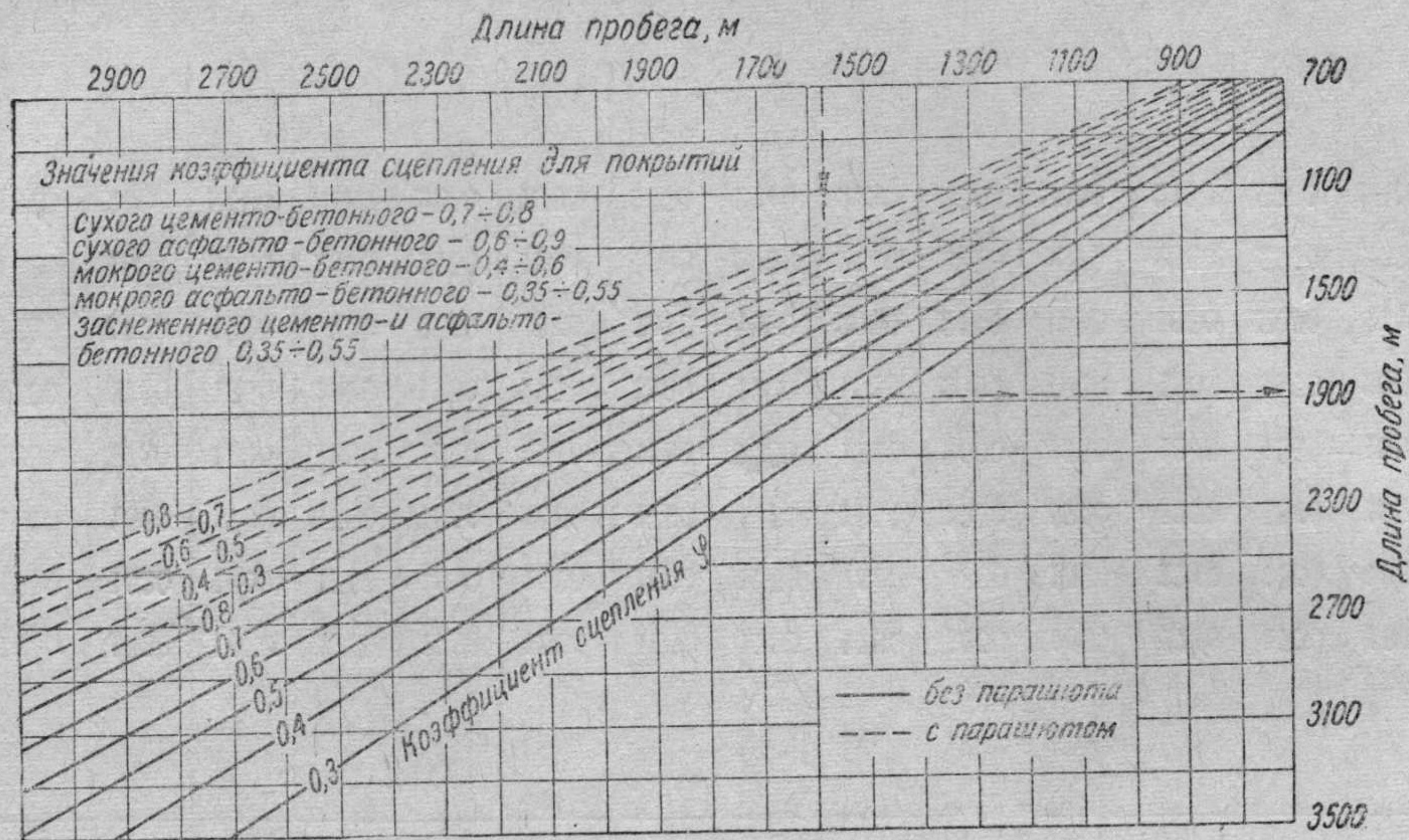


Рис. 26. График определения длины пробега самолета в зависимости от состояния поверхности ВПП.

- сухого цементно-бетонного — 0,7—0,8
- мокрого цементно-бетонного — 0,4—0,6
- сухого асфальто-бетонного — 0,6—0,9
- мокрого асфальто-бетонного — 0,35—0,55
- заснеженного цементно- и асфальто-бетонного — 0,35—0,55.

Значительный диапазон изменений для каждого состояния и типа покрытий объясняется особенностями свойств верхнего слоя покрытия и шероховатостью его поверхности. Введение поправки в расчетную длину пробега в зависимости от коэффициента сцепления производится при помощи графика (рис. 26), соответствующего интенсивному торможению колес самолета.

Примечание. Наличие мокрого снега, слоя слякоти или воды на поверхности ВПП может серьезно повлиять на эффективность работы тормозной системы колес самолета на земле и увеличить длину пробега на 30—50% по сравнению с длиной пробега при посадке на сухую ВПП.

Для оценки достаточности ВПП для посадки необходимо, чтобы рассчитанная по таблице длина пробега была меньше длины ВПП на 300 м.

Штурман при выполнении посадки сообщает командиру корабля о пролете торца ВПП, скорость приземления, расстояние точки приземления от начала ВПП, середину ВПП на пробеге и остаток 500 м до конца ВПП.

3. Командиру корабля после приземления следует задержать движение штурвала на себя, затем плавным, еле заметным движением штурвала от себя зафиксировать посадочный угол атаки, не допуская при этом резкого опускания носа самолета на передние колеса, и удерживать самолет в таком положении, чтобы полностью исключить тенденцию к его взмыванию.

После достижения скорости на пробеге 220 км/час необходимо приступить к плавному торможению обеими ногами, сохраняя прямолинейность движения самолета рулем направления. Тенденцию к резкому опусканию носа самолета при этом необходимо парировать соразмерным движением штурвала на себя.

По мере падения скорости, когда руль высоты становится малоэффективным, плавным движением штурвала от себя нужно опустить переднюю стойку шасси и усилить торможение колес, следя за тем, чтобы автома-

ты тормозов не срабатывали часто (лампочка должна мигать периодически).

4. По команде командира корабля бортмеханик выпускает тормозные парашюты. Выпускать их обязательно при посадках с предельно допустимым посадочным весом, при ограниченных размерах ВПП, в случае посадки с попутным ветром, приземления самолета на имеющую уклон обледеневшую влажную или занесенную снегом взлетно-посадочную полосу, а также в случаях, когда расчетная длина пробега приближается к размерам ВПП. Тормозные парашюты разрешается выпускать также во всех других случаях по усмотрению командира корабля.

Тормозные парашюты рекомендуется выпускать на скорости не более 270 км/час.

Тормозные парашюты сокращают длину пробега самолета примерно на 25—30% — в случае выпуска их после приземления. Выпуск парашютов во второй половине пробега значительно уменьшает их эффективность.

Для выпуска тормозных парашютов (только по команде командира корабля) бортмеханик поднимает блокировочную крышку выпуска и кратковременно нажимает кнопку выпуска тормозного парашюта.

При этом загораются сигнальные лампы на приборных досках левого и правого пилотов.

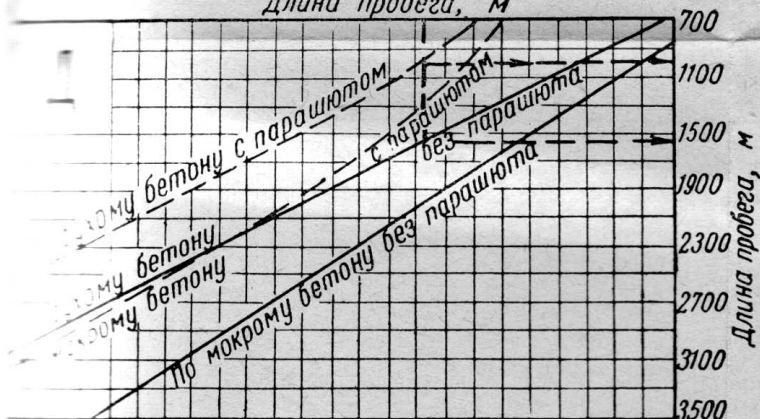
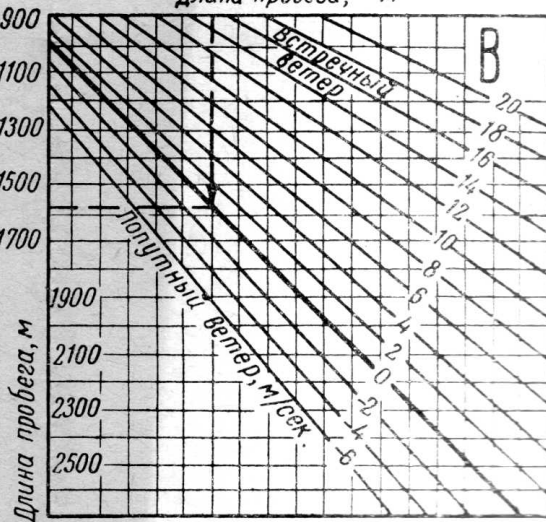
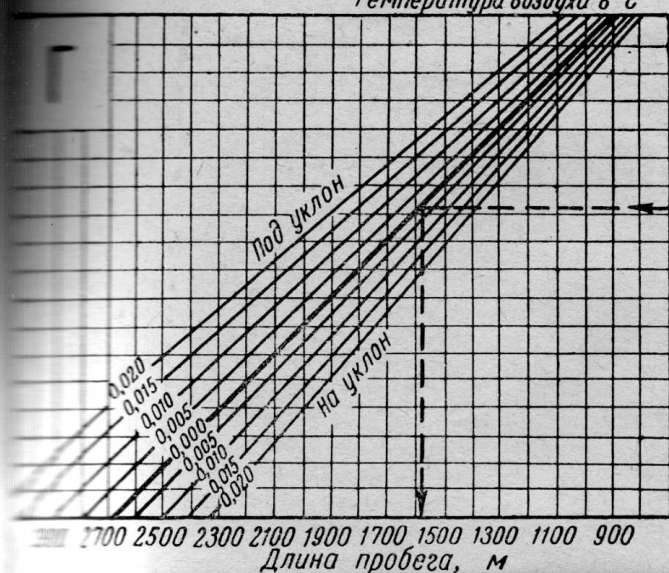
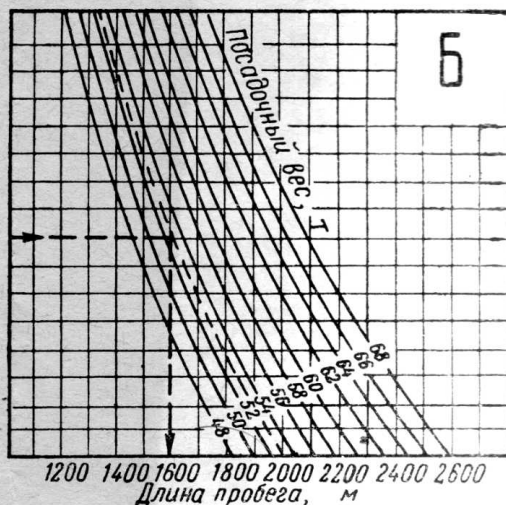
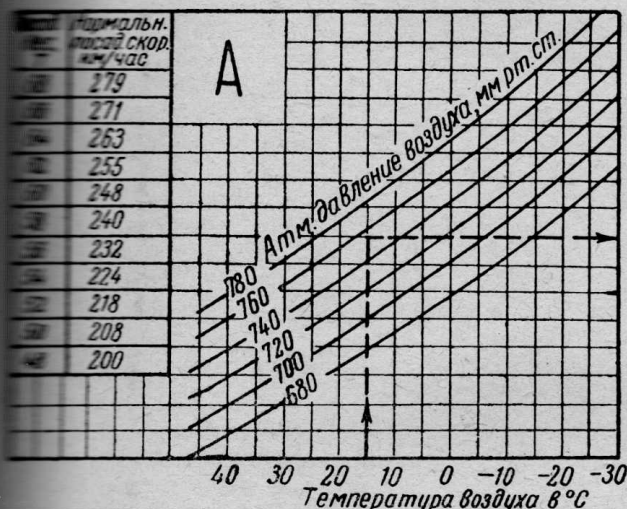
Закрывать блокировочную крышку до момента сброса парашюта запрещается, так как закрытие крышки при выпущенном парашюте приведет к его отцепке.

Сброс парашютов (только по команде командира корабля) производит бортмеханик путем закрытия блокировочной крышки, либо командир корабля или 2-й пилот по его команде — путем нажатия на кнопку сброса парашюта на приборной доске.

Примечание. Блокировочное устройство сброса посадочного парашюта обеспечивает автоматический сброс парашютов в любых случаях непреднамеренного открытия створок контейнера, т. е. если открытие створок произошло при закрытой блокировочной крышке. Поэтому в течение всего полета блокировочная крышка должна быть закрыта.

Сбрасывание тормозных парашютов с самолета следует производить сразу по окончании пробега в начале разворота самолета в следующем порядке:

а) в конце пробега подвернуть самолет к краю ВПП



Изменение длины пробега в % в зависимости от увеличения или уменьшения	
1 посадочного веса на 1 т	2,2
2 давления воздуха на 20 мм рт.ст.	5,0
3 температуры воздуха на 10°С	4,0
4 уклона поверхности ВПП на 1%	7,5
5 скорости ветра на 5 м/сек.	14,0

(при боковом ветре на подветренную сторону) и проругать прямолинейно некоторое расстояние, как это делается при разворотах на ВПП на 180° ;

б) в процессе разворота, после того как разворот будет произведен на $40-60^\circ$ и хвост самолета направлен к обочине ВПП, сбросить парашют.

При соблюдении настоящих указаний сброшенные парашюты не будут мешать взлету или посадке других самолетов.

На свободных, незагруженных аэродромах сбрасывание тормозных парашютов можно производить на ВПП сразу в конце пробега перед разворотом на рулежную дорожку.

Предупреждение. Запрещается производить длительное руление с выпущенными тормозными парашютами, так как в этом случае их стропами деформируются створки контейнера, что приводит к самопроизвольному выпаданию парашютов или к отказу при следующем их выпуске.

5. Если после посадки на пробеге отказали основные тормоза, то необходимо выпустить тормозной парашют, выключить двигатели и применить аварийное торможение, для чего рычаги аварийных тормозов следует одновременно и плавно нажимать на себя до полной остановки самолета. Выпуск и сбрасывание тормозных парашютов на пробеге производит командир корабля или по его команде — второй пилот.

6. В случае применения тормозных парашютов при посадке самолета с боковым ветром необходимо особенно следить за уменьшением скорости на пробеге, эффективностью тормозов и руля направления для поддержания прямолинейности пробега. Как только у самолета появилась тенденция к самопроизвольному развороту, следует сбросить тормозные парашюты.

7. В конце пробега самолета по команде командира корабля бортмеханик включает механизм управления передним колесом. Командир корабля, используя инерцию пробега самолета на безопасной скорости ($10-15$ км/час), разворачивает самолет для входа на рулежную дорожку или на место стоянки самолета.

Во время руления самолета второй пилот проверяет выключение тумблера наддува кабины, убирает закрылки, ведет наблюдение за окружающим пространством, предупреждая командира корабля о препятствии-

ДОПОЛНЕНИЕ

(приказ МГА № 224 от 7.05.71 г.)

На стр. 131 в начале п. 7 добавить следующее:

Руление после посадки

После приземления самолета, в начале пробега командир корабля выключает один двигатель. При посадке с боковым ветром выключать следует двигатель с подветренной стороны.

Решение о выключении одного двигателя командир корабля принимает перед посадкой и предупреждает об этом экипаж.

Выключение одного двигателя непосредственно после приземления сокращает длину пробега самолета на 150 метров.

(Вклеить в Руководство по летной эксплуатации и пилотированию самолетов Ту-104 между стр. 130 и 131).

ях, держит педали и штурвал в нейтральном положении.

8. Командир корабля производит за руливание на стоянку на малой скорости с максимальной осматриваемостью по сигналам сопровождающего. Особое внимание следует обращать на радиус разворота тележки шасси. Внешнее колесо тележки шасси должно проходить от наружного края бетона на расстоянии не менее 1 м. Выкатывание на грунт за границу бетонной площадки недопустимо.

При большом скоплении самолетов на стоянках за руливание на стоянку не рекомендуется. В этом случае во избежание повреждения самолет необходимо буксировать тягачом.

9. После за руливания на перрон или на стоянку командир корабля, плавно нажимая на тормоза, должен остановить самолет, выключить двигатели и удерживать самолет на тормозах до постановки под колеса колесодок. После этого дается команда о выключении потребителей электроэнергии, производится стопорение рулей. Оставлять самолет на стоянке с незастопоренными рулями запрещается.

Второй пилот обязан:

1. Помогать командиру корабля или (по его команде) пилотировать самолет.

2. По команде командира корабля после третьего разворота выпустить закрылки на 5° и доложить ему об этом. По команде командира корабля произвести дальнейший выпуск закрылков на 20° . После выполнения четвертого разворота по команде командира корабля выпустить закрылки на 35° импульсами в два приема. На самолете Ту-104Б выпустить закрылки на 20° в два приема.

3. Во время руления проверить выключение наддува кабины и по команде командира корабля убрать закрылки.

Штурман обязан

1. Перед заходом на посадку рассчитать элементы захода на посадку, в зависимости от посадочного веса и условий посадки.

2. После получения разрешения для захода на по-

садку настроить радиоконпасы на радиостанции системы ОСП аэродрома посадки и доложить об этом командиру корабля, указав, какой из радиоконпасов настроен на ДПРМ (1-й — на ДПРМ, 2-й — БПРМ).

3. Во время захода на посадку проверить работу дальней и ближней приводных радиостанций и, в случае неустойчивости показаний радиоконпасов, доложить об этом командиру корабля.

4. При заходе на посадку по схеме сообщить командиру корабля высоту, скорость полета и время начала разворота.

5. На последней прямой при видимости земли докладывать боковое отклонение по отношению к линии посадочного курса и дать поправку к курсу. Сообщить командиру корабля 500 м до начала ВПП, скорость полета: 280, 260, 240 км/час, скорость приземления, расстояние от начала ВПП и докладывать при этом: «Посадка». На пробеге сообщать скорость: 230, 220, 150 км/час, после чего — середину ВПП и 500 м до конца ВПП.

Бортмеханик обязан:

1. Перед заходом на посадку проверить остаток топлива и правильность работы топливной системы.

2. По команде командира корабля выпустить шасси и об окончании выпуска шасси доложить командиру корабля.

3. Проверить давление в системах.

4. Проверить включение автомата тормозов.

5. Проверить отключение механизма управления поворотом передней ноги шасси (кнопка утоплена и защелка закрыта).

6. Установить в рабочее (вертикальное) положение рычаги аварийного торможения.

Бортрадист обязан:

1. Обеспечивать работу включенных радиосредств.

2. Прослушивать командную связь с диспетчером, быстро передавать командиру корабля команды, если они плохо слышны из-за помех.

1. Посадка при боковом ветре

При заходе на посадку с боковым ветром бороться со сносом путем скольжения запрещается. Парировать

снос следует только углом упреждения. В момент приземления дать ногу по сносу, развернув самолет вдоль оси ВПП.

После приземления переднюю стойку шасси необходимо плавно опустить и при тенденции самолета к развороту тормозить колеса основного шасси, противоположные направлению разворота.

В первой половине пробега одновременно с торможением для выдерживания направления необходимо использовать руль направления.

При выполнении посадки с боковым ветром обязательны точный подвод самолета к земле и плавное приземление. Высокое выравнивание и грубое приземление при этом недопустимы. Следует учитывать, что боковой ветер увеличивает длину пробега.

Для сокращения длины пробега и уменьшения разворачивающего момента на пробеге с боковым ветром разрешается выключение одного двигателя в начале пробега самолета.

Решение о выключении двигателя принимает командир корабля предварительно, перед посадкой, о чем предупреждает экипаж, и после приземления, в начале пробега, выключает подветренный двигатель, дает команду второму пилоту: «Держать рычаги газа» и для удержания направления пробега применяет прежде всего руль направления, а затем — раздельное торможение колес шасси. Второй пилот по команде командира корабля держит рычаги газа двигателей плотно прижатыми «На себя».

Руление с одним работающим двигателем трудности для экипажа не представляет.

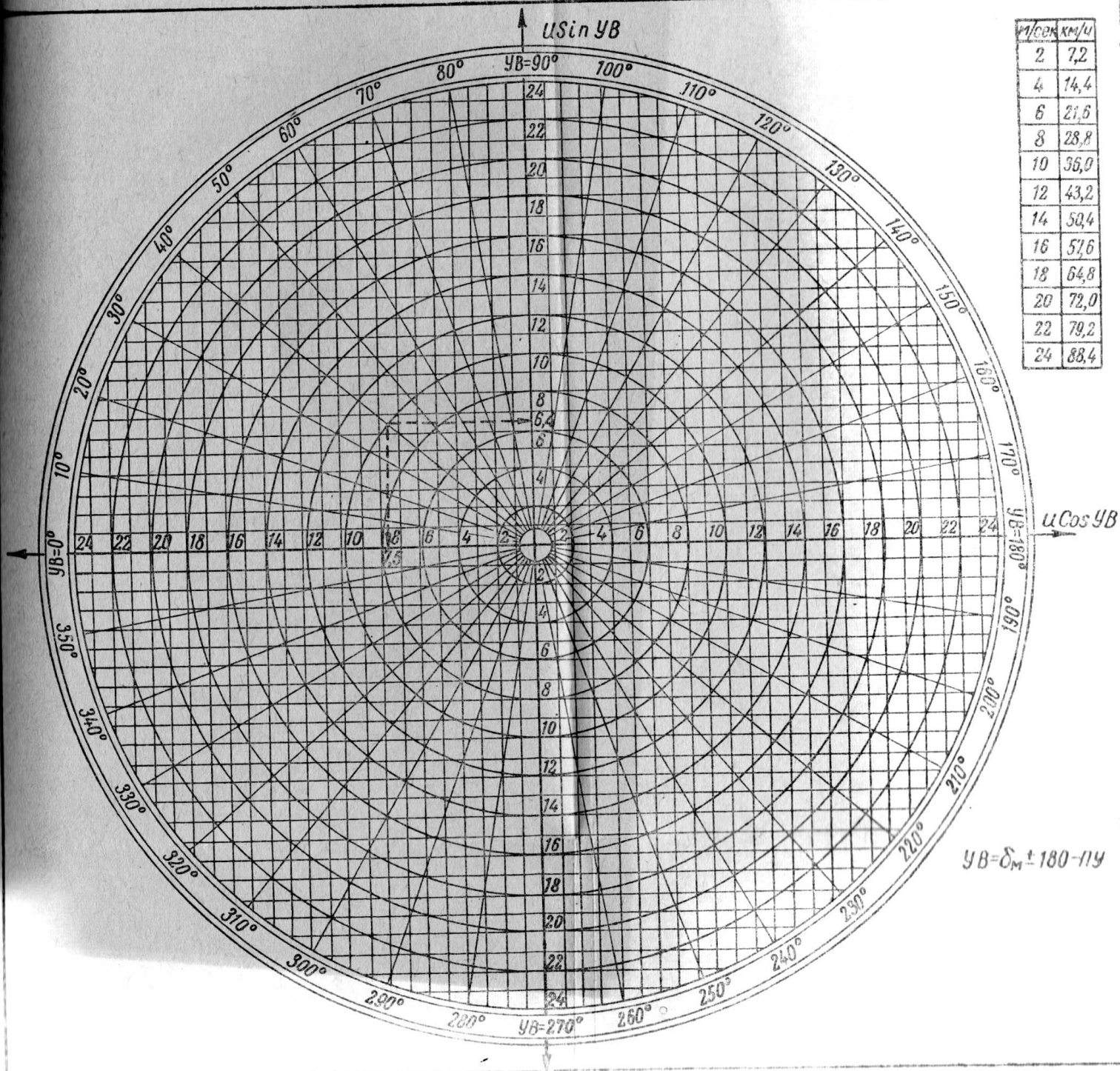
Предельные значения боковой составляющей ветра на посадке для самолетов типа Ту-104;

— посадка с выключением подветренного двигателя — 14 м/сек;

— посадка без выключения двигателя — 12 м/сек;

— посадка на мокрую, скользкую полосу, во всех случаях — не более 8 м/сек.

В случае применения тормозных парашютов при посадке самолета с боковым ветром, во избежание разворота самолета на пробеге, парашюты должны быть сброшены по усмотрению командира корабля в момент, когда из-за уменьшения скорости на пробеге эффектив-



$r/\text{сек км/ч}$	$r/\text{км/ч}$
2	7,2
4	14,4
6	21,6
8	28,8
10	36,0
12	43,2
14	50,4
16	57,6
18	64,8
20	72,0
22	79,2
24	86,4

ность руля направления и торможение одной ноги шасси окажутся недостаточными для дальнейшего удерживания самолета на прямой.

В случае, когда командир корабля, приняв все меры, не в состоянии удержать самолет в пределах ВПП и самолету грозит выкатывание на обочину, командиру корабля для удержания самолета от выкатывания разрешается применить управление передней ногой шасси. Для этого командир корабля, предварительно взявшись рукой за штурвальчик, дает команду: «Расконтрить управление передней ногой» и небольшими движениями штурвальчика отворачивает самолет от обочины ВПП. Пользоваться управлением поворота передней ноги разрешается на скорости пробега не более 200 км/час, при этом углы поворота штурвальчика не должны превышать 20—30°, что соответствует углу поворота стойки шасси 5—7°.

2. Посадка на увлажненную и обледеневшую полосу

При посадке на увлажненную и особенно на обледеневшую посадочную полосу эффективность действия тормозов резко ухудшается. В связи с этим во всех случаях посадки на полосу, поверхность которой может вызвать у командира корабля сомнение в обеспечении эффективного торможения на пробеге, необходимо посадку производить с обязательным использованием тормозных парашютов.

Предельно допустимая скорость бокового (под углом 90° к ВПП) ветра при посадке на увлажненную и обледеневшую полосу равна 8 м/сек.

Посадку на влажную или обледеневшую полосу следует производить с минимально возможным для данного полета посадочным весом и без превышения рекомендуемой посадочной скорости.

3. Посадка с максимально допустимым посадочным весом

Посадка самолета с максимально допустимым посадочным весом 64 т для самолетов Ту-104А и Ту-104Б разрешается на бетонированную полосу, находящуюся в нормальном эксплуатационном состоянии, в отдельных случаях при повышенном внимании пилота.

При заходе на посадку после четвертого разворота скорость по прибору следует выдерживать в соответствии с посадочным весом — не менее 300 км/час. Перед началом выравнивания необходимо уменьшить скорость до 280 км/час и подводить самолет к полосе на этой скорости, плавно дросселируя двигатели до режима малого газа в процессе выравнивания, не допуская проваливания самолета и грубого удара колесами шасси о землю.

Приземление самолета следует произвести в начале ВПП, плавно опустить переднюю стойку шасси и выпустить тормозные парашюты. Во второй половине пробега на скорости 220 км/час следует применить основные тормоза.

Тормозные парашюты сокращают длину пробега самолета примерно на 25—30%.

4. Неполный выпуск шасси при заходе на посадку

1. Если при выпуске шасси одна из сигнальных лампочек выпущенного положения не загорелась, необходимо:

а) убедиться, что давление в основной гидросистеме не менее 150 кг/см², кнопка «Уборка» стоит полностью в верхнем положении, а кнопка «Выпуск» утоплена и повернута по часовой стрелке до упора.

Примечание. Если давление в системе ниже 150 кг/см², выпуск шасси производится от аварийной системы.

б) уменьшить скорость полета до 360 км/час, дать приказание бортмеханику проверить уровень гидросмеси в баке;

в) нажать на кнопку «Выпуск» основного крана шасси (не нажимая кнопки «Уборка») и, удерживая ее в таком положении 8—10 секунд, убедиться, что давление в системе после падения вновь возросло до 146—157 кг/см²;

г) если по этим признакам нет сомнений в полном выпуске шасси, негорящую сигнальную лампочку следует заменить другой или поменять местами с соседней.

2. Если перечисленные действия не привели к загоранию сигнальной лампочки, необходимо убрать шасси от основной системы и еще раз выпустить от аварийной гидросистемы.

5. Довыпуск шасси от аварийной системы

1. Если на скорости полета 360 км/час шасси при выпуске от основной гидросистемы на замок не стало и зеленая сигнальная лампочка не загорелась, а визуальная проверка подтверждает, что нога выпустилась не полностью, необходимо довыпуск шасси произвести при помощи аварийной гидросистемы.

Для этого необходимо убедиться, что кнопки основного крана находятся в исходном вытянутом положении, открыть колпачок аварийного крана уборки и выпуска шасси и нажать кнопку «Выпуск». Повернуть кнопку в таком положении по часовой стрелке до упора, включить переключатель «Подкачка» на среднем пульте пилота, увеличить давление в основной тормозной системе до 160—165 кг/см² и выдержать систему под этим давлением 10—12 секунд.

Если сигнальная лампочка не загорится, необходимо повторить действия, указанные в разделе «Неполный выпуск шасси».

Доложить руководителю полетов о положении шасси и получить разрешение на посадку.

2. Если указанные выше действия не привели к загоранию всех зеленых лампочек, посадку самолета следует производить с нажатой кнопкой «Выпуск» основного или аварийного крана шасси. Кнопку в этом случае необходимо держать нажатой в течение всего времени посадки и пробега, а также после остановки самолета.

Предупреждение. Для обеспечения полного давления в гидросистеме после посадки необходимо, чтобы один из двигателей самолета работал до тех пор, пока не будут приняты меры против складывания шасси (если нажата кнопка основной гидросистемы).

До выключения второго работающего двигателя питания электроприводного гидронасоса 465К должно производиться от наземного агрегата АПА-2.

После остановки самолета кнопку возвращать в нейтральное положение следует только по разрешению инженера, после того как техническим составом будут приняты меры против складывания ног шасси.

6. Отказ основной и аварийной систем выпуска шасси

Если в полете отказали основная и аварийная системы выпуска шасси, то выпуск шасси необходимо произ-

вести ручным насосом (время выпуска шасси 15—20 минут), для чего:

— вставить ручку в насос, находящийся за креслом левого пилота;

— нажать кнопку выпуска шасси на пульте основного выпуска и оставить ее на время выпуска в нажатом состоянии;

— качать ручкой насоса до полного выпуска шасси.

7. Посадка с невыпущенной передней ногой шасси

1. При посадке с невыпущенной передней ногой шасси необходимо:

— после принятия командиром корабля решения о выполнении посадки дать команду — надеть ремни пассажирам и подготовить переносные огнетушители в передней кабине;

— доложить диспетчеру о неисправности шасси, получить разрешение на посадку и указания диспетчера;

— максимально уменьшить полетный вес выработкой топлива из третьей или четвертой дежурной группы, оставив в ней 5000 кг топлива на случай ухода на второй круг.

2. Создать максимально допустимую заднюю центровку соответствующим перемещением грузов и пассажиров.

3. Штурману перейти в кабину пассажиров.

4. После четвертого разворота выпустить закрылки на 35° для самолетов Ту-104 и Ту-104А, а для самолета Ту-104Б — на 20°.

Выравнивание начинать на нормальной высоте. В процессе выравнивания выключить двигатели, второму пилоту закрыть пожарные краны. Посадку выполнять на основные колеса шасси, удерживая самолет штурвалом на пробеге. В первой половине пробега, когда еще рули достаточно эффективны, выпустить посадочный парашют и, в случае крайней необходимости, применить основные тормоза и выбрать штурвал полностью на себя.

8. Посадка на одну ногу основного шасси и переднюю ногу

Всю предварительную подготовку к посадке выполнять так же, как и при посадке с невыпущенной передней ногой шасси. Кроме этого, необходимо:

1) выравнивание и выдерживание производить с креном в сторону выпущенной основной ноги шасси;

2) посадку выполнять на выпущенную ногу основного шасси;

3) перед приземлением выключить двигатели, автомат тормозов, второму пилоту — закрыть пожарные краны;

4) после приземления опустить самолет на переднее колесо, выпустить тормозные парашюты, на пробеге отклонить штурвал в сторону выпущенной ноги, элеронами как можно дольше удерживать самолет от сваливания на крыло (до потери эффективности их действия);

5) быть готовым к внезапному развороту самолета в сторону невыпущенной ноги;

6) в процессе пробега и перед самым моментом сваливания самолета на крыло в сторону невыпущенной ноги — аварийным тормозом полностью затормозить колеса выпущенной ноги шасси.

9. Посадка на фюзеляж

Посадку на фюзеляж разрешается производить только в тех случаях, когда не выпущено шасси или выпущена одна передняя стойка (в этом случае перед посадкой переднюю стойку необходимо убрать или снять с замков). Если выпущены одна из основных и передняя стойка, то посадку необходимо производить так, как указано выше.

1. Командиру корабля предупредить экипаж командой: «Приготовиться к посадке на фюзеляж» и по возможности создать заднюю центровку самолета. Пассажирам подать команду: «Надеть ремни».

2. Если командир корабля принял решение производить посадку на фюзеляж с убранными шасси, в этом случае разрешается производить доуборку шасси при помощи аварийной гидросистемы.

3. Посадку производить на грунт по указанию диспетчера.

4. Членам экипажа, непосредственно не участвующим в выполнении посадки, по указанию командира корабля перейти в пассажирскую кабину.

5. При расчете на посадку учесть уменьшенное лобовое сопротивление самолета за счет убранного шасси, не допуская перелета при приземлении.

6. После четвертого разворота выпустить закрылки на посадочный угол и установить скорость полета по прибору 280—260 км/час.

7. Перед посадкой бортпроводникам открыть аварийные люки и двери.

8. Перед приземлением выключить двигатели, второму пилоту закрыть пожарные краны. Бортрадисту обесточить борсеть, выключить бортовой аккумулятор.

9. После остановки самолета экипаж обязан помочь пассажирам покинуть самолет через двери и аварийные люки.

10. В случае возникновения пожара на самолете и ранения людей — экипаж самолета под руководством командира корабля обязан принять все меры для ликвидации пожара и спасения пострадавших.

10. Посадка при отказе системы выпуска закрылков

При невыпуске закрылков посадку следует производить нормально, как и с выпущенными закрылками.

Скорость полета при снижении и начале выравнивания нужно увеличить на 20—30 км/час против нормальной. При посадке с неотклоненными закрылками посадочная скорость увеличивается по сравнению со скоростью при нормальной посадке на 50 км/час. После приземления использовать тормоза и посадочные парашюты.

Примечание. При выпуске закрылков только от одного электродвигателя МПЗ-12 время выпуска их увеличивается вдвое, что необходимо учитывать при заходе на посадку.

11. Срочная посадка с применением слива топлива

Общий слив топлива

1. Общий слив топлива из баков самолета Ту-104 и слив топлива из баков самолетов Ту-104А и Ту-104Б производится в случае необходимости выполнения срочной посадки, когда полетный вес самолета превышает предельно допустимый посадочный вес.

Слив топлива производится следующим образом:

а) из баков № 12—19 (II группа) и № 5 самолета Ту-104 и баков № 12—16 (II группа) и 17—22 (III груп-

па) самолетов Ту-104А и Ту-104Б — самотеком непосредственно под крыло, через клапаны слива, установленные в днищах баков соответствующих групп;

б) из баков № 1—4 (I группа) — под давлением подкачивающих насосов через трубопроводы системы слива, выведенные в концевые обтекатели крыла.

В процессе слива топлива питание двигателей осуществляется из посадочной группы баков при работе подкачивающих насосов в дежурном режиме.

2. Слив топлива производится в горизонтальном полете на высотах не менее 500 м при скорости 450—475 км/час по прибору. Слив топлива практически не влияет на балансировку самолета.

Примечание. В случае отказа одного двигателя во время взлета слив топлива в полете следует производить на скорости 400—410 км/час после уборки закрылков.

3. Перед применением слива топлива командир корабля обязан убедиться, что:

— выключатель «Автомат — ручное» стоит в положении «Автомат»;

— горят зеленые лампочки — сигнализаторы первой и посадочной групп баков;

— давление в воздушной системе не менее 60 кг/см².

После этого необходимо подать команду второму пилоту: «Дать общий слив топлива».

4. По команде командира корабля второй пилот открывает кран системы слива топлива (на самолетах Ту-104 — левый, а на самолетах Ту-104А и Ту-104Б — один общий кран) и по показаниям топливомеров проверяет, что слив топлива происходит одновременно из всех групп баков.

5. Бортмеханик после начала общего слива топлива обязан проследить из окон пассажирской кабины, сливается ли топливо через концевые обтекатели крыла и через клапаны слива под баками в крыле, и доложить об этом командиру корабля.

Если через одну минуту после открытия крана обнаружится, что топливо не сливается хотя бы из одной из перечисленных выше групп баков, кран следует закрыть.

Примечание. Если обнаружится, что топливо не сливается из бака № 5 (самолет Ту-104), следует закрыть кран и произвести перекачку топлива из бака № 5 в баки № 1—4 при ручном включении насоса бака № 5.

Вторичное включение крана управления сливом производить только после проверки давления в воздушной системе.

6. Через 10 минут после начала общего слива второй пилот закрывает кран и докладывает командиру о количестве оставшегося в баках топлива.

При этом за 10 минут сливается приблизительно 14000 л топлива.

Предупреждение. При включении слива топлива наблюдается незначительная тряска самолета, которая через 3—5 минут прекращается. Возникает она вследствие попадания струи топлива, сливаемого из баков, на элероны.

Если в полете применялся аварийный слив топлива, после посадки необходимо вскрыть панели элерона для просушивания полотна аэродинамической компенсации, снять колпачки с АНО на концевых обтекателях и удалить из-под них керосин.

Слив топлива из бака № 5 самолета Ту-104

1. Слив топлива из бака № 5 применяется в случае отказа в работе подкачивающего насоса бака № 5, когда центровка самолета выходит за допустимые пределы.

2. Слив топлива из бака № 5 производится на высотах не ниже 500 м.

3. Перед применением слива топлива из бака № 5 командир корабля обязан перевести самолет в режим горизонтального полета на скорости 450—475 км/час, убедиться, что давление в воздушной системе не менее 60 кг/см², и подать команду второму пилоту: «Слить топливо из пятого бака».

4. По команде командира корабля второй пилот открывает правый кран системы слива топлива и по показаниям топливомеров проверяет слив топлива из бака № 5.

О ходе слива второй пилот докладывает командиру корабля. Балансировку самолета при сливе топлива из бака № 5 следует поддерживать триммером руля высоты.

5. Через 6 минут после начала слива топлива из пятого бака второй пилот закрывает кран и докладывает командиру корабля об окончании слива.

12. Посадка и уход на второй круг с одним неработающим двигателем

1. Заход на посадку самолета с одним неработающим двигателем при сбалансированном триммером руля направления по технике пилотирования практически выполняется так же, как и в обычных условиях.

В этом случае командир корабля при расчете захода на посадку обязан учитывать, что время выпуска шасси при одном отказавшем двигателе увеличится примерно вдвое по сравнению с нормальным.

Развороты при заходе на посадку можно выполнять как в сторону работающего, так и в сторону отказавшего двигателя — с креном не более 15°, координированно.

2. После выхода на посадочную прямую с выпущенным шасси и закрылками, отклоненными на 20° (на 10° для самолетов Ту-104Б с закрылками увеличенной площади), дальнейшее отклонение закрылков допускается только при полной уверенности в точности расчета.

3. Уход на второй круг с одним неработающим двигателем является крайней мерой. С полностью отклоненными закрылками уход на второй круг возможен с высоты не менее 70—80 м. За время перехода работающего двигателя с 3800—3900 об/мин на максимальные обороты самолет теряет 50—60 м высоты.

4. Приняв решение об уходе на второй круг, командир корабля немедленно громко предупреждает об этом экипаж и плавно увеличивает обороты двигателя до максимальных, сохраняя неизменной скорость полета и одновременно парируя стремление самолета к развороту.

5. Во время ухода на второй круг шасси не убирать, пока не будет достигнута высота не менее 70—80 м. Закрылки убирать на высоте 100 м.

13. Уход на второй круг при двух работающих двигателях

1. Уход на второй круг с выпущенным шасси и отклоненными на 35° (для самолетов Ту-104, Ту-104В и Ту-104Д, а для самолета Ту-104Б — на 20°) закрылками при двух работающих двигателях разрешается выполнять с высоты не ниже 50 м.

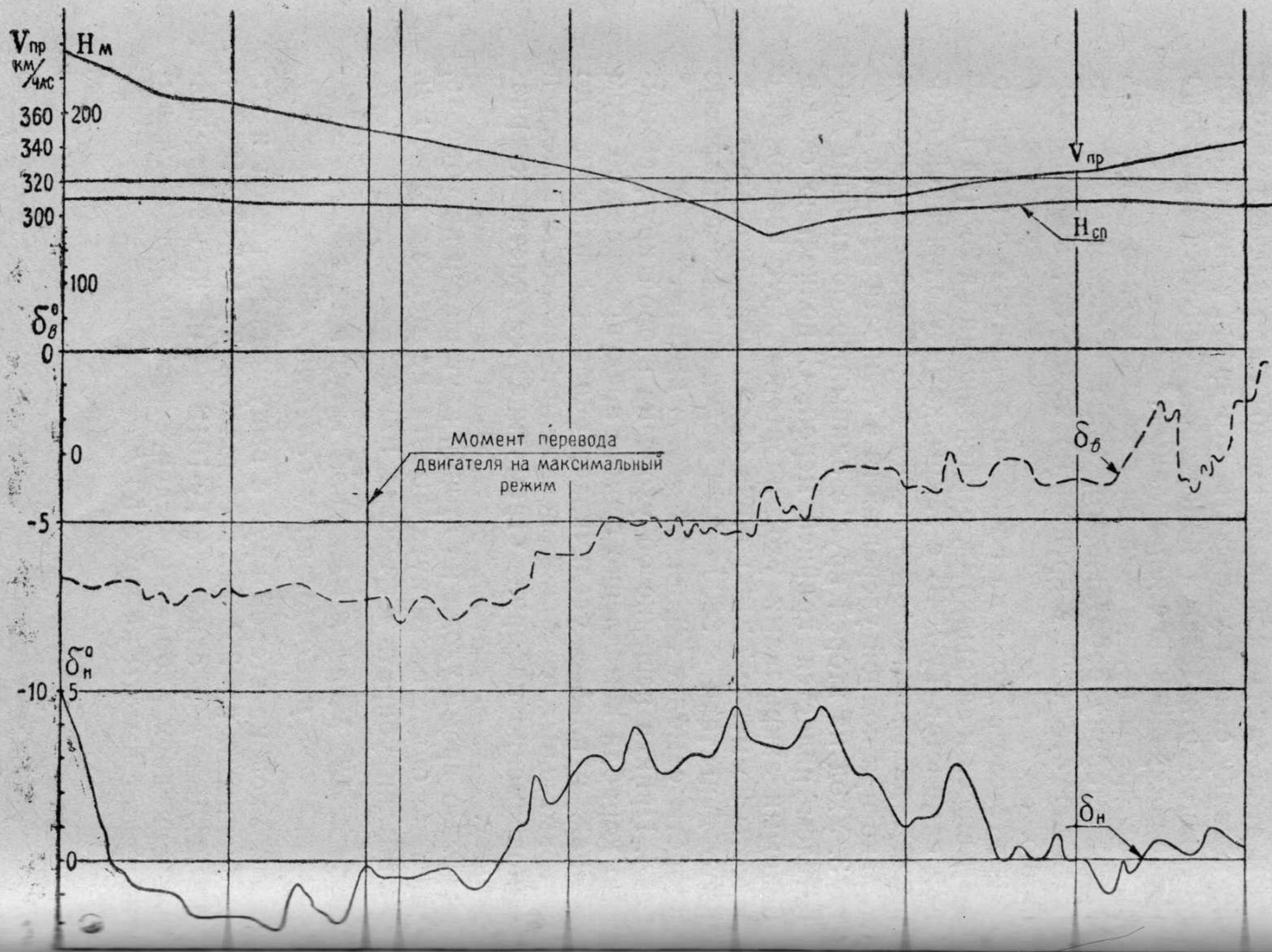


Рис. 29. Характеристики ухода на второй круг самолета Ту-104Б при одном работающем двигателе (запись приборов при уходе на второй круг).

(После перевода двигателя на максимальный режим шасси убирается $G=64,35$ т, $\delta=20^\circ$).

2. Приняв решение об уходе на второй круг, командир корабля обязан:

а) немедленно громко предупредить об этом экипаж;

б) увеличить обороты двигателей, сохраняя неизменной скорость полета;

в) при необходимости подать команду бортмеханику об уборке шасси;

г) сообщить по командной радиостанции об уходе на второй круг;

д) постепенно увеличивать скорость и по достижении 290—305 км/час перевести самолет сначала в режим горизонтального полета, а затем в набор высоты;

е) по достижении скорости 310—325 км/час на высоте не менее 100 м подать команду второму пилоту убрать закрылки в два приема. Возникшую на штурвале нагрузку необходимо снять триммером руля высоты.

3. После набора высоты 200 м командир корабля:

а) ведет командную связь и получает указания диспетчера о дальнейших действиях;

б) принимает все необходимые меры для исправления ошибок, допущенных при первом заходе, и дает команды по повторному заходу.

4. Второй пилот обязан:

а) по команде командира корабля убрать закрылки, уборку закрылков производить импульсами в два приема: до 20° и полностью;

б) помогать командиру корабля следить за направлением, скоростью и высотой полета.

5. Бортмеханик по команде командира корабля убирает шасси.

6. Командир корабля производит повторный заход на посадку.

Х. ЭКСТРЕННОЕ ПОКИДАНИЕ САМОЛЕТА ПАССАЖИРАМИ И ЭКИПАЖЕМ НА ЗЕМЛЕ ПРИ ПОМОЩИ БРЕЗЕНТОВОГО ЖЕЛОБА

В аварийных случаях, при необходимости экстренного покидания самолета пассажирами и экипажем после посадки, может быть использован брезентовый желоб, специально предназначенный для этой цели.

Командир корабля, в зависимости от сложившихся обстоятельств в полете или после совершения посадки, должен своевременно предупредить экипаж и пассажиров о том, что после остановки самолета необходимо всем быстро покинуть самолет при помощи бортового желоба.

Командир корабля в этом случае подает экипажу команду: «Готовить желоб».

После получения команды:

— второй пилот перед приземлением включает выключатель «Аварийный сброс давления в кабине»;

— бортмеханик и штурман проходят к задней или передней двери пассажирской кабины и готовят желоб для опускания.

1. Желоб устанавливается в рабочее положение усилием одного человека за 5—6 секунд путем закрепления верхних концов фал в соответствующих точках окантовки задней входной двери самолета в следующей последовательности:

- открыть входную дверь;
- закрепить серьгу в специальном отверстии на пластине, закрепленной на внутренней обшивке фюзеляжа возле входной двери самолета;
- захватить крюком за верхнюю дверную петлю;
- укрепить профильную накладку желоба за нижнюю часть окантовки двери самолета;
- выбросить желоб за борт самолета.

2. После чего два члена экипажа — второй пилот и бортрадист — спускаются по боковым фалам на землю для удерживания желоба в натянутом рабочем состоянии.

3. Усилием двух человек полотнище растягивается за промежуточные или концевые фалы в стороны и отводится от самолета на расстояние, соответствующее углу наклона желоба по отношению земли 40—50°.

4. Когда все подготовлено, осуществляется поочередный непрерывный спуск по желобу пассажиров в сидячем положении. Интенсивность покидания самолета пассажирами при этом должна равняться примерно 10 человек в минуту.

5. Бортпроводники организуют высадку пассажиров из самолета и оказывают им помощь.

XI. ЗАРУЛИВАНИЕ НА СТОЯНКУ И ОСТАНОВКА ДВИГАТЕЛЕЙ

1. Перед заруливанием на стоянку командир корабля должен убедиться в нормальной работе тормозов и наличии давления в гидроаккумуляторах (150 ат).

2. Заруливание на стоянку разрешается в том случае, когда она предназначена и рассчитана для самолетов Ту-104. При отсутствии таких стоянок заруливать на стоянку запрещается. В этом случае самолет необходимо буксировать.

3. В процессе заруливания необходимо следить за сигналами, подаваемыми с земли (с автомашины или от дежурного по аэродрому).

4. При развороте на место стоянки внешнее колесо основной ноги шасси должно двигаться на расстоянии не менее 1 м от наружного края бетона. Выруливание за границы бетонированной площадки недопустимо.

5. Второй пилот и штурман обязаны в процессе заруливания наблюдать за препятствиями и своевременно докладывать командиру корабля о замеченном.

6. После заруливания к перрону или на стоянку и остановки самолета:

Командир корабля обязан:

- удерживать самолет на тормозах до постановки колодок под колеса;
- дать команду о выключении ненужных потребителей электроэнергии;
- выключить двигатели.

Предупреждения. 1. Перед выключением двигателей для их охлаждения и для откачки масла из двигателей проработать 1—2 минуты на режиме 2500—3000 об/мин. Если руление было продолжительным, то этого можно не делать.

2. Запрещается останавливать двигатели закрытием пожарных кранов, если это не вызывается необходимостью;

— убедиться на слух в отсутствии в двигателе посторонних шумов; при обнаружении их последующий запуск производить не разрешается до выяснения и устранения причин появления шумов;

— после установки колодок под колеса отпустить тормоза и законтрить рули.

Предупреждение. После полетов, особенно по кругу, и заруливания на стоянку стояночный тормоз до охлаждения колес не

включать, во избежание выхода из строя тормозных камер из-за высоких температур тормозных барабанов.

Бортмеханик обязан:

— по команде командира корабля выключить ненужные потребители электроэнергии.

Предупреждение. Бортовой аккумулятор, пожарные краны, насосы посадочной группы баков и противопожарную систему до полной остановки двигателей выключать запрещается;

— наблюдать за установкой колодок под колеса и после установки доложить командиру корабля;

— потребовать подключения к электросети самолета аэродромного источника электроэнергии (для питания пылесоса, холодильника, подогрева в зимнее время контейнера аккумулятора, освещения и т. п.).

Примечание. При отсутствии аэродромного источника питания во время стоянки вне базового аэропорта разрешается использовать бортовые аккумуляторы только для дежурного освещения, освещения порогов и питания необходимых электроприборов.

Второй пилот обязан:

— удерживать самолет на тормозах;

— после выключения двигателей при наличии остаточного перепада давления между кабиной и атмосферой установить выключатель «Сброс давления» в положение «Включено»;

— наблюдать вместе с бортмехаником за установкой колодок под колеса и после установки доложить командиру корабля.

Бортрадист обязан:

сбросить заземляющий трос и доложить об этом командиру корабля (для самолетов Ту-104).

7. Выходить из самолета только с разрешения командира корабля.

Все члены экипажа, уходя с самолета, обязаны установить все выключатели и реостаты, расположенные у рабочих мест, в положение «Выключено». Автоматы защиты сети (АЗС) на панелях АЗС при исправной электросети выключать не следует. Электросеть обеспечивается выключением аккумуляторов и аэродромного источника электроэнергии.

Бортпроводник обязан:

— после выключения двигателей выключить 50% освещения общей кабины, а также освещение буфета и кухни (кроме дежурного);

— проверить, выключены ли электроприборы буфета-кухни;

— после выхода пассажиров выключить все выключатели на электрошитке в кухне и на панели бортпроводника; в темное время суток оставить включенными дежурное освещение и плафоны освещения у входа;

— при кратковременной стоянке самолета в промежуточном аэропорту включать полное освещение только с разрешения бортмеханика.

Бортмеханик, покидая самолет, обязан:

— проверить, выключены ли кислородные приборы;

— проверить, выключены ли все потребители электроэнергии;

— выключить аккумулятор и аэродромное питание;

— открыть дренаж кабины экипажа, сняв пробку, устанавливаемую на время полета;

— проверить, законтрена ли крышка кранов шасси.

После выхода из самолета проверить:

— установку чехлов на ПВД и заглушек на статических приемниках;

— правильность установки колодок под колеса;

— отсутствие внешних повреждений самолета;

— отсутствие подтеков топлива и масла.

ГЛАВА III

ПОЛЕТЫ В СЛОЖНЫХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ

Специальные указания по распределению обязанностей между членами экипажа при заходе на посадку в сложных метеоусловиях помещены в приложении.

1. ПРИМЕНЕНИЕ РАДИОСРЕДСТВ ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ И ПРИ ПОСАДКЕ

Заход на посадку по системе ОСП, по большому прямоугольному маршруту

Перед взлетом АРК-5 № 1 настраивается на дальнюю, АРК-5 № 2 — на ближнюю приводную радиостанцию.

На линии исполнительного старта, после проверки готовности к взлету, в соответствии с требованиями контрольной карты, после получения разрешения командир корабля производит взлет. После взлета в той же последовательности, как и в открытом полете (в полете по кругу шасси не убираются), необходимо убрать закрылки, установить заданный режим полета и производить набор высоты.

На высоте не ниже 200 м следует произвести первый разворот на 90° с набором высоты до установленной для полета по кругу и с курсом, перпендикулярным посадочному, продолжать полет в течение 40 секунд, пос-

ле чего начать выполнение второго разворота. Не доведя самолет на 5° до курса, противоположному посадочному, вывести его из крена, поставить на расчетный курс. Момент начала разворота командир корабля по командной радиостанции докладывает диспетчеру.

Прямая между вторым и третьим разворотом выполняется с учетом угла сноса самолета по показаниям ДГМК-7 и ГПК. Убедившись в правильности выбранного угла сноса, необходимо сориентировать ГПК по показанию ДГМК-7. Скорость полета выдерживается 380—400 км/час, высота — установленная для полета по кругу.

Момент пролета траверза ДПРМ (при левой «коробочке» КУР = 270° , при правой «коробочке» КУР = 90°) командир корабля докладывает диспетчеру. Начало третьего разворота определяется по времени полета от траверза ДПРМ (70 сек.) а также по КУР ДПРМ, который должен быть 240° при левом или 120° — при правом направлении маневра.

По истечении расчетного времени и по показанию радиокompаса штурмана докладывает командиру корабля о начале третьего разворота. Командир корабля выполняет третий разворот на 90° с креном $15\text{--}20^\circ$.

После выхода из разворота самолет следует с заданным курсом к четвертому развороту. Выпускаются закрылки на 20° (для Ту-104Б на 10°). Показания ГПК и ДГМК должны быть равны посадочному курсу плюс или минус 90° (в зависимости от направления маневра).

Начало четвертого разворота определяется по показанию стрелки указателя курсовых углов радиостанции при левом направлении маневра 290° , при правом — 70° . По достижении этого угла следует начать выполнение четвертого разворота.

Командир корабля контролирует положение самолета и постоянство крена в развороте по положению силуэта самолета авиагоризонта и по угловой скорости вращения стрелки ДГМК-7, а также по вариометру, указателю воздушной скорости и барометрическому высотомеру.

Выход из четвертого разворота необходимо начинать с учетом угла сноса самолета. Если оставшиеся углы разворота по ГПК и АРК не равны, то изменением кре-

на самолета в развороте, увеличивая или уменьшая его, следует добиться точного выхода самолета на осевую линию ВПП.

После окончания четвертого разворота нужно погасить скорость до 340 км/час и подать команду второму пилоту произвести дальнейший выпуск закрылков до 35° для самолетов Ту-104 и Ту-104А и 20° — для Ту-104Б.

При левом сносе на посадочном курсе стрелка указателя курсовых углов АРК должна находиться влево от 0° на величину угла сноса (360°—УС), а курс самолета по ГПК и магнитному компасу должен быть больше ПМПУ на величину угла сноса. После выпуска закрылков триммером руля высоты необходимо удерживать от опускания нос самолета, погасить скорость полета по прибору до 320—300 км/час, перевести самолет на снижение с расчетной вертикальной скоростью.

Пилотирование в зоне курса требует от пилота повышенного внимания, особенно при исправлении ошибок и выдерживании направления полета, глиссады снижения и работы по управлению двигателями. На этом участке полета командир корабля сосредоточивает свое внимание на управлении самолетом по приборам, не отвлекаясь на поиски земли, до полного выхода самолета из облаков. В поле зрения командира корабля находятся приборы: авиагоризонт, ДГМК-7, ГПК, указатель скорости, ПСП, указатель КУР, высотомер, вариометр. Могут быть также приборы других систем, приспособленных для вывода самолета в створ ВПП (ПСП).

Командир корабля производит снижение самолета по глиссаде с рассчитанной вертикальной скоростью снижения, осуществляя контроль по высоте полета над контрольными точками.

Как только лампочка и звонок маркерного приемника будут сигнализировать о пролете самолета над дальней приводной радиостанцией и стрелка указателя курсовых углов АРК начнет отклоняться от 0° на 10—20°, что свидетельствует о пролете над приводом, экипаж переходит на контроль за полетом по показаниям стрелки КУР второго АРК. Самолет следует по глиссаде снижения на ближнюю приводную радиостанцию. Командир корабля уточняет по АРК направление на ближнюю приводную радиостанцию и следит за скоростью по при-

бору, которая должна выдерживаться, в зависимости от стартовых условий и полетного веса, 280—300 км/час. Скорость уменьшается до 280 км/час увеличением угла атаки самолета и, соответственно, при необходимости, уменьшением тяги двигателей.

Как только самолет выйдет из облаков, командир корабля продолжает пилотировать самолет по приборам, уточняя его положение по направлению по наземным ориентирам с выводом самолета на курс посадки по ГПК и АРК.

Нельзя допускать снижения самолета до ближней приводной радиостанции меньше установленной высоты.

После пролета над ближней приводной радиостанцией следует уточнить расчет и в намеченной точке начать выравнивание на высоте 10—15 м. Затем посадка производится обычным способом, указанным в соответствующем разделе.

Во время захода на посадку штурман следит за работой дальней и ближней приводных радиостанций и в случае неустойчивой работы радиокompасов докладывает об этом командиру корабля. Помогает командиру корабля в заходе на посадку по схеме, сообщает высоту, скорость и время начала разворотов.

Бортмеханик контролирует работу двигателей, ведет наблюдение за расходом топлива и работой автоматики топливной системы; включает тумблер автомата тормозов, если он не был включен; проверяет законченность кнопки отключения управления передней ноги шасси и устанавливает в исходное положение рычаги аварийного торможения.

Второй пилот помогает управлять самолетом по приборам, выполняет все команды командира корабля, прослушивает командную связь. Если командир корабля не понял команды диспетчера, то подсказывает их ему. Следит за показаниями приборов, по команде командира корабля после четвертого разворота выпускает закрылки на 35° — для самолетов Ту-104, Ту-104А и 20° — для Ту-104Б.

Бортрадист следит за связью, прослушивает работу командной радиостанции, обеспечивая командира надежной связью. Ведет аппаратный бортжурнал, записывая весь текст радиопереговоров командира корабля с диспетчером.

В тех случаях, когда командир корабля не обеспечил расчет и точность выхода на ВПП для нормального приземления, он должен уйти на второй круг с высоты полета не менее 50 м.

Первый разворот командир корабля выполняет на высоте не ниже 200 м и принимает все меры для исправления ошибок, допущенных при первом заходе, и дает членам экипажа необходимые команды по выполнению повторного захода.

Штурман в этих случаях непрерывно следит за правильностью выполнения командиром корабля маневра захода на посадку. В случае отклонения от схемы захода немедленно докладывает об этом командиру корабля, ведет отсчет времени, курсовых углов, курсов и по радиолокатору следит за заходом на посадку и докладывает командиру корабля.

В повторном заходе командир корабля особенно следит за расчетом курсовых углов, за началом четвертого разворота и его выполнением. В случае неточностей в показаниях или других отклонений, о которых штурман докладывает командиру корабля, последний немедленно принимает меры к исправлению, учитывая ошибки неточного захода на посадку в первом полете, подбирает правильный угол сноса, уточняет расчет, внимательно пилотирует самолет (без резких движений штурвалом и не «разбалтывает» педалями самолет в зоне курса), распределяет внимание по контролю за пилотажно-навигационными приборами. В первую очередь пилот контролирует положение самолета по авиагоризонту, следит за показаниями приборов ДГМК-7, ГПК, указателя скорости барометрического высотомера, РВ-2, указателя стрелки КУР АРК и управляет двигателями.

Бортмеханик по команде командира корабля на пробеге, при необходимости, выпускает посадочный парашют и сбрасывает его после пробега.

Заход на посадку с использованием системы СП-50

Полет в сложных метеорологических условиях с использованием радиотехнических средств системы посадки СП-50 или ИЛС требует от экипажа знаний правил эксплуатации наземных радиообъектов и самолетного оборудования.

Зона курсового радиомаяка

Осевая линия зоны курса совмещается с осью ВПП. Линейная ширина зоны на расстоянии 1350 м от точки приземления равна 150 м (в пределах от 120 до 195 м), что соответствует угловому отклонению от продольной оси ВПП не менее 2° и не более 3° .

Дальность действия маяка обеспечивает прием сигналов на расстоянии более 70 км от начала ВПП, при высоте полета 1000 м в секторе шириной по 10° с каждой стороны от оси ВПП. Для курсового маяка ИЛС дальность действия регламентирована 45 км при высоте полета 600 м.

Зона глиссадного радиомаяка

Оптимальный угол наклона глиссады планирования равен $2^\circ 40'$. При наличии препятствий в секторе подхода угол наклона глиссады увеличивается до $3^\circ 30'$ и в исключительных случаях может быть увеличен до $4-5^\circ$.

При оптимальном угле наклона глиссады снижения $2^\circ 40'$ самолет при снижении пролетает над дальним и ближним маркерами (при их стандартном расположении) на высотах, соответственно, 200 и 60 м.

Угловая ширина зоны глиссады при оптимальном угле ее наклона может быть в пределах $0,5-1,4^\circ$, причем при увеличении угла наклона соответственно увеличивают и ширину зоны, это обуславливается тем, что с увеличением угла наклона увеличивается вертикальная скорость снижения, а чем больше скорость снижения, тем шире должна быть зона для облегчения пилотирования самолета.

Дальность действия глиссадного радиомаяка такова, что обеспечивает прием сигналов на расстоянии не менее 18 км от него в секторах по 8° вправо и влево от линии посадки. Эти секторы, в которых обеспечивается прием сигналов, ограничены по высоте углом над горизонтом, равным $0,3$ угла глиссады снижения, и углом над глиссадой, равным $0,8$ угла глиссады снижения.

* При положении самолета на границе зоны (верхней или нижней) стрелка глиссады ПСП-48 отклоняется на всю шкалу.

Самолетное оборудование системы СП-50

При новой регулировке самолетного оборудования системы СП-50 увеличено усиление курсового и глиссадного приемников, благодаря чему в 2—3 раза повысилась угловая чувствительность прибора ПСП. При такой угловой чувствительности стрелки курса и глиссады прибора ПСП отклоняются на всю шкалу при нахождении самолетов на краю зон курса и глиссады. Поскольку шкала курса ПСП по горизонтали от центра и до упора разделена на 6 равных частей*, то каждое деление шкалы курса (кружок, конец крылышка, первая, вторая, третья точки, упор) соответствует отклонению самолета от линии посадки на величину порядка 0,33—0,5°. Этим угловым отклонениям соответствуют линейные расстояния от оси ВПП: в точке приземления — 20 м, над ближним маркером — 25 м и над дальним — 40 м. Для сравнения следует напомнить, что при прежней регулировке отклонение стрелки курса на всю шкалу соответствовало в среднем 6°, а одно деление шкалы — одному градусу (в точке приземления это соответствовало линейному отклонению от оси ВПП на 50 м).

Для устранения быстрых и резких отклонений стрелок ПСП, обусловленных искривлением зон маяков или резким изменением положения самолета, движение стрелок ПСП демпфируется при помощи фильтра.

Оборудование системы СП-50 на самолетах, выполняющих рейсы за границу, кроме изменения чувствительности, дополнено специальной амплитудной приставкой, что дает возможность использовать курсо-глиссадные приемники системы СП-50 для посадки по курсо-глиссадным радиомаякам системы ИЛС.

Амплитудная приставка используется только при посадке по системе ИЛС, поэтому на борту самолета установлен специальный переключатель «СП-50-ИЛС».

На самолете Ту-104 переключатель «СП-50-ИЛС» находится рядом со щитком управления М-50 на верхнем электрощитке летчиков.

* На приборах ПСП-48 старого выпуска силуэт самолета не наводился и первая точка находилась там, где сейчас помещается конец крылышка силуэта.

Таким образом, с точки зрения пилотирования самолета новая регулировка самолетного оборудования системы СП-50 повысила чувствительность прибора ПСП. Это требует от летного состава некоторой тренировки по использованию прибора ПСП с повышенной чувствительностью. Следует отметить, что при такой острой регулировке обеспечивается более точное определение положения самолетов в пространстве относительно осей зон курса и глиссады, а следовательно, достигается и более точное пилотирование самолета.

Как показали практические полеты, новая регулировка не только повышает точность выхода на ВПП по направлению и высоте, но и значительно упрощает пилотирование самолета.

Ниже даются инструктивные и методические указания по использованию самолетного оборудования СП-50 с новой регулировкой для захода на посадку по курсо-глиссадным маякам системы СП-50 и ИЛС.

Подготовка экипажа к выполнению захода на посадку

Получив разрешение от руководителя полетов войти в зону аэропорта, оборудованного системой СП-50 или ИЛС, экипаж самолета, в соответствии с утвержденной для данного аэропорта схемой, используя имеющиеся в аэропорту радионавигационные средства, выполняет маневр снижения самолета и выводит его к месту начала четвертого разворота на установленной для данного аэропорта высоте.

Выполняя полет по утвержденной для данного аэропорта схеме или по кругу над аэродромом, экипаж самолета обязан:

а) прежде чем включить питание курсового и глиссадного радиоприемников, убедиться, что стрелки курса и глиссады прибора ПСП находятся строго в центре шкалы; в случае, если стрелки отклонены в сторону, установить их по центру шкалы при помощи механических корректоров;

б) поставить переключатель с маркировкой СП-50-ИЛС в положение, соответствующее тому, по какой системе выполняется заход на посадку;

в) установить на щитке управления номер канала

соответственно рабочим частотам курсо-глиссадных радиомаяков в данном аэропорту; при положении переключателя ИЛС номер канала соответствует следующим частотам:

Положение переключателя каналов	3	4	5	6
Частота курсового радиоприемника, мГц	109,1	109,5	109,9	110,3
Частота глиссадного радиоприемника, мГц	*	332,6	333,8	335,0

г) включить литание СП-50;

д) убедиться в исправной работе курсового и глиссадного радиоприемников на самолете по отклонению стрелок прибора ПСП и по закрытию бленкеров на шкале прибора ПСП; проверка исправности производится в период от пролета траверза дальней приводной до начала четвертого разворота;

е) при заходе на посадку по системе СП-50 проверить электрическую балансировку указателя курсового приемника; при заходе на посадку по системе ИЛС электрическая балансировка не производится.

Для проверки электрической балансировки необходимо нажать ручку баланса и, если стрелка при этом не установится в центре черного кружка шкалы, то, не отпуская ручку, повернуть ее в ту или иную сторону до прихода стрелки в центр черного кружка;

Запрещается вращать ручку баланса, когда окна бленкеров на приборе ПСП не закрыты черными флажками;

ж) определить посадочный курс по данным, полученным с земли:

— если с земли получена поправка в посадочный курс на снос (ПК), то посадочный курс будет равен посадочному путевому углу плюс ($\pm$ ПК);

— если с земли получен угол сноса ($\pm$ УС), то посадочный курс следования будет равен посадочному путевому углу минус ($\pm$ УС);

* Глисссадный канал ИЛС (331,4 мГц) аппаратурой СП-50 не обеспечивается, а каналы СП-50 № 1 и № 2 при посадке по ИЛС не могут быть использованы.

— если с земли получена боковая составляющая ветра на оси ВПП (в м/сек), то определить угол сноса, считая, что каждый м/сек боковой составляющей для самолета Ту-104 равен $0,7^\circ$.

При подходе к четвертому развороту глисссадный приемник вступает в режим устойчивой работы. Стрелка глиссады отклоняется вверх, бленкер аварии закрывается черным флажком.

Выполнение четвертого разворота и вход в зону курса

Определить момент начала четвертого разворота одним из следующих способов:

а) при помощи АРК по расчетному КУР* дальней приводной радиостанции, который в штилевых условиях для стандартной схемы должен быть равен при левом развороте 290° , а при правом развороте 70° ;

б) по команде, полученной от диспетчера, руководящего посадкой самолета;

в) по отшкаливанию** стрелки курса прибора ПСП.

Последний способ применяется в том случае, когда первые два применить не представляется возможным.

1. Определив момент начала четвертого разворота, выполнить по ГПК или ДГМК четвертый разворот на расчетный посадочный курс, выдерживая крен $15-20^\circ$ и скорость по прибору $360-370$ км/час.

В процессе четвертого разворота, для того, чтобы обеспечить вход в зону курса без выполнения дополнительного маневра, экипаж самолета обязан контролировать полет путем сопоставления показаний ГПК (ДГМК) с показаниями стрелки курса прибора ПСП. Контроль осуществляется, исходя из следующих положений:

а) если отшкаливание стрелки курса произойдет в тот момент, когда до окончания разворота на посадочный курс останется 30° , это свидетельствует о том, что разворот выполнялся правильно, и самолет после четвертого разворота выйдет на осевую линию зоны курса,

* Для нестандартных условий КУР 4-го разворота следует брать из схемы снижения и захода на посадку в данном аэропорту.

** Отшкаливание — начало движения стрелки от края шкалы (упора) к центру.

после чего можно продолжать полет с посадочным курсом;

б) если отшкаливание стрелки курса прибора ПСП произойдет в тот момент, когда до окончания разворота на посадочный курс останется не менее 10° и не более 45° , то самолет после окончания разворота войдет в зону курса и далее может продолжать полет с последующим подбором курса следования; для того, чтобы обеспечить в дальнейшем выход на линию посадки, целесообразно, в зависимости от стороны уклонения, оканчивать четвертый разворот на курсе, большем или меньшем расчетного посадочного на $3-6^\circ$;

в) если до окончания четвертого разворота осталось 10° , а стрелка курса прибора ПСП не начала отшкаливаться, то следует прекратить разворот и продолжать полет с этим курсом до начала отшкаливания стрелки курса, т. е. до входа самолета в зону курса;

г) если отшкаливание стрелки курса произойдет в тот момент, когда до окончания разворота на посадочный курс останется более 45° , то следует увеличить крен при развороте до 20° ; если же после этого стрелка курса перейдет центр шкалы прибора и дойдет до упора с противоположной стороны, то необходимо возвратить самолет в зону курса, для чего следует взять начальное упреждение к посадочному курсу $10-15^\circ$ и выполнять полет с этим курсом до входа в зону, т. е. до момента обратного отшкаливания.

2. Определив момент начала четвертого разворота по отшкаливанию стрелки курса прибора ПСП, необходимо выполнить четвертый разворот в следующем порядке:

а) как только стрелка курса прибора ПСП начнет отшкаливаться, немедленно приступить к четвертому развороту по ГПК или ДГМК, выдерживая крен 20° ;

б) продолжать разворот до тех пор, пока самолет не выйдет на курс больше (при правом развороте) или меньше (при левом развороте) посадочного курса на 30° ; к окончанию четвертого разворота стрелка курса прибора ПСП будет находиться на упоре, так как самолет закончит разворот правее (левее — при правом развороте) зоны;

в) для входа в зону курса продолжать полет, наблюдая за стрелкой курса ПСП, и, как только стрелка

прибора начнет отшкаливаться, повернуть самолет к посадочному курсу с креном $15-20^\circ$ настолько, чтобы движение стрелки стало медленным. Далее — плавно вывести самолет на посадочный курс.

В этом случае самолет войдет в зону курса примерно в 7 км от начала ВПП (дальний маркер системы ИЛС).

3. При заходе на посадку по зоне курса, которая располагается под углом к линии посадки и пересекается с ней в районе ближнего маркера (средний маркер системы ИЛС), вход в зону курса осуществляется в том же порядке, но руководствоваться следует не посадочным курсом, а углом залегания зоны.

4. Вход в зону курса при посадке с прямой осуществляется на значительном удалении от ВПП, поэтому экипаж самолета обязан:

а) войдя в зону действия курсового радиомаяка, определить по стороне зашкаливания стрелки курса прибора ПСП положение самолета относительно линии посадки (зоны курса);

б) определив положение самолета, повернуть самолет к линии посадки (в сторону зашкаленной стрелки) на $10-30^\circ$ и продолжать полет с этим курсом до входа в зону курса, что будет отмечено началом отшкаливания стрелки курса;

в) при начале отшкаливания стрелки курса развернуть самолет на посадочный курс и в дальнейшем выполнять полет по тем же правилам, что изложены выше для случая входа в зону курса после четвертого разворота.

Полет в зоне курсового радиомаяка

После окончания четвертого разворота, войдя в зону курсового радиомаяка, экипаж самолета обязан удерживать самолет в зоне курса — с расчетом вывести его на линию посадки к моменту пролета ближней приводной радиостанции (средний маркер ИЛС).

К моменту пролета дальней приводной радиостанции стрелка курса должна находиться в пределах до первой точки. Основная задача экипажа — подобрать такой курс, при котором движение стрелки замедлится и остановится к моменту подхода

к черному кружку шкалы прибора. Это и будет посадочным курсом, с которым в дальнейшем нужно пролетать над ближней приводной радиостанцией (средний маркер ИЛС).

Удерживая самолет в зоне курса, необходимо уточнить расчетный посадочный курс, а в случае необходимости вновь подобрать его.

Подбор и уточнение посадочного курса при полете в зоне курсового радиомаяка осуществляются в следующем порядке:

а) при небольших отклонениях, что определяется по появлению заметного движения стрелки курса от центра прибора, необходимо внесением в посадочный курс поправок порядка $2-3^\circ$ в сторону возникающего движения стрелки остановить движение стрелки;

б) в случае значительного отклонения самолета от линии посадки — развернуть его в сторону отклонения стрелки настолько, чтобы стрелка курса приобрела заметное движение к центру прибора; при приближении самолета к линии посадки упреждение следует постепенно уменьшать с таким расчетом, чтобы при постоянном курсе движение стрелки прекратилось.

Максимально допустимые отклонения стрелки курса прибора ПСП, при которых еще возможна посадка на ВПП, следующие:

а) над дальним радиомаркером ИЛС — на всю шкалу;

б) над дальней приводной радиостанцией — до первой точки;

в) между дальней и ближней приводными радиостанциями — в пределах силуэта самолета;

г) над ближней приводной радиостанцией (средний маркер ИЛС) — в пределах черного кружка;

д) от ближней приводной радиостанции и до приземления — в пределах черного кружка.

Примечание. Если самолет вышел из указанных выше максимально допустимых пределов, необходимо уйти на второй круг.

Вход в зону глиссадного радиомаяка и полет по зоне

После четвертого разворота и входа в зону курса полет следует выполнять, как правило, без снижения; стрелка глиссады ПСП должна быть зашкалена вверх.

Вход в зону глиссады осуществляется при полете самолета по зоне курса; порядок входа в зону глиссады следующий:

а) выполняя полет без снижения, необходимо внимательно следить за стрелкой глиссады прибора ПСП;

б) как только стрелка глиссады начнет отшкаливаться, по команде командира корабля второй пилот выпускает закрылки на 35° (или 20° — для Ту-104Б). Тенденцию к опусканию носа самолета пилот удерживает выкручиванием штурвального триммера руля высоты, и самолет переводится на снижение с рассчитанной вертикальной скоростью.

Снижение самолета необходимо выполнять так, чтобы движение стрелки глиссады замедлилось и прекратилось к моменту ее подхода к центру черного кружка.

Если стрелка глиссады будет перемещаться от центра к краю шкалы, это свидетельствует о том, что вертикальная скорость снижения подобрана неточно или допущена другая ошибка.

Исправление допущенных ошибок в полете по глиссаде выполняется путем увеличения или уменьшения вертикальной скорости снижения до появления заметного движения стрелки глиссады к центру прибора. После этого вертикальную скорость нужно изменить таким образом, чтобы движение стрелки замедлялось и прекратилось ко времени ее подхода к центру прибора.

Нормальный выход на ВПП может быть осуществлен, если отклонения стрелки глиссады прибора ПСП будут в пределах:

а) над дальним радиомаркером ИЛС;

— вниз в пределах всей шкалы;

— вверх до третьей точки;

б) над дальней приводной радиостанцией — в пределах до второй точки вверх и вниз;

в) над ближней приводной радиостанцией (средний маркер ИЛС) — в пределах до первой точки;

г) над ВПП — в пределах черного кружка.

Пролет дальнего маркера ИЛС и дальней приводной радиостанции СП-50

Пролетая над дальним маркером ИЛС и над дальней приводной радиостанцией, которые являются конт-

рольным пунктом при заходе на посадку, экипаж самолета обязан:

1. При полете по зоне курса определить точность подбора посадочного курса самолета, а именно: если при полете по ГПК (ДГМК) с подобранным посадочным курсом следования стрелка курса прибора ПСП находится хотя и не в центре шкалы, но в неподвижном состоянии, то курс подобран правильно и можно продолжать полет с тем же курсом, стремясь небольшими доработками привести стрелку курса к черному кружку.

2. При полете в зоне глиссадного маяка определить по высоте пролета дальнего маркера ИЛС или дальней приводной радиостанции возможность продолжения снижения по глиссаде:

— если над дальним маркером ИЛС (над дальней приводной радиостанцией) при полете по осевой линии зоны глиссады и несколько выше ее (в пределах до второй точки) высота полета будет соответствовать или превышать установленную для данного аэропорта, то можно продолжать дальнейшее снижение по глиссаде;

— если же при этом положении стрелки глиссады высота пролета дальней приводной радиостанции будет менее установленной для данного аэропорта, то дальнейшее снижение по глиссаде маяка запрещается, и экипаж должен немедленно перейти на снижение по правилам, установленным для системы ОСП.

Пролет ближней приводной радиостанции СП-50 (средний маркер ИЛС)

При полете к ближней приводной радиостанции (средний маркер ИЛС) для обеспечения возможности перехода над ней на визуальный полет экипаж самолета обязан, учитывая уменьшение линейной ширины зоны, тщательней пилотировать самолет и не допускать уход стрелок прибора ПСП за следующие пределы:

стрелка курса — за пределы черного кружка,
стрелка глиссады — за пределы первой точки.

При этом нельзя допускать снижения самолета по глиссаде вне видимости земли ниже высоты, установленной по минимуму погоды для данного аэропорта.

Обнаружив посадочные огни (землю), необходимо перейти на визуальный полет и произвести посадку.

II. ПОЛЕТЫ НОЧЬЮ

При подготовке к ночному полету дополнительно к тому, что выполняется по осмотру самолета перед дневным полетом, необходимо сделать следующее:

а) в кабине проверить освещение приборных досок и щитков, для чего включить лампы УФО (колпачки арматуры повернуть вправо), реостатами отрегулировать яркость и установить арматуру так, чтобы при нейтральном положении штурвала все приборы были хорошо освещены, проверить фиксацию арматуры в рабочем положении;

б) проверить исправность кабинных ламп белого света, для чего включить их нажатием кнопки на корпусе арматуры;

в) проверить подсвет компаса КИ-12;

г) включить аэронавигационные огни на постоянный и мигающий режим и принять доклад от авиатехника об их исправности;

д) проверить исправность фар, для чего на короткое время включить их, при этом фары должны освещать землю впереди самолета; после проверки фары выключить; для самолетов, оборудованных фарами ФРС-200, проверить большой и малый свет;

е) поворотом колпачков светофильтров вправо до отказа затемнить все лампочки сигнализации, кроме лампочек сигнализации о пожаре, «Скорость велика» и «Остаток топлива на 30 минут»;

ж) проверить исправность освещения помещений для пассажиров.

Запуск и опробование двигателей производится обычным порядком.

В случае возможного обледенения необходимо включить противообледенительную систему двигателей, которую необходимо выключить после выхода из зоны обледенения.

После получения от диспетчера разрешения на выруливание включением и выключением рулевых фар (малого света) подать команду авиатехнику об уборке колдодок.

После того как техник даст ответный сигнал включением и выключением карманного фонаря, включить рулевые фары и начать руление.

Руление выполняется только по рулежным дорожкам с включенными рулежными фарами и АНО; руление самолетов, оборудованных фарами ФРС-200, следует производить с включенным малым светом. При необходимости для просмотра полосы руления разрешается кратковременное включение посадочных фар (большого света). Продолжительность непрерывного горения посадочных фар не должна превышать 5 минут.

Второй пилот в процессе выруливания на старт должен удерживать штурвал в нейтральном положении для нормального подсвета лампами УФО всех приборов на приборных досках левого и правого пилотов.

На линии предварительного старта необходимо убедиться в достаточном освещении пилотажных приборов.

Взлет

Взлет следует производить, как правило, с включенными фарами.

Предупреждение. После пользования фарами их выключатели каждый раз ставить в нейтральное положение.

Взлет ночью выполняется так же, как и днем. Направление при разбеге следует выдерживать по относительно смещению линии посадочных огней ВПП и нулевому показанию ГПК. Подъем переднего колеса при взлете ночью производится на той же скорости, что и днем.

После отрыва от земли необходимо пилотировать самолет, ориентируясь по огням ВПП, авиагоризонту, указателю скорости и вариометру; перед проходом пограничных огней ВПП нужно полностью перейти на пилотирование по приборам: авиагоризонту, указателю скорости, вариометру и ГПК.

Второй пилот после отрыва должен помогать пилотировать самолет, обращая основное внимание на сохранение скорости, отсутствие кренов и выдерживание направления взлета. При отклонениях от нормальных показаний — немедленно докладывать об этом командиру корабля.

Полет по кругу ночью выполняется по такому же маршруту и на тех же скоростях и высотах, что и полет днем. Крены на разворотах должны быть 15—20°. Виражи в зоне необходимо выполнять с креном 15 и 20°, развороты при одном задросселированном двигателе — с креном не более 15°.

Все полеты ночью, как правило, выполняются только по приборам. Ориентироваться по естественному горизонту не рекомендуется.

Маршрутный полет ночью требует от экипажа повышенного внимания.

Заход на посадку следует производить так же, как и днем. Места начала разворотов нужно определять по показаниям АРК-5 и наземным радиотехническим средствам.

Четвертый разворот для выхода в створ посадочной полосы необходимо производить без снижения на высоте 400 м с таким расчетом, чтобы крен в конце разворота не увеличивать, а уменьшать.

При снижении после четвертого разворота командир корабля должен уделить особое внимание выдерживанию заданных скоростей и высот пролета над РНТ.

По мере снижения на предпосадочной прямой командир корабля дает указания диспетчеру о последовательном понижении уровня яркости огней высокой интенсивности, если они были включены.

Посадочные фары при заходе на посадку следует включить на высоте 100—150 м. Фары включает второй пилот или бортмеханик по команде командира корабля.

Посадка производится, как правило, на полосу, освещенную посадочными прожекторами.

Выравнивание самолета для посадки следует производить только в полосе, освещенной лучами прожекторов.

Посадка на полосу, освещенную прожекторами, выполняется так же, как и днем. После окончания пробега посадочные фары следует выключить и включить рулежные фары (малый свет).

Посадка с фарами без прожекторов сложнее и требует соответствующей тренировки и повышенного внимания пилота. Посадку следует производить с четырьмя включенными фарами.

Заход на посадку ночью по системе ОСП или СП-50 в сложных метеорологических условиях как «с прямой», так и по «большой коробочке» выполняется так же, как и днем.

Перед входом в облака после взлета или при заходе на посадку с маршрута командир корабля должен включить противообледенители двигателей, обогрев стекол кабины пилотов и, по мере необходимости, противообледенители крыла и хвостового оперения. После выхода из зоны обледенения противообледенительные устройства двигателей и крыла обязательно выключить.

При заходе на посадку с плохой видимостью через передние стекла командир корабля обязан включить стеклоочистители и вести наблюдение за землей и показаниями приборов. При необходимости разрешается на последней прямой открыть боковую форточку. Второму пилоту в этом случае необходимо следить за высотой и скоростью полета, за отсутствием кренов и точностью выдерживания посадочного курса по ГПК; о всех отклонениях немедленно докладывать командиру корабля. Командир корабля пилотирует самолет в основном по приборам и уточняет расчет на посадку при видимости земных ориентиров.

Штурман обязан внимательно следить за высотой и скоростью полета, своевременно докладывать командиру корабля об отклонениях от заданных величин и о препятствиях на ВПП.

Предупреждение. При посадке в снегопаде, дымке, дожде командир корабля по своему усмотрению производит посадку с включенными или выключенными фарами.

III. ПОЛЕТ В ЗОНЕ АТМОСФЕРНОЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ

1. Метеорологические особенности состояния атмосферы на больших высотах

1. Наиболее вероятное развитие интенсивной турбулентности, вызывающей болтанку самолетов, имеет место при следующих метеорологических условиях:

а) в тех частях струйных течений, где наблюдаются большие изменения ветра в вертикальном и горизонтальном направлениях (сдвиг ветра), в особенности в слоях с изменением скорости ветра, с высотой, превышающей

3 м/сек на 100 м высоты, и с изменением скорости ветра в горизонтальном направлении более 6 м/сек на 100 км расстояния; такие условия чаще всего создаются в холодной части струйного течения ниже его оси; в теплое время года, в случае развития конвекции в тропосфере, сильная болтанка самолетов может наблюдаться даже при незначительных изменениях скорости ветра в вертикальном и горизонтальном направлениях;

б) в слое толщиной 1—1,5 км под тропопаузой на участках, где ее наклон превышает 1/300, т. е. изменение высоты более 1 км на расстоянии 300 км; такой большой наклон тропопаузы скорее всего можно ожидать над резко выраженными холодными фронтами с большим контрастом температуры; развитие турбулентности чаще наблюдается при повышении температуры и сравнительно редко при замедленном падении температуры с высотой или изотермии над тропопаузой;

в) в зоне фронтов, особенно в зоне резко выраженных холодных фронтов с мощной облачной системой;

г) в мощных кучевых и кучево-дождевых облаках, а также вблизи их границ, особенно при развитии грозовой деятельности;

д) в высококучевых башенкообразных облаках, являющихся признаком быстрого развития конвекции и предвестником грозы;

е) в высококучевых чечевицеобразных облаках; особенно интенсивны вертикальные движения в этих облаках над горными трассами, где причиной их возникновения являются волновые движения с подветренной стороны горных хребтов;

ж) в облаках верхнего и среднего яруса, связанных со струйными течениями.

2. Развитие интенсивной турбулентности следует ожидать при сочетании нескольких из перечисленных в пункте 1 условий, например, в случае сочетания большого наклона тропопаузы с наличием мощной облачности под нею или при полете в нижней холодной части струйного течения в зоне активного холодного фронта.

3. Основными факторами, которые необходимо оценить для определения зон с возможным развитием сильной турбулентности, являются наклон тропопаузы, характер облачности, наличие струйных течений, место-

положение и высота слоя с максимальными скоростями ветра.

4. В процессе полета экипаж должен систематически уточнять метеорологическую обстановку путем запроса РДП или АДП, расположенных по трассе полета, а также путем наблюдений и расчетов на борту самолета.

РДП и АДП обязаны сообщать экипажу о всех изменениях метеорологических условий (максимальных скоростях ветра, изменении положения фронтов и резком изменении высоты тропопаузы, а также оповещения о погоде на запасных и конечных пунктах посадки) как по запросу с борта самолета, так и после получения свежей информации и прогнозов от синоптиков.

Предупреждение. Экипажи самолетов обязаны сообщать в РДП и АДП, а также встречным самолетам данные о направлении и скорости ветра, температуре наружного воздуха, характере и верхней кромке облаков и интенсивности болтанки самолета. При этом должны указываться район, высота и время наблюдаемых явлений.

5. Экипаж самолета должен вести систематические расчеты скорости и направления ветра, следить за изменением температуры наружного воздуха и в случае ее повышения действовать, как это указано ранее, наблюдать за ориентировкой облачных систем и формой облаков, расположенных выше и ниже эшелона полета. Принятые по радио сведения и результаты собственных наблюдений и расчетов экипажа позволят ему уточнить положение самолета относительно атмосферных фронтов, струйных течений и тропопаузы.

6. Необходимо знать, что наиболее опасная для самолета турбулентность имеет место в развивающихся мощно-кучевых облаках, вершина которых достигает высот более 7000 м и, в особенности, в очагах зон грозовой деятельности. В развивающемся мощно-кучевом облаке ядро наиболее интенсивной болтанки находится на высоте 6—7 км и возникает оно в момент оледенения вершины облака. Скорость вертикальных порывов в нем достигает 6—8 м/сек (индикаторных). В таком облаке по всей высоте его преобладают вертикальные восходящие потоки. При пересечении зоны интенсивной турбулентности развивающегося мощно-кучевого облака самолет под воздействием вертикальных порывов подвергнется резким единичным броскам и под воздействием восходящих потоков будет перемещаться вверх. Ввиду

небольшой протяженности облака самолет зону турбулентности проходит в течение 5—10 секунд. Радиоэхо на индикаторе радиолокатора от такого облака возникает только лишь при непосредственном приближении к нему (на 5—8 км), поэтому обходить такое облако необходимо, пользуясь визуальной ориентировкой.

Вершина такого облака имеет форму купола или башни с выбросом небольших «ветл».

В кучево-дождевых (грозовых) облаках, в стадии их максимального развития и распада, зоны опасной турбулентности, характеризующиеся вертикальными порывами 15 м/сек и более и вертикальными потоками более 25 м/сек, хорошо отображаются в виде радиоэха на индикаторе радиолокатора на расстоянии 40—200 км (в зависимости от мощности грозовых облаков). Вне границы очага грозы турбулентность не представляет опасности для полета самолета. За пределами очага грозы (отражаемого на индикаторе радиолокатора) на расстоянии 8—10 км напряженность поля атмосферного электричества достигает более 300 в/см. Такая напряженность поля атмосферного электричества при полете самолета в облачности или осадках, в особенности между очагами гроз, может вызвать удар молнии в самолет.

Над мощно-кучевыми и кучево-дождевыми облаками в стадии их интенсивного развития имеют место восходящие вертикальные потоки.

В кучево-дождевых облаках, даже на больших высотах, самолет может встретить зоны переохлажденных жидких осадков и подвергнуться интенсивному обледенению.

7. Вследствие ограниченной протяженности зон с метеорологическими условиями, способствующими возникновению опасной для самолета болтанки, целесообразно прекращать или отменять полет только в тех случаях, когда обход указанных зон практически невозможен. Такое положение может, например, встречаться при наличии между пунктами взлета и посадки очагов гроз по фронту и активного фронта, чаще всего холодного с кучево-дождевой облачностью протяженностью более 500 км с часто расположенными очагами гроз по фронту, имеющими верхнюю границу выше 10—12 км.

В случае неблагоприятных метеоусловий в назначен-

ное время вылета и при ожидаемом улучшении этих условий в последующие часы целесообразно перенести вылет самолета на более поздний срок. Определяя время вылета, следует исходить из того, что при прочих равных условиях полеты в дневное время, когда возможна визуальная ориентировка, предпочтительней ночных.

Ночные полеты следует производить только после тщательного анализа метеообстановки по трассам, при метеоусловиях, исключающих наличие на маршруте интенсивных фронтальных гроз.

8. Во всех случаях решение о возможности вылета командир корабля принимает после тщательного анализа метеообстановки, проведенного им совместно с синоптиком.

9. При уточнении положения самолета относительно струйного течения и тропопаузы следует иметь в виду следующее.

Одним из признаков струйного течения являются характерные для него 4 типа облаков:

1) длинные пучкообразные быстро движущиеся ленты перистых;

2) перисто-слоистые коврового типа с волнистыми гребнями, все время меняющиеся и сдвигающиеся в ленты перистых;

3) высококучевые чечевицеобразные большой протяженности в направлении потока, часто многослойные;

4) волнистые высококучевые от горизонта до горизонта с направлением волн, перпендикулярным струйному течению.

Облачные системы струйного течения обычно вытянуты вдоль струи и располагаются в теплой (антициклонической) стороне ее, т. е. справа по направлению потока. Как правило, облачность располагается на несколько сотен метров ниже уровня максимальной скорости ветра (оси струи). При этом максимальная скорость ветра наблюдается непосредственно над левой границей облачной зоны.

Интенсивная болтанка наблюдается в облаках с неровной, сильно взлохмаченной границей облачных полос и с непрерывно происходящими быстрыми изменениями их структуры. Конденсационный след от самолетов в этих условиях будет быстро деформироваться и расширяться. Вход в струю сопровождается увеличением скорости вет-

ра. Чем больше угол, под которым пересекается струя, тем это усилие ветра заметнее.

Признаком пересечения тропопаузы при наборе высоты является прекращение или резкое уменьшение падения температуры с высотой.

Следует иметь в виду, что при полете самолета вдоль струи температура и скорость ветра мало изменяются. При пересечении струйного течения температура, скорость ветра и угол сноса самолета изменяются быстро. При переходе из центральной части в холодную часть струи ветер быстро ослабевает, а температура резко понижается. При переходе из центральной в теплую часть струи, наоборот, ветер будет медленно ослабевать, а температура постепенно повышаться.

2. Пилотирование самолета в условиях болтанки

1. Зоны, в которых возможна болтанка, могут встречаться как в облаках, так и при безоблачной погоде. При подходе к зоне возможной болтанки экипажу необходимо проверить, застегнуты ли привязные ремни.

2. Во всех случаях полет в условиях болтанки с убранными закрылками и шасси следует выполнять на скорости по прибору, соответствующей числу M в пределах 0,73—0,75, но не более 540 км/час при полетном весе 70 т и 500 км/час при полетном весе 60 т.

3. Категорически запрещается вход в мощно-кучевую и грозовую облачность, где возможны вертикальные порывы чрезмерной интенсивности.

4. Запрещается пересечение зон грозовой деятельности в полете над облачностью, за исключением случаев, когда верхняя кромка облаков находится ниже предельно допустимой высоты для данного полетного веса не менее чем на 500 м. При этом, если в полете встречается фронтальная облачность с отдельными грозовыми очагами, пересечение ее разрешается только в том месте, где расстояние между грозовыми очагами, изображенными на экране радиолокатора, составляет не менее 50 км.

Во всех остальных случаях следует обходить зоны грозовой деятельности стороной, пользуясь для обнаружения этих зон радиолокатором, и не пересекая их. При обходе расстояние до любого обнаруженного на экране

радиолокатора очага грозовой деятельности должно быть не менее 10 км.

При визуальном полете, когда на данном эшелоне в зоне фронта располагаются отдельные вершины кучево-дождевых облаков, обход этих вершин разрешается выполнять на удалении не менее 10 км от границ облака.

5. При выполнении полетов вблизи зоны грозовой деятельности необходимо периодически изменять наклон антенны радиолокатора с целью обнаружения грозových очагов и их положения относительно направления полета.

6. Если невозможны обходы опасной зоны указанными выше методами, то необходимо возвратиться на аэродром вылета или на другой близлежащий аэродром. Изменение курса при этом следует начинать своевременно и производить плавно, не допуская крена более 10°.

Развороты и отвороты вблизи зон грозовой деятельности следует выполнять на скоростях, указанных в пункте 2.

7. Если при полете в облачности самолет вынужден пересекать зону грозовой деятельности (что не исключается на снижении), необходимо:

- включить табло «Надеть привязные ремни» и дать команду пассажирам пристегнуться ремнями;

- дать команду пассажирам пристегнуться ремнями;

- определить на экране радиолокатора очаги гроз (очаги гроз на экране радиолокатора выделяются от наземных изображений характерной тенью по границе очага и при повороте антенны мало изменяются; кроме того, на расстоянии 50—100 км от очага грозы на КВ-станции будут прослушиваться радиопомехи);

- на расстоянии не менее 100 км от очагов гроз выбирать место прохода, при этом проход между очагами гроз допускается, если расстояние между ними не менее 50 км;

- перед входом в облачность включить противообледенительную систему двигателей, электроподогрев стекол и проверить включение обогрева ПВД; противообледенительную систему двигателей после выхода из зоны обледенения выключить;

- при приближении к границе очага грозы на 25—30 км, во избежание поражения членов экипажа разрядом молнии, следует выключить связную радиостанцию;

— проход между очагами гроз осуществлять на выбранном курсе, выдерживая скорости, указанные в пункте 2.

Следует иметь в виду, что при приближении к очагам гроз самолет может войти в зону интенсивных осадков, которые дают засвет на экране радиолокатора и затрудняют определение границы очагов гроз.

При попадании самолета в зону сильной болтанки необходимо прекратить набор высоты (если он выполнялся); выключить автопилот, если он был включен; оценить обстановку и наметить маршрут выхода из зоны болтанки.

Предупреждение. Пилотирование при помощи автопилота при попадании в зоны сильной болтанки на всех высотах категорически запрещается.

При трудности пилотирования, если позволяет метеобстановка, следует уменьшить временно высоту полета на величину до 1000 м и на этой высоте продолжать полет до выхода из зоны болтанки.

В полете не следует стремиться к парированию всех отклонений от исходного режима полета под воздействием частых порывов. Необходимо выполнять полет, удерживая управление в положении, близком к исходному балансировочному, не допуская резких кренов и кабрирования самолета. В продольное управление пилот вмешивается в том случае, когда вследствие изменившегося угла тангажа скорость начинает увеличиваться или уменьшаться по сравнению с исходной. Заметив это, следует плавным движением штурвала, при небольших изменениях перегрузки, вернуть самолет на исходный режим полета.

Предупреждение. При пилотировании самолета не следует допускать резких движений штурвалом, особенно «на себя».

В случае необходимости выхода на новый курс производить его следует в момент уменьшения порывов последовательными короткими координированными доворотами самолета с креном не более 10°. Развороты или отвороты с набором высоты запрещаются.

Вход в облака выполняется, как правило, на установившемся режиме, так как вход в облака на неустановившемся режиме с креном опасен вследствие того, что при восстановлении режима горизонтального полета в условиях болтанки можно легко допустить ошибки в пилотировании.

8. При резком снижении самолета, вызванном мощным нисходящим потоком, необходимо удерживать самолет в горизонтальном положении, не препятствуя снижению переводом самолета на кабрирование; при этом необходимо следить за скоростью, не допуская большого отклонения ее от скорости установившегося режима.

9. В случае непроизвольного выхода самолета на режим тряски (что может иметь место при воздействии мощного вертикального порыва) следует немедленно энергично отдать штурвал от себя за нейтральное положение, в результате чего самолет практически без запаздывания уменьшает угол атаки и тряска прекращается.

10. Если при выходе самолета на режим тряски возникло резкое кабрирование или сваливание на крыло (последнее возможно при запаздывании вмешательства летчика в управление после начала кабрирования), следует, не изменяя режима работы двигателей, немедленно и энергично полностью отклонить штурвал от себя и удерживать его в этом положении до момента выхода самолета на досрывные углы атаки, что определяется по прекращению тряски.

Элероны и руль направления при наличии тряски необходимо удерживать нейтрально, независимо от величины угла крена.

Предупреждение. Отклонение элеронов и руля направления при наличии срывной тряски самолета запрещается, так как это может привести к увеличению интенсивности сваливания и к переходу самолета в штопор.

После прекращения тряски при опускании носа самолета, во избежание возникновения отрицательной перегрузки, следует плавно вернуть штурвал в положение, примерно соответствующее горизонтальному полету на крейсерской скорости, одновременно выводя самолет из крена элеронами и при значениях числа M менее 0,8 — рулем направления.

Примечание. При значениях числа M более 0,8 отклонять руль направления не рекомендуется — ввиду наличия на больших числах M обратной реакции самолета по крену на отклонение руля направления (увеличение левого крена при отклонении руля вправо и наоборот).

В полете на больших приборных скоростях (более 550 км/час) использование руля направления для устранения крена после сваливания также затруднено — вследствие возникновения значительных усилий, необходимых для отклонения руля.

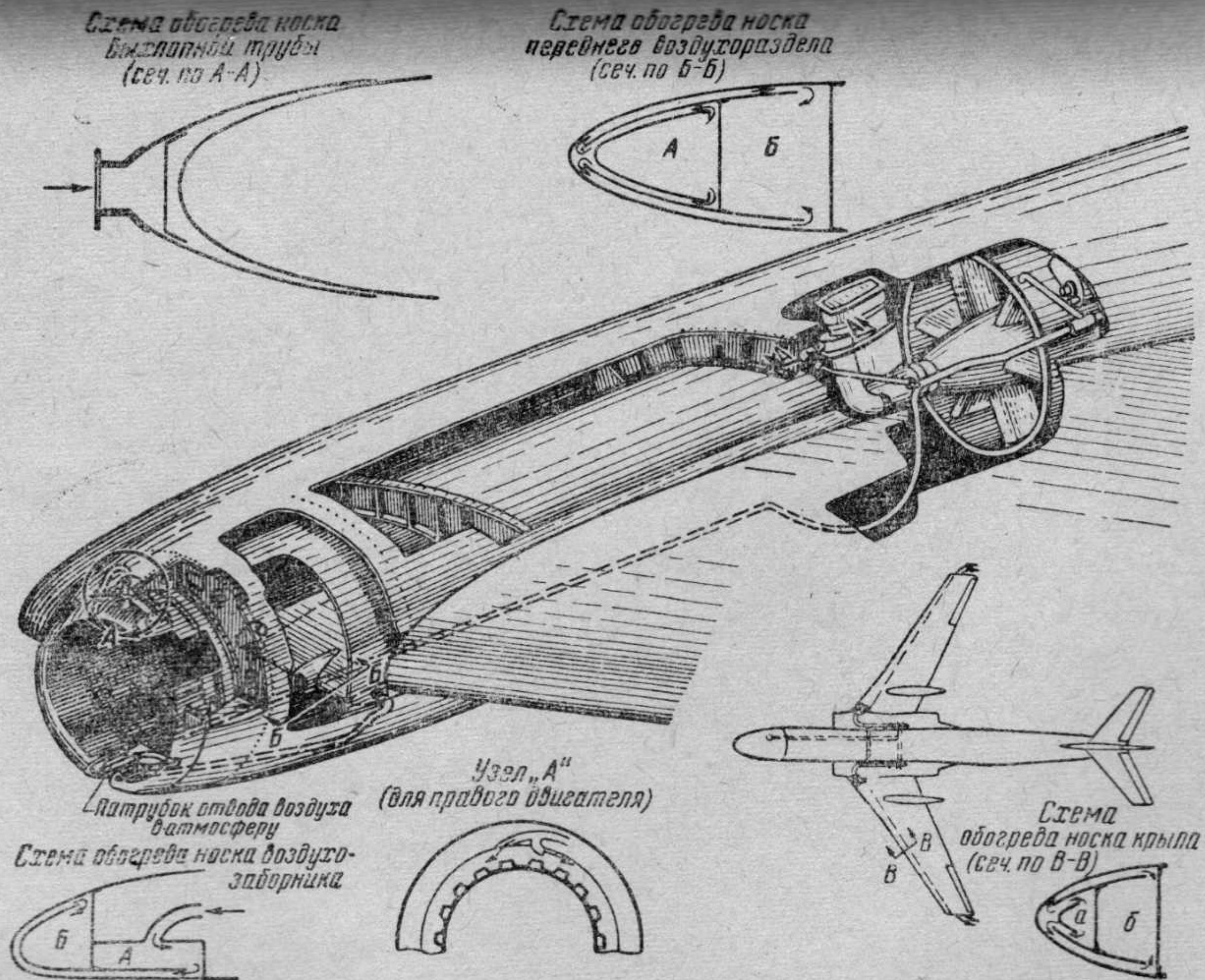


Рис. 30. Противообледенительное устройство воздушного канала двигателя

На номинальном режиме температура газов за турбинами двигателей при включенном противообледенительном устройстве не должна превышать 625°C.

Запрещается включать противообледенительное устройство крыла при работе двигателей на максимальном режиме.

На земле противообледенительное устройство крыла следует включать только для проверки его работы. При этом противообледенительное устройство нужно включать на минимальное время (не более 2 минут), не допуская повышения температуры воздуха на входе в носок крыла свыше 100°C. Необходимо иметь в виду, что длительная подача нагретого воздуха вызывает обгорание покрытия и появление гофра на обшивке носка. Если показания термометров ТЦТ-13 достигли 100°C, нужно немедленно закрыть золотниковый кран управления противообледенительным устройством крыла и убедиться, что температура воздуха по указателю ТЦТ-13 начала снижаться. Если температура воздуха, подаваемого в носок крыла, не снижается, после закрытия крана следует выключить двигатели, устранить неисправность.

Предупреждение. При работающих на земле двигателях, когда не проверяется противообледенительное устройство крыла, необходимо следить за тем, чтобы золотниковый кран управления находился всегда в положении «Закрыто», при этом термометры ТЦТ-13 должны показывать температуру, близкую к температуре наружного воздуха.

В полете противообледенительное устройство крыла следует включать сразу же при попадании в зону обледенения и выключать его после выхода самолета из зоны.

Крыло самолета Ту-104, по сравнению с крыльями самолетов Ил-12 и Ил-14, менее подвержено обледенению, в связи с чем в большинстве случаев нет необходимости применять периодическое сбрасывание льда. Необходимо учитывать, что противообледенительное устройство работает наиболее эффективно при повышенном режиме работы двигателей.

В полете, в случае отказа одного из двигателей, противообледенительное устройство автоматически обеспечивает подачу нагретого воздуха от компрессора работающего двигателя в носок правой и левой плоскости, при этом обогрев крыла в целом несколько снижается.

Противообледенительное устройство стабилизатора и киля

Включение противообледенительного устройства стабилизатора и киля производится при помощи выключателя, находящегося на верхнем электрощитке, в кабине пилотов. Работа противообледенительного устройства контролируется по амперметрам и по времени включения и выключения сигнальной лампочки, находящейся на приборной доске второго пилота.

Все электрообогревательные элементы хвостового оперения объединены в три секции, питаемые поочередно. Одна секция охватывает носок киля, две другие — корневые и концевые части стабилизатора. Потребляемый каждой секцией ток составляет 450—500 а.

Последовательность включения секций обеспечивается коммутатором МКА-3А, работа которого контролируется сигнальной лампочкой. Каждая секция включается на 40 секунд и выключается на 80 секунд (соответственно горит и гаснет сигнальная лампочка). Полный цикл включения всех секций составляет 120 секунд.

На земле включать противообледенительное устройство оперения следует только для проверки его работы. Для избежания перегрева, в результате которого возможна деформация носков стабилизатора и киля, противообледенительное устройство на земле необходимо включать на время не более одного полного цикла, т. е. не более 2 минут. Если при этом режим работы сигнальной лампочки не выдерживается или показания амперметра не соответствуют установленным, необходимо немедленно выключить противообледенительное устройство и проверить исправность коммутатора и электронагревательных элементов оперения.

В полете противообледенительное устройство следует включать до входа в зону обледенения и выключать после выхода самолета из зоны.

За двадцать минут до посадки необходимо проверить противообледенительное устройство хвостового оперения — по сигнальной лампочке и амперметру.

Противообледенительные устройства передних стекол кабины пилотов и кабины штурмана

Включение электрообогрева передних стекол пилотской и штурманской кабин производится при помощи вы-

Перед полетом проверить, закрыт ли золотниковый кран управления противообледенителем крыла.

При температуре наружного воздуха ниже плюс 5°C перед взлетом необходимо включить электрообогрев приемников полного давления.

Категорически запрещается производить взлет, если на поверхности самолета имеются какие-либо отложения льда, снега или инея.

Контроль за состоянием поверхности самолета необходимо вести вплоть до исполнительного старта.

Набор высоты и горизонтальный полет

Пилотирование самолета Ту-104 в условиях обледенения при нормально действующих противообледенительных устройствах, обеспечивающих удаление льда с защищаемых частей, не имеет существенных отличий от нормального пилотирования самолета.

В наборе высоты на номинальном режиме противообледенительная система двигателей и воздухозаборных каналов, а также противообледенительное устройство крыла работают наиболее эффективно. Однако необходимо иметь в виду, что при достаточно низких температурах наружного воздуха обогрев частей двигателя может быть недостаточен для защиты от образования льда.

Набор высоты при прохождении зоны обледенения следует производить на номинальном режиме работы двигателей, с возможно большей вертикальной скоростью, в соответствии с рекомендациями по пилотированию самолета.

Эффективным средством защиты от обледенения всех частей самолета и двигателя при температурах наружного воздуха не ниже минус $8-10^{\circ}\text{C}$ является увеличение скорости по прибору в установленных пределах. При этом переход на повышенную скорость необходимо производить до начала или в самом начале обледенения, так как при запоздалом повышении скорости образовавшийся на частях двигателей лед может попасть в компрессоры.

Если обледенение наблюдается при температурах наружного воздуха ниже минус $8-10^{\circ}\text{C}$, увеличивать скорость не следует, так как это не позволит удалить лед и приведет к повышению интенсивности обледенения.

Начало обледенения в полете можно определить непосредственно с рабочих мест первого и второго пилотов по появлению ледяного налета на щетках стеклоочистителей.

В случае отказа одного из двигателей при полете в условиях обледенения необходимо немедленно увеличить обороты работающего двигателя и принять меры к выводу самолета из зоны обледенения.

Снижение и посадка

На режиме снижения противообледенительное устройство двигателей и воздухозаборных каналов, а также противообледенительное устройство крыла работает менее эффективно, чем в наборе высоты и горизонтальном полете.

Прохождение зоны обледенения на снижении следует производить с возможно большей допустимой вертикальной скоростью, в соответствии с рекомендациями по пилотированию самолета.

Если в условиях обледенения при температурах наружного воздуха выше минус $8-10^{\circ}\text{C}$ отказал электрообогрев стекол пилотской кабины, необходимо вывести самолет из зоны обледенения, и после этого образовавшийся на стеклах лед удалить увеличением скорости до максимально допустимой для данной высоты полета, если в этих условиях полета отсутствует болтанка.

В случае невозможности удаления льда этим способом необходимо перед посадкой самолета на высоте 400 м в горизонтальном полете на скорости по прибору 380—400 км/час разгерметизировать кабину и открыть боковую форточку.

При заходе на посадку в условиях обледенения с нормально работающими противообледенительными устройствами скорости по прибору и вертикальные скорости снижения следует выдерживать такие же, как и при нормальном заходе на посадку. После приземления необходимо выключить противообледенительные устройства крыла и оперения.

V. ПРИМЕНЕНИЕ ПРИБОРНОГО ОБОРУДОВАНИЯ ПРИ ПОЛЕТЕ В СЛОЖНЫХ МЕТЕОУСЛОВИЯХ

При выполнении полетов в облаках необходимо осуществлять непрерывный контроль за показаниями пило-

7) по достижении стартером 8000—15000 об/мин, т. е. 23—43 % (но, не допуская повышения температуры выше 800°C) выключить переключатель «Холодная прокрутка двигателя».

Если по каким-либо причинам масло из двигателя и стартера было слито, то после заправки масляного бака и заполнения маслом магистралей перед первым запуском двигателя необходимо произвести холодную прокрутку стартера, а затем холодную прокрутку двигателя.

Холодные прокрутки стартера и двигателя производятся для заполнения маслом их масляных систем и удаления из них воздушных пробок.

Холодная прокрутка стартера

Для проведения холодной прокрутки стартера необходимо:

- 1) Включить аэродромный источник электроэнергии.
- 2) Открыть крышку панели запуска.
- 3) Включить главный переключатель питания запуска двигателя.
- 4) Включить переключатель «Холодная прокрутка стартера» и одновременно включить секундомер для контроля времени работы электродвигателя СТ-189 (СА-189БМ).

5) По достижении стартером 4500—5000 об/мин (13—14 %), но не позднее чем через 20 секунд с момента включения переключателя «Холодная прокрутка стартера», прекратить прокрутку и выключить главный переключатель.

Предупреждения. 1. Если через 3—5 секунд холодной прокрутки стартера масло из отсоединительной трубки от штуцера сигнализатора давления масла СД-24А не появится, прокрутку прекратить и выяснить причину отсутствия давления масла.

2. Во избежание перегрева электродвигателя СТ-189 (СА-189БМ) разрешается производить не более пяти холодных прокруток стартера подряд с перерывом в 4 минуты. Следующие прокрутки разрешается производить только после пятнадцатиминутного перерыва.

3. Запрещается производить повторную холодную прокрутку стартера до полной остановки его ротора.

Холодная прокрутка двигателя

Для проведения холодной прокрутки двигателя необходимо:

- 1) Включить аэродромный источник электроэнергии.
- 2) Убедиться, что выключатели пожарных кранов на верхнем электрощитке пилотов находятся в положении «Открыто», а выключатель противопожарной системы — в положении «Включено».

- 3) Открыть крышку панели запуска.
- 4) Рычаг управления двигателем должен стоять на упоре «Стоп».

5) Включить главный переключатель питания запуска двигателя.

6) Включить топливные подкачивающие насосы ЭЦН-Г.

7) После того как загорится сигнальная лампочка открытия заслонки выхлопной трубы турбостартера, включить переключатель «Холодная прокрутка двигателя», после чего стартер автоматически запустится и по достижении оборотов включения гидромукты (29000 об/мин) начнет прокрутку двигателя.

Примечание. При неудавшемся запуске стартера необходимо (для продувки его камеры сгорания) произвести холодную прокрутку стартера в течение 10—15 секунд.

8) При холодной прокрутке двигатель должен развивать 500—600 об/мин. Давление масла в системе двигателя на этих оборотах должно быть не менее 0,2 кг/см². Время выхода двигателя на 400 об/мин должно быть не более 45 секунд. Заброс температуры в выхлопной трубе турбостартера — не выше 800°C.

Рабочие обороты стартера должны быть 31000—33500 об/мин (89—96 %), температура газов в выхлопном патрубке стартера на рабочих оборотах не должна превышать 680°C — при температуре окружающей среды до +15°C и не более 700°C — при температуре окружающей среды выше +15°C.

9) Прекращение холодной прокрутки следует производить выключением переключателя «Холодная прокрутка двигателя», исходя из требования, что время работы стартера с момента его запуска до прекращения прокрутки не должно превышать 80 секунд. Ротор двигателя после отключения стартера должен вращаться плавно до полной остановки.

Предупреждения. 1. При прекращении холодной прокрутки двигателя главный переключатель следует оставить включенным — во избежание перегрева стартера, который может произойти при закрытой заслонке выхлопной трубы.

5. Для прекращения неудачного запуска поставить рычаг управления двигателем в положение «Стоп» и выключить главный переключатель. Через 1—2 секунды вновь включить главный переключатель для открытия заслонки выхлопной трубы во избежание перегрева стартера.

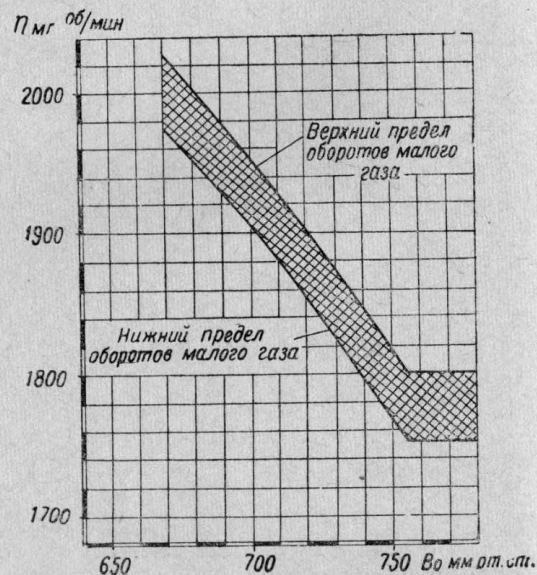


Рис. 31. Значения оборотов малого газа двигателя в зависимости от атмосферных условий (барометрического давления).

Повторный запуск двигателя следует производить только после выявления и устранения дефекта.

Примечание. В случае неотключения турбостартера при оборотах двигателя свыше 1300 об/мин выключать двигатель сектором газа можно только после отключения турбостартера главным переключателем (во избежание разрушения храповой муфты).

6. Повторный запуск двигателя разрешается производить после полной остановки двигателя (во избежание повреждения турбостартера).

В процессе запуска двигателя проследить за выходом турбостартера на рабочий режим, при этом:

а) температура газов в выхлопной трубе турбостартера не должна превышать:

— при температуре наружного воздуха до $+15^{\circ}\text{C}$ на рабочих оборотах — не выше 680°C ;

— при температуре наружного воздуха выше $+15^{\circ}\text{C}$ на рабочих оборотах — не выше 700°C ;

б) заброс температуры при раскрутке стартера — не выше 800°C ;

в) рабочие обороты турбостартера должны быть в диапазоне 31000—33500 об/мин (89—96%), заброс оборотов — не более 35000 об/мин (100%);

— допускаются колебания оборотов турбостартера в диапазоне от 30000 до 33500 об/мин (86 ÷ 96%);

г) время работы стартера с момента нажатия на кнопку «Запуск» до его отключения не должно превышать 80 секунд.

При выходе двигателя на обороты 1850—1950 об/мин следует убедиться по контрольной лампочке, что заслонка турбостартера закрыта, выключить главный переключатель и подготовиться к запуску второго двигателя.

Предупреждение. Для исключения возможности вылета самолета с неработающим насосом 435ВФ и воздушным компрессором АК-150 командир корабля и бортмеханик перед запуском второго двигателя обязаны убедиться в исправной работе этих агрегатов — по показанию давления на манометрах от работающего двигателя, запущенного первым.

Следующий запуск необходимо начинать с того двигателя, который до этого запускался вторым, и т. д. (меняя их очередность).

После запуска второго двигателя и выключения главного переключателя закрыть крышку панели запуска.

Примечание. Если запуск первого двигателя производился от аэродромного источника электроэнергии, то перед запуском второго двигателя необходимо потребовать отключения аэродромного источника электроэнергии.

7. При запуске двигателей от аэродромного источника электроэнергии бортрадист обязан:

а) убедиться, что выключатели генераторов выключены;

б) включить аккумулятор;

в) включить аэродромный источник энергии;

г) убедиться, что напряжение в бортсети равно 28,5 в;

д) включить рабочий преобразователь ПО-3000 (или ПО-4500) и убедиться, что он работает;

е) доложить о готовности электросети к запуску первого двигателя;

ж) после запуска первого двигателя и отключения аэродромного питания включить генераторы, убедиться в нормальной их работе и доложить о готовности электросети к запуску второго двигателя.

8. Перед запуском двигателей от аэродромного источника энергии бортмеханик обязан:

а) убедиться по сигнальным лампочкам, что входные двери и грузовые люки закрыты, а защелки аварийных люков открыты;

б) проверить исправность автоматики топливной системы, для чего при включении преобразователя ПО-3000 (или ПО-4500), установив выключатель «Управление» в положение «Автомат», поочередно включить и выключить левый и правый автоматы расхода топлива; при этом должны загораться одни и те же сигнальные лампочки, в соответствии с заправкой самолета;

в) включить оба автомата расхода топлива;

г) поставить выключатель противопожарной системы в положение «Включено» и убедиться по загоранию сигнальных белых лампочек 1 и 2-й очереди в исправности цепи пиропатронов пожарных баллонов;

нажать кнопку и убедиться в исправности сигнализации о пожаре (должны гореть красные лампочки и табло «Пожар»);

д) убедиться, что запорные краны 1 и 4-го топливных баков открыты (сигнальные лампочки не горят, выключатель — в положении «Открыто»);

е) поставить выключатели пожарных кранов левого и правого двигателей в положение «Открыто» и по загоранию сигнальных лампочек убедиться в том, что они открыты;

ж) включить дежурные насосы и по загоранию зеленых сигнальных лампочек убедиться в том, что они действуют;

з) доложить о готовности к запуску первого двигателя;

и) после запуска первого двигателя и доклада бортрадиста о готовности электросети к запуску второго двигателя — доложить о готовности к запуску второго двигателя.

9. Перед запуском двигателей от бортовых аккумуляторов бортрадист обязан:

а) включить выключатели генераторов;

б) поставить выключатель аккумулятора в положение «Включено»;

в) после запуска одного двигателя убедиться в нормальной работе генераторов, включить рабочий преобразователь ПО-3000 (или ПО-4500), убедиться в том, что он работает, и доложить о готовности электросети к запуску второго двигателя.

10. Перед запуском двигателя от бортовых аккумуляторов бортмеханик обязан:

а) убедиться по сигнальным лампочкам в том, что входные двери и грузолуки закрыты, а защелки аварийных люков открыты;

б) убедиться в том, что выключатели «Автомат расхода топлива» стоят в положении «Выключено», а выключатель «Управление» в положении «Ручное»;

в) поставить выключатели пожарных кранов левого и правого двигателей в положение «Открыто» и по загоранию зеленых лампочек убедиться в том, что они открыты;

г) поставить выключатель противопожарной системы в положение «Включено» и по загоранию сигнальных белых лампочек 1 и 2-й очереди убедиться в исправности электроцепи пиропатронов противопожарных баллонов; нажать кнопку и убедиться в исправности сигнализации о пожаре (должны гореть красные лампочки и табло «Пожар»);

д) включить ручную топливоподкачивающую насосы групп баков, из которых в первую очередь будет расходоваться топливо;

е) выключить АЗС в цепи управления гидромомпой;

ж) доложить об окончании подготовки к запуску первого двигателя;

з) после запуска первого двигателя и доклада бортрадиста о готовности к запуску электросети второго двигателя убедиться в правильности заправки групп баков топливом по показаниям топливомера;

и) включить насосы (дежурные) посадочной группы баков и блоки автомата расхода топлива, поставить выключатель управления в положение «Автомат» и доложить о готовности к запуску второго двигателя.

Прогрев и опробование двигателей на земле

1. Перед опробованием двигателей необходимо прогреть их, для чего выдержать на режиме малого газа в течение одной минуты.

2. После проверки показаний приборов работы двигателей на малом газе плавно увеличить обороты двигателей до 0,8 номинального — 4200 ± 25 об/мин. Параметры работы двигателя не должны выходить за пределы эксплуатационных ограничений. При этом проверить через связного, происходит ли закрытие ленты перепуска воздуха из компрессора на оборотах $3800 + 50$ об/мин.

Срабатывание ленты перепуска воздуха из компрессора определяется по закрытию створок выпуска воздуха из гондолы двигателя.

3. После минутной выдержки на режиме 0,8 номинального проверить работу двигателя на номинальном и максимальном режимах, для чего необходимо плавно вывести двигатель на номинальный, а затем на максимальный режимы.

Предупреждения. 1. Проверку двигателя на максимальном режиме рекомендуется проводить в течение не более 10 секунд.

2. При опробовании двигателя не разрешается вывод его на максимальный режим раньше, чем по истечении трех минут после достижения двигателем оборотов малого газа.

3. При выходе двигателя с малого газа на максимальный режим допускается кратковременный заброс температуры газа за турбиной до 720°C с постепенным понижением ее в течение 1—1,5 минут до температуры не более 700°C .

4. Продолжительность непрерывной работы двигателей в полете на максимальном режиме не должна превышать 8 минут. Повторный вывод на максимальные обороты допускается после 10 минут работы двигателя на номинальном режиме или 5 минут работы на эксплуатационном режиме не выше 0,8 номинального.

5. При работе двигателей на максимальном режиме категорически запрещается производить отбор воздуха для противообледенительного устройства крыла самолета.

4. После проверки работы двигателей на номинальном и максимальном режимах необходимо снизить обороты двигателя до режима малого газа плавным, в течение 25—30 секунд перемещением рычага управления двигателем, проверяя работу двигателей на переходных режимах и обороты открытия ленты перепуска воздуха. Обороты открытия ленты перепуска должны быть примерно на 50 оборотов в минуту меньше числа оборотов при закрытии.

**Значения основных параметров, характеризующих работу
двигателей на земле**

Таблица 21

Режим работы двигателя	Обороты ротора двигателя, об/мин	Температура газов за турбиной, °C	Топливо		Масло	
			Давление перед насосом, кг/см ²	Давление перед форсунками, кг/см ²	Давление, кг/см ²	Температура, °C
Максимальный	4700±50	Не более 700. Не более 710 при отборе воздуха на противообледенительную систему двигателя	1,8÷3,2	Не более 66	3,5÷4,5	—40÷+80
Номинальный	4425±25	Не более 605. Не более 625 при отборе воздуха на противообледенительную систему самолета и двигателя	1,8÷3,2	Не более 66	3,5÷4,5	—40÷+80
0,8 номинального	4200±25	Не более 540	1,8÷3,2	Не более 66	3,5÷4,5	—40÷+80
Малый газ	1750+50	Не более 520	1,8÷3,2	8—12	Не менее 1	—40÷+80

Примечания: 1. На установившихся режимах работы двигателя допускаются колебания оборотов:

- а) при оборотах выше 3800 об/мин — не более ± 15 об/мин;
- б) при оборотах ниже 3800 об/мин — не более ± 25 об/мин;
- в) в диапазоне 3300—3500 об/мин (начало автоматического регулирования подачи топлива) — до ± 50 об/мин.

При наличии колебаний оборотов рекомендуется устранять их изменением режима работы двигателя.

2. Допускаются колебания давления топлива:

- а) перед насосами ПН28-15Б — не более $\pm 0,3$ кг/см²;
- б) в дополнительном коллекторе — не более ± 3 кг/см².

5. Проверить приемистость двигателя, для чего:

а) рычаг управления с фиксатора малого газа плавно, в течение 1—2 секунд переместить до упора максимальных оборотов; приемистость двигателя, определяемая временем с момента начала перемещения рычага управления до момента достижения двигателем 4700 ± 50 об/мин, должна быть не более 17 секунд;

б) после выдержки двигателя на максимальном режиме в течение 8—10 секунд за время не менее 2 секунд перевести рычаг управления до фиксатора малого газа; двигатель должен плавно, без перебоев и дымления, снизить обороты до 1750 ± 50 об/мин;

в) проверить приемистость двигателя с 1750 ± 50 об/мин до 3000 об/мин. Время приемистости должно быть не менее 7 секунд.

Проверить приемистость двигателя в зоне автоматического регулирования ($3500—4700 \pm 50$ об/мин) — зоне работы центробежного регулятора топливного насоса ПН-28Б.

При проверке приемистости в указанном диапазоне время выхода двигателя на максимальные обороты должно быть 12—15 секунд.

При температурах окружающего воздуха ниже $+15^\circ\text{C}$ оценивать время приемистости двигателя нужно следующим образом:

— время приемистости двигателя от малого газа до режима на 50 об/мин ниже отрегулированных оборотов максимального режима не более 15,5 секунд;

— время приемистости двигателя с 3500 об/мин до режима на 50 об/мин ниже отрегулированных оборотов максимального режима 10,5—13,5 секунды.

Примечание. В случае, когда имеет место уменьшение оборотов максимального режима в связи с ограничением по производительности топливных насосов из-за пониженной температуры на-

ружного воздуха, отрегулированными оборотами максимального режима считать фактические обороты, которые указаны в графике (рис. 32).

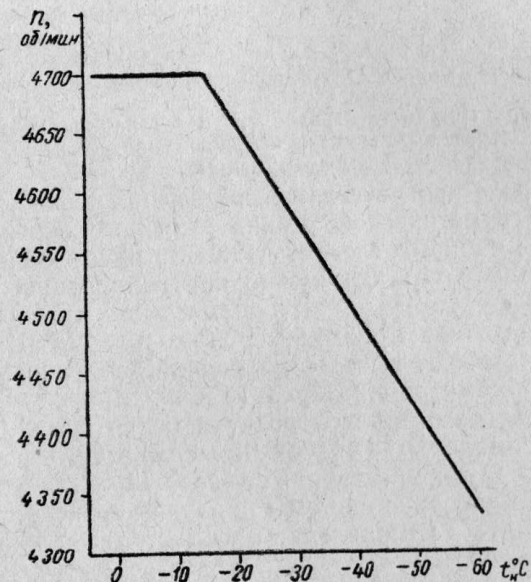


Рис. 32. Изменение максимальных оборотов двигателя в зависимости от температуры наружного воздуха

Предупреждения. 1. Перед пробой приемистости двигателя должен проработать на режиме малого газа не менее 1 минуты.

2. При пробе приемистости допускается заброс температуры газа за турбиной не выше 740°C (при этом возможно появление на выходе из реактивного сопла отдельных коротких языков пламени).

3. При пробе приемистости допускается заброс оборотов не выше 4800 в минуту. Обороты максимального режима должны установиться не позднее чем через 5—7 секунд после заброса. При проверке приемистости двигателя до каких-либо промежуточных оборотов допускается заброс не более чем на 200 об/мин от номинального значения устанавливаемых оборотов.

4. При пробе приемистости, если есть тенденция к забросу температуры газов за турбиной свыше допустимой 740°C , необходимо установить рычаг управления в положение малого газа, и дальнейшая работа разрешается только после устранения неисправности.

5. Во время пробы каждого двигателя бортрадист обязан убедиться по показаниям вольтметра и амперметров в нормальной работе генераторов и в нормальной зарядке аккумулятора.

Примечания. 1. Напряжение в электросети самолета при параллельной работе генераторов должно быть равно 28,5 в.

2. Если какой-либо из генераторов не нагружен, следует убедиться в исправности данного генератора путем выключения остальных генераторов, при этом проверяемый генератор должен взять всю нагрузку на себя. Нагрузка электросети при этом не должна превышать 500—600 а.

3. Разность в показаниях амперметров генераторов ГСР-18000 при нагрузках, близких к номинальной (600 а), не должна превышать 120 а.

4. При нормальной зарядке аккумулятора при работающих генераторах стрелка амперметра аккумулятора должна быть отклонена влево от нуля (показывать зарядный ток).

6. После прогрева двигателей необходимо опробовать наддув герметической кабины, для чего переключатели «Наддув кабины» следует нажать в направлении «Больше». Подачу воздуха нужно контролировать по приборам:

- указателям расходомеров воздуха УРВК;
- указателю высоты и перепада давления УВПД-15;
- термометром воздуха ТУЭ-48.

Недопустимы расход воздуха более 0,5—1,0 единиц, перепад давления — более 0,05 кг/см² и температура воздуха в горячей магистрали — более 120°С.

После проверки системы наддува переключатели следует нажать в направлении «Меньше», выдержать 10 секунд и отпустить.

Остановка двигателя

Нормальная остановка двигателя производится следующим образом:

1. Плавно довести обороты двигателя до 2500 ÷ 3000 в минуту, проработать на этом режиме 1—2 минуты для охлаждения его, после чего перевести рычаг управления в положение «Стоп».

Примечание. После руления самолета по аэродрому разрешается останавливать двигатель без предварительного охлаждения.

2. При остановке двигателя необходимо удостовериться на слух в отсутствии посторонних шумов и плавности вращения ротора (должен быть слышен шум собачек храповой муфты, напоминающий звук трещотки).

При появлении посторонних звуков — «прослушать» двигатель при проветывании ротора двигателя вручную или путем 1—2 холодных прокруток с выходом на 100—200 об/мин.

Без выяснения причины дефекта и его устранения запуск двигателя не производить.

Примечания. 1. При остановке двигателя проверить вытекание топлива через дренажную трубку. Отсутствие вытекания топлива и дымление из реактивного сопла свидетельствуют о неисправности сливного клапана.

2. Периодически проверять «Легкость хода» двигателя при остановке; время вращения ротора по инерции с 1750 об/мин до момента полной остановки должно быть не менее 2 минут (на горячем двигателе).

3. После остановки роторов обоих двигателей необходимо выключить подкачивающие насосы топлива и перекрыть пожарные краны. Закрытие пожарных кранов раньше полной остановки двигателя запрещается.

4. После остановки двигателя закрыть заглушками входной канал и реактивное сопло. Установку заглушки на реактивное сопло следует производить после охлаждения поверхности двигателя до 60—80°С.

Экстренная остановка двигателя с любого режима производится быстрым перемещением рычага управления в положение «Стоп» в следующих случаях:

- 1) пожар в отсеке двигателя;
- 2) течь топлива или масла;
- 3) резкое повышение температуры газа за турбиной выше допустимого предела;
- 4) ненормальный выброс пламени (факеление) на выходе из реактивного сопла;
- 5) ненормальный звук при работе двигателя;
- 6) появление тряски двигателя;
- 7) обледенение входного канала двигателя при работе двигателя на земле;
- 8) при невозможности предотвратить выкатывание самолета на пробеге за пределы ВПП или встреча с препятствием;
- 9) при неожиданном движении самолета со стоянки в случае отказа тормозов или срыва его с упорных колодок при опробовании двигателя.

Примечание. Резкая остановка двигателя, работающего на оборотах, превышающих 3500 об/мин, нежелательна, так как при этом происходит неравномерное охлаждение горячих деталей двигателя.

Запуск двигателя на земле с ручной корректировкой подачи топлива

В случае отказа автоматики запуска и при необходимости срочно запустить двигатель, как исключение (по

усмотрению командира корабля), разрешается производить запуск с ручной корректировкой подачи топлива.

В этом случае необходимо:

1. Включить аэродромный источник электроэнергии
2. Включить преобразователь ПО-3000 (или ПО-4500).
3. Включить выключатель противопожарной системы.
4. Рычаг управления двигателем поставить в положение «Стоп».
5. Открыть пожарные краны двигателей.
6. Поставить выключатель управления расходом топлива в положение «Автомат».
7. Включить левый и правый блоки автоматики расхода топлива.
8. Включить подкачивающие насосы посадочной группы.
9. Открыть крышку панели запуска.
10. Включить главный переключатель.

11. После загорания сигнальной лампочки открытия заслонки выхлопной трубы стартера включить переключатель «Холодная прокрутка двигателя».

12. При достижении двигателем 200—280 об/мин нажать кнопку «Запуск в воздухе» и, удерживая ее в нажатом положении, медленным плавным перемещением рычага управления начать подачу топлива в двигатель.

Предупреждение. Продолжительность нажатия кнопки «Запуск в воздухе» не должна превышать 60 секунд — во избежание перегрева и выхода из строя агрегатов зажигания.

13. При достижении двигателем 1150—1250 об/мин, но не позднее чем через 80 секунд после включения переключателя «Холодная прокрутка двигателя», выключить переключатель. Двигатель должен плавно, без задержек, выйти на обороты малого газа за время не более 120 секунд.

Показания приборов, контролирующих работу стартера и двигателя, должны быть такие, как и при автоматическом запуске.

В случае, если по каким-либо причинам запуск прекращен выключением главного переключателя питания, следует через 1—2 секунды включить переключатель для открытия заслонки выхлопной трубы стартера.

14. При питании бортовой электросети от аккумулятора операции, указанные в п.п. 2, 6, 7 и 8, необходимо произвести после запуска двигателя и проверки работы

генераторов. Питание двигателей топливом производить ручным включением подкачивающих насосов очередной по расходу группы баков.

Особенности эксплуатации двигателей при низких температурах

1. Эксплуатация двигателя в условиях повышенной влажности воздуха и температуры ниже +5°C разрешается только с включенным противообледенительным устройством двигателя. Устройство следует включать непосредственно перед запуском двигателя.

Предупреждения. 1. Запрещается включение отбора воздуха на противообледенительную систему крыла самолета при работе двигателя на максимальном режиме.

2. Запрещается запускать двигатель при наличии льда на элементах его входного устройства. Лед следует удалять аэродромными подогревательными средствами; скалывание льда категорически запрещается.

3. При температуре окружающего воздуха ниже 0°C для обнаружения и устранения возможных случаев примерзания лопаток ротора к среднему корпусу компрессора необходимо перед каждым запуском двигателя предварительно проверить вращение ротора двигателя проворачиванием его от руки за лопатки турбины.

При примерзании лопаток ротора компрессора подогреть нижнюю часть среднего корпуса компрессора с помощью аэродромного подогревателя.

2. Перед запуском двигателя при температуре окружающего воздуха ниже минус 10°C необходимо прогреть стартер путем 1—2 предварительных запусков с выходом на 8000—15000 об/мин, т. е. 23 ÷ 43% (в зависимости от заброса температуры в выхлопной трубе, не допуская повышения ее более 800°C).

3. При температурах окружающего воздуха ниже минус 25°C, если после последнего полета не было произведено разжижения масла бензином, необходимо подогреть стартер горячим воздухом (не более 80°C по показанию термометра ТСТ-29) от аэродромного подогревателя. Подогрев турбостартера следует производить через его выхлопную трубу в течение 10—20 минут в зависимости от температуры окружающего воздуха.

После прогрева необходимо произвести один предварительный запуск (прожиг) стартера с выходом на 8000—15000 об/мин, т. е. 23 ÷ 43% (в зависимости от заброса температуры газов стартера, не допуская ее повышения более 800°C).

4. Перед запуском двигателя при температурах окружающего воздуха ниже минус 40°C (когда полностью слито масло из системы), необходимо непосредственно перед запуском в маслобаки и масляную систему каждого двигателя залить масло, подогретое до температуры $60\text{--}80^{\circ}\text{C}$, в количестве 30 л. После опробывания двигателя нужно проверить уровень масла в баке — масла должно быть по мерной линейке не более 24 л.

5. В процессе запуска двигателя по давлению топлива перед топливными насосами необходимо проверить, не засорен ли фильтр (нет ли обледенения его).

6. При запуске холодного двигателя не допускать повышения давления масла выше $5,5\text{ кг/см}^2$.

7. На работающем двигателе не допускать повышения давления топлива перед форсунками выше 66 кг/см^2 , предупреждая увеличение давления снижением оборотов двигателя.

8. Перед остановкой двигатель необходимо выдерживать на режиме $2500\text{--}3000\text{ об/мин}$ в течение 1—2 минут — во избежание коробления деталей.

Примечания: 1. В случае, если предполагается длительная стоянка самолета при низких температурах (ниже -25°C), разрешается применять разжижение масла бензином, в соответствии с бюллетенем № 48001382.

2. При эксплуатации двигателей на масле МК-6 подогрев турбо-стартеров производить при температуре ниже -40° .

Поддержание двигателя в постоянной готовности к полету

1. Проверить, плотно ли закрыты заглушками воздухозаборник и реактивное сопло двигателя — во избежание попадания в них снега и посторонних предметов.

2. Если при температуре окружающего воздуха ниже минус 40° самолету предстоит стоянка более двух часов, необходимо обязательно слить масло из двигателя сразу же после его остановки.

3. При температуре наружного воздуха ниже минус 25°C и продолжительности стоянки самолета более двух часов рекомендуется включать электрический обогрев контейнера аккумулятора.

Примечание. Обогревательные элементы контейнера аккумулятора включаются под напряжение только при питании электрической сети самолета от аэродромного источника электроэнергии.

2. Выключение двигателя в полете

Для выключения двигателя в полете необходимо:

1. Плавно перевести рычаг управления двигателем на площадку малого газа до упора и выдержать двигатель на оборотах полетного малого газа не менее одной минуты для охлаждения.

2. Перевести рычаг управления двигателем в положение «Стоп».

Для экстренного выключения двигателя в полете необходимо быстро перевести рычаг управления из исходного положения в положение «Стоп» и закрыть пожарный кран.

Экстренное выключение двигателя производить в следующих случаях:

- появление сильных вибраций (тряски);
- чрезмерное и резкое повышение температуры газа за турбиной выше допустимого предела;
- возникновение пожара в отсеке двигателя.

3. Запуск двигателя в полете

Запуск двигателя в полете необходимо производить на высотах не более 10000 м при скорости полета по прибору $400\text{--}500\text{ км/час}$ и оборотах авторотации не менее 900 об/мин . Ограничения по температуре газа за турбиной и давлению полета в двигателе при запуске в полете такие же, как и при запуске на земле.

Запуск двигателя производится в следующем порядке:

1. Перед запуском убедиться в том, что:
 - рычаг управления двигателем установлен в положение «Стоп»;
 - пожарный кран открыт и топливная автоматика самолета включена;
 - нет выброса топлива из реактивного сопла.

2. Нажать кнопку «Запуск в воздухе». Через 3—5 секунд переместить рычаг управления двигателем на площадку малого газа и следить за показаниями манометра ЭМИ-3Р давления топлива перед форсунками. При достижении давления топлива перед форсунками $6\text{--}9\text{ кг/см}^2$ рычаг управления двигателем нужно плавно переместить по направлению к упору «Стоп» в положение, соответствующее давлению топлива $1,5\text{--}2,5\text{ кг/см}^2$.

4. Перед запуском двигателя при температурах окружающего воздуха ниже минус 40°C (когда полностью слито масло из системы), необходимо непосредственно перед запуском в маслобаки и масляную систему каждого двигателя залить масло, подогретое до температуры $60\text{--}80^{\circ}\text{C}$, в количестве 30 л. После опробывания двигателя нужно проверить уровень масла в баке — масла должно быть по мерной линейке не более 24 л.

5. В процессе запуска двигателя по давлению топлива перед топливными насосами необходимо проверить, не засорен ли фильтр (нет ли обледенения его).

6. При запуске холодного двигателя не допускать повышения давления масла выше $5,5\text{ кг/см}^2$.

7. На работающем двигателе не допускать повышения давления топлива перед форсунками выше 66 кг/см^2 , предупреждая увеличение давления снижением оборотов двигателя.

8. Перед остановкой двигатель необходимо выдерживать на режиме $2500\text{--}3000\text{ об/мин}$ в течение 1—2 минут — во избежание коробления деталей.

Примечания: 1. В случае, если предполагается длительная стоянка самолета при низких температурах (ниже -25°C), разрешается применять разжижение масла бензином, в соответствии с бюллетенем № 48001382.

2. При эксплуатации двигателей на масле МК-6 подогрев турбо-стартеров производить при температуре ниже -40° .

Поддержание двигателя в постоянной готовности к полету

1. Проверить, плотно ли закрыты заглушками воздухозаборник и реактивное сопло двигателя — во избежание попадания в них снега и посторонних предметов.

2. Если при температуре окружающего воздуха ниже минус 40° самолету предстоит стоянка более двух часов, необходимо обязательно слить масло из двигателя сразу же после его остановки.

3. При температуре наружного воздуха ниже минус 25°C и продолжительности стоянки самолета более двух часов рекомендуется включать электрический обогрев контейнера аккумулятора.

Примечание. Обогревательные элементы контейнера аккумулятора включаются под напряжение только при питании электрической сети самолета от аэродромного источника электроэнергии.

2. Выключение двигателя в полете

Для выключения двигателя в полете необходимо:

1. Плавное перевести рычаг управления двигателем на площадку малого газа до упора и выдержать двигатель на оборотах полетного малого газа не менее одной минуты для охлаждения.

2. Перевести рычаг управления двигателем в положение «Стоп».

Для экстренного выключения двигателя в полете необходимо быстро перевести рычаг управления из исходного положения в положение «Стоп» и закрыть пожарный кран.

Экстренное выключение двигателя производить в следующих случаях:

- появление сильных вибраций (тряски);
- чрезмерное и резкое повышение температуры газа за турбиной выше допустимого предела;
- возникновение пожара в отсеке двигателя.

3. Запуск двигателя в полете

Запуск двигателя в полете необходимо производить на высотах не более 10000 м при скорости полета по прибору $400\text{--}500\text{ км/час}$ и оборотах авторотации не менее 900 об/мин . Ограничения по температуре газа за турбиной и давлению полета в двигателе при запуске в полете такие же, как и при запуске на земле.

Запуск двигателя производится в следующем порядке:

1. Перед запуском убедиться в том, что:
 - рычаг управления двигателем установлен в положение «Стоп»;
 - пожарный кран открыт и топливная автоматика самолета включена;
 - нет выброса топлива из реактивного сопла.

2. Нажать кнопку «Запуск в воздухе». Через 3—5 секунд переместить рычаг управления двигателем на площадку малого газа и следить за показаниями манометра ЭМИ-3Р давления топлива перед форсунками. При достижении давления топлива перед форсунками $6\text{--}9\text{ кг/см}^2$ рычаг управления двигателем нужно плавно переместить по направлению к упору «Стоп» в положение, соответствующее давлению топлива $1,5\text{--}2,5\text{ кг/см}^2$.

Остановить рычаг управления двигателем в этом положении и следить за увеличением оборотов двигателя.

Примечание. Если через $25 \div 30$ секунд после нажатия кнопки обороты двигателя при запуске не растут, рекомендуется кратко временно, на $2 \div 3$ секунды, отпустить, а затем снова нажать кнопку «Запуск в воздухе».

3. При уверенном увеличении оборотов кнопку «Запуск в воздухе» следует отпустить и при оборотах $2000 - 2300$ в минуту рычаг управления двигателем плавно перевести на площадку малого газа.

При замедленном росте оборотов («зависании») рычаг управления двигателем следует незначительно переместить назад.

Если в течение 60 секунд с момента нажатия кнопки «Запуск в воздухе» обороты двигателя не возрастают, запуск двигателя прекратить, отпустив кнопку, и установить рычаг управления двигателем в положение «Стоп». Перед вторичной попыткой запуска необходимо продуть двигатель на оборотах авторотации в течение не менее одной минуты.

4. Через минуту после выхода двигателя на обороты полетного малого газа необходимо перевести его на требуемый для полета режим.

Примечания: 1. При запуске двигателя в полете запрещается нажимать кнопку «Запуск».

2. Выход на максимальные обороты должен производиться за время не менее 3 минут с момента выхода двигателя на обороты малого газа.

3. Допустимое количество запусков двигателя в воздухе определяется из расчета, что общий расход пускового топлива на один запуск двигателя на земле не более 4 л, а на один запуск в полете — не более 0,75 л, емкость бака пускового топлива составляет 40 л.

В случае самопроизвольного выключения одного двигателя в полете следует немедленно перевести рычаг управления двигателем в положение «Стоп».

После продувки двигателя на оборотах авторотации в течение минуты произвести запуск, как указано выше.

В случае самопроизвольного выключения обоих двигателей в полете командир корабля обязан:

1. Немедленно установить рычаги управления двигателем в положение «Стоп», перевести самолет в режим экстренного снижения и подать команду бортрадисту

«Включить питание аварийных приборов». По этой команде бортрадист обязан установить выключатель питания аварийных приборов от аккумулятора (на панели управления источниками электроэнергии) в положение «Включено».

2. Подать команду экипажу: «Выключить все потребители». По этой команде члены экипажа выключают в кабине экипажа и в буфете АЗС и выключатели всех потребителей электроэнергии, за исключением питаемых от аварийной шины и АЗС системы запуска.

3. При достижении самолетом высоты 8000 м и наличии оборотов авторотации не менее 900 об/мин, приступить к запуску двигателей в соответствии с указаниями по запуску двигателя в полете. Если запуск одного двигателя не удался, следует немедленно приступить к запуску другого двигателя.

4. После запуска двигателя перевести его в течение минуты на номинальный режим работы, включить выключатели необходимых потребителей электроэнергии и все АЗС и приступить к запуску второго двигателя.

В случае невозможности запуска двигателей от бортовой сети вследствие разрядки аккумуляторов следует применить аварийный запуск при питании от генераторов авторотирующих двигателей.

Аварийный запуск двигателя в полете производить на высотах до 8000 м при оборотах авторотации двигателей не менее 1100 об/мин следующим образом:

— перевести рычаг управления двигателем в положение «Стоп»;

— выключить генераторы обоих двигателей;

— произвести запуск двигателя так же, как и нормальный запуск в воздухе, но вместо кнопки «Запуск в воздухе» нажимать кнопку «Аварийный запуск» (кнопку «Аварийный запуск» держать нажатой в процессе всего запуска, но не более 60 секунд);

— после запуска одного из двигателей включить генераторы, переключить аккумуляторы на нормальную сеть и произвести запуск второго двигателя;

— после запуска двигателя вывести на режим, необходимый для выполнения полета.

4. Указание на случай появления помпажа двигателя в полете

При возникновении помпажа на высотах до 3000 м рычаг управления двигателем необходимо немедленно перевести на площадку малого газа и затем, выдержав 4—5 секунд, медленным перемещением рычага управления вывести двигатель на требуемый режим, при этом следить за тем, чтобы обороты возрастали плавно, без завысания. Если помпаж двигателя не прекратился, немедленно перевести рычаг в положение «Стоп» и после продувки двигателя на оборотах авторотации произвести запуск двигателя по методике, изложенной в данном Руководстве.

В случае возникновения помпажа на высотах выше 3000 м — немедленно перевести рычаг управления двигателем в положение «Стоп» и после продувки двигателя на оборотах авторотации в течение минуты произвести запуск двигателя. Затем медленным перемещением рычага управления вывести двигатель на требуемый для полета режим.

Примечание. В случае повторения помпажа после запуска необходимо двигатель выключить и продолжать одномоторный полет до ближайшего аэродрома.

По окончании полета выявить причину помпажа и устранить неисправность.

5. Указания по применению чрезвычайного режима

Чрезвычайным режимом разрешается пользоваться в течение не более двух минут при отказе одного из двигателей на взлете.

Перед каждым полетом во время предполетной подготовки самолета бортмеханик обязан проверить наличие пломбы на механизме управления чрезвычайным режимом.

Перед взлетом командир корабля обязан поставить гашетку управления чрезвычайным режимом на пульте в вертикальное положение, при этом будут замкнуты контакты кнопки подготовки электроцепи управления чрезвычайным режимом.

На взлете при отказе в работе одного из двигателей после отрыва, в дополнение к указанию по пилотированию самолета в этом случае,

изложенном в настоящем Руководстве, командир корабля обязан использовать чрезвычайный режим работающего двигателя.

Для этого после парирования стремления самолета к развороту и крену, непосредственно после отказа двигателя, одновременно с началом разгона самолета до скорости 310—315 км/час, командир корабля должен нажать на гашетку управления чрезвычайным режимом и перевести рычаг управления работающего двигателя вперед до упора, после чего выключить отказавший двигатель.

Значения параметров работы двигателей на чрезвычайном режиме по показаниям приборов должны быть следующие:

обороты двигателя	4900 ⁺¹⁵ ₋₁₀ об/мин,
температура газов в реактивном сопле не более	790°C,
давление топлива перед форсунками	57—60 кг/см ² , но не более 90 кг/см ² .

По окончании уборки закрылков и достижении скорости 400 км/час необходимо перевести работающий двигатель на режим, обеспечивающий поддержание скорости по прибору 400 км/час, и отключить механизм управления чрезвычайным режимом поворотом гашетки управления влево.

Механизм управления чрезвычайным режимом следует отключать на оборотах двигателя не выше 4600 об/мин.

В случае необходимости продолжения полета на запасной аэродром после применения чрезвычайного режима двигатель разрешается эксплуатировать в течение 3-х часов на режимах, необходимых для выполнения полета (при отсутствии причин, требующих прекращения полета ранее этого времени).

Предупреждения. 1. Применение чрезвычайного режима двигателя разрешается только один раз.

После полета с применением чрезвычайного режима двигатель снять с самолета, записав в формуляр двигателя его обороты, температуру газов, когда и при каких обстоятельствах применен чрезвычайный режим и продолжительность его использования.

2. При температурах окружающей среды ниже минус 15°C чрезвычайный режим не включать, так как из-за ограниченной производительности топливной аппаратуры двигателя обороты и тяга его

на чрезвычайном режиме не отличаются от оборотов и тяги на максимальном режиме.

3. Во всех случаях полета, кроме взлета, гашетка управления чрезвычайным режимом должна быть повернута влево во избежание случайного включения чрезвычайного режима.

4. Выводить двигатель на чрезвычайный режим при опробовании его на земле категорически запрещается. Система управления чрезвычайным режимом должна быть запломбирована (пломбировка должна препятствовать перемещению корпуса с гашеткой на нажатие кнопки 204КС (№ 2) включения чрезвычайного режима).

II. УКАЗАНИЯ ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ

В течение всего полета экипаж должен следить за работой автоматики топливной системы и за расходом топлива, проверяя количество оставшегося топлива по топливометру и расходомерам.

Контроль за количеством топлива по топливометру вести по сумме, периодически контролируя по группам.

Перед полетом необходимо:

1. Переключатель «Автомат—ручное» поставить в положение «Автомат».

2. Выключатели питания блоков поставить в положение «Включено».

3. Включить выключатели дежурных насосов, которые должны быть включены на все время полета.

Примечание. Выключатели, установленные на верхнем электрощитке пилотов, составляют группу «Включен на все время полета». Выключатели ручного управления при этом должны стоять в положении «Выключено».

Автоматическое управление расходом топлива осуществляется двумя блоками автоматики, включенными параллельно. При отказе одного из блоков второй продолжает управлять нормальным порядком расходования топлива.

Примечания: 1. При работе с одним блоком программа расходования и сигнализации будет задаваться только датчиками работающего блока. Поэтому, в случае неравномерной выработки топлива, симметричное расходование на левый и правый двигатели будет нарушено. При работе на одном блоке необходимо тщательно следить за выработкой топлива по топливометрам и расходомерам.

2. Для проверки работы левого блока автоматики необходимо отключить питание правого блока. Если при этом на верхнем электрощитке продолжают гореть те же желтые лампы, что и при двух включенных блоках, то это значит, что левый блок исправен. Для проверки исправности правого блока отключить питание левого блока и по тем же признакам определить его исправность. В случае выхода из строя автоматики подача топлива не прекращается, так как она обеспечивается дежурными насосами посадочных групп.

3. В случае нарушения программы расходования топлива перейти на ручное управление — для сохранения нормального порядка расходования. Переход на ручное управление необходимо производить при любом нарушении порядка расходования.

4. Для ручного управления переключатель «Автомат—ручное» поставить в положение «Ручное». Выключатели ручного управления должны стоять при этом в положении «Выключено». Для расходования топлива по заданной программе необходимо включать те выключатели ручного управления, под которыми загораются желтые лампы. После включения очередного выключателя предыдущий выключить по истечении 15—20 минут полета.

Предупреждение. Порядок ручного управления расходованием топлива необходимо строго соблюдать во избежание нарушения центровки самолета.

4. После выработки топлива из первой группы баков следует закрыть запорные краны первого и четвертого баков, для чего приподнять красный колпачок на верхнем электрощитке пилотов и установить выключатель в положение «Закрыто».

После полета необходимо выключатели и переключатель «Автомат—ручное» поставить в положение «Выключено».

Измерение топлива. Система позволяет измерять суммарное количество топлива (на один двигатель) и количество топлива в отдельных группах баков. При установке ручки переключателя в положение «I группа» каждая стрелка указателя топливометра будет показывать 50% топлива, находящегося в баках 1—4, так как топливо из этих баков расходуеться на оба двигателя; при установке ручки переключателя в положение «II группа» — количество топлива для самолета Ту-104 в баках 12—19, для самолетов Ту-104А и Ту-104Б — в баках 12—16; в положение «III группа» — для самолета Ту-104 в баках 7—11, для самолетов Ту-104А и Ту-104Б — в баках 17—22 и в положение «IV группа» — (только самолетов Ту-104А и Ту-104Б) в баках 7—11.

Сигнализация. При включенном питании, нормальной работе автоматики и полной заправке топливом подаются сигналы (загораются лампочки сигнализации на верхнем электрощитке пилотов) в следующем порядке:

Самолет Ту-104

1. При полной заправке самолета горит желтая лампочка — включена I группа (баки 1—4).

2. При остатке по 3300—3500 л топлива (как по пра-

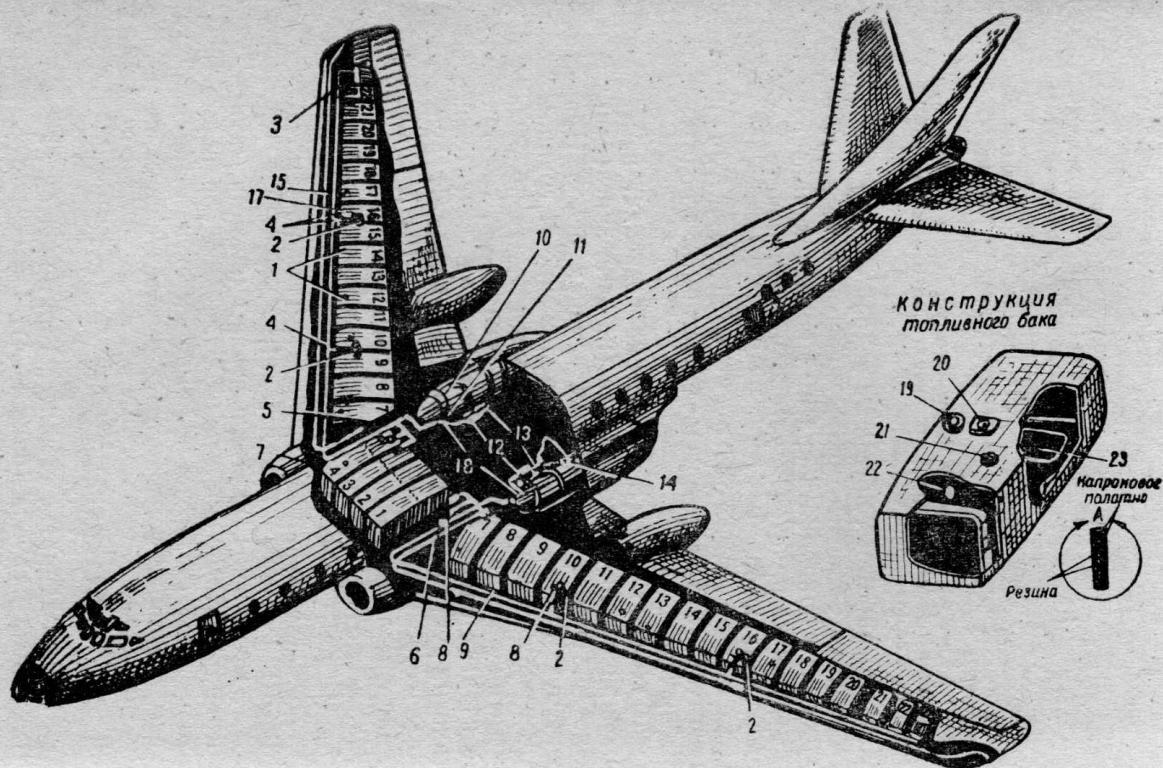


Рис. 33. Система питания двигателей топливом:

1—баки; 2—насосы; 3—сигнализаторы давления; 4—обратные клапаны; 5—кран слива в полете; 6—кран перекрестного питания; 7—заливные горловины; 8—сливные краны; 9—трубопровод подачи топлива к насосу двигателя; 10—насос двигателя МН-12; 11—расходомер; 12—топливомерный радиатор; 13—датчик; 14—расходомер (МН-12); 15—трубопровод слива топлива в полете; 16—сливной кран в полете; 17—сливной кран в полете; 18—сливной кран в полете; 19—сливной кран в полете; 20—сливной кран в полете; 21—сливной кран в полете; 22—сливной кран в полете; 23—сливной кран в полете.

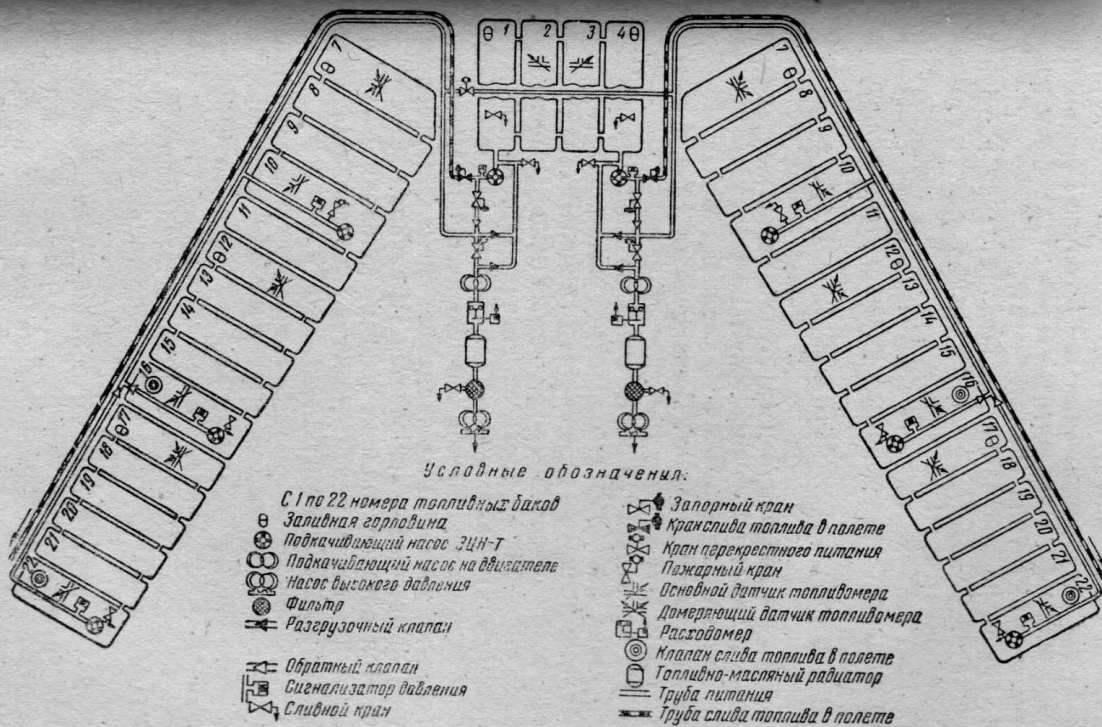


Рис. 34. Принципиальная схема топливной системы.

вой, так и по левой стрелке топливомера) в баках 1—4 загорается 2-я желтая лампочка — включается в работу топливный насос бака № 5.

3. После расходования топлива из баков I группы (до остатка 300—500 л) загорается 3-я желтая лампочка — включается II группа (баки 12—19).

4. После расходования топлива из баков II группы (до остатка 200—300 л) загорается 4-я желтая лампочка — включается III группа.

5. При остатке топлива 3500 л (в баках 7—11) на каждый двигатель загорается красная лампочка «Остаток 30 мин.».

Самолеты Ту-104А и Ту-104Б

1. При полной заправке самолета горит желтая лампочка — включена I группа (баки 1—4).

2. При остатке 4700—5000 л топлива в баках 1—4 загорается желтая лампочка — включается II группа (баки 12—16).

3. После расходования топлива из баков II группы (до остатка 200—300 л) подается сигнал (загорается желтая лампочка) — включается I группа Б (баки 1—4).

4. После расходования топлива из баков I группы (до остатка 600—800 л) подается сигнал (загорается желтая лампочка) — включается III группа (баки 17—22).

5. После расходования топлива из баков III группы (до остатка 200—300 л) подается сигнал (загорается желтая лампочка) — включается IV группа.

6. При остатке топлива 3500 л (в баках 7—11) на каждый двигатель подается сигнал — загорается красная лампочка «Остаток 30 мин.».

Примечание. Загоревшиеся лампочки не гаснут при отключении насосов от групп баков с израсходованным топливом.

Сигнализация одинаково работает как при ручном управлении подкачивающими насосами, так и при автоматическом. Нарушение последовательности подачи сигналов говорит о выходе из строя топливной автоматики.

7. В том случае, если не произойдет включение очередной группы топливных баков, выработка будет происходить из баков дежурной группы. После выработки 600 л из баков дежурной группы сработает сигнал ненормальности. При этом загорится желтая лампочка

III группы и начнется выработка топлива из баков III группы (загорятся зеленые лампочки работы подкачивающих насосов III группы).

Предупреждение. При внеочередном включении III группы необходимо перейти на ручное управление выработкой топлива. Выработку топлива следует начинать с очередной группы баков, в соответствии с программой работы автоматики.

III. ПОЛЕТ С НЕРАБОТАЮЩИМИ ТОПЛИВОПОДКАЧИВАЮЩИМИ НАСОСАМИ

При отказе подкачивающего топливного насоса

ЭЦН-Т какой-либо группы баков в полете, о чем свидетельствует затухание сигнальной (зеленой) лампочки работы насоса, а также возможное падение давления топлива за насосом ЦН-1Д, необходимо:

а) при отказе насоса ЭЦН-Т I группы:

— открыть магистральный топливный кран на время выработки топлива из «IA» или «IB» группы;

б) при отказе насоса ЭЦН-Т II или III группы:

— перевести управление расходом топлива на ручное, а питание двигателей — на очередную группу;

в) при отказе насоса ЭЦН-Т IV группы (в случае отсутствия топлива в остальных группах):

— выключить АЗС отказавшего насоса;

— снизить высоту полета до 7000 метров (в этом случае питание двигателя топливом происходит самотеком).

Если из-за отказа подкачивающего топливного насоса ЭЦН-Т какой-либо группы баков самопроизвольно остановился двигатель, необходимо:

— поставить в положение «Стоп» рычаг управления остановившегося двигателя;

— после выполнения вышеуказанных операций, на случай отказа насоса ЭЦН-Т соответствующей группы баков, произвести запуск выключенного двигателя по методике, изложенной в настоящем Руководстве.

При полете с отказавшим подкачивающим топливным насосом ЭЦН-Т IV группы баков недопустимы большие крены, скольжения и отрицательные перегрузки, так как это может вызвать разрыв потока топлива между баком и насосом ЦН-1Д. Кроме того, недопустим резкий перевод рычага управления двигателями при изменении режима их работы.

При всех случаях отказа подкачивающего топливного насоса ЭЦН-Т полет необходимо продолжать на режиме максимальной дальности до ближайшего запасного аэродрома.

При обесточивании бортсети самолета (подкачивающие топливные насосы не работают) на высотах более 7000 м возможна самопроизвольная остановка двигателей. Поэтому, в случае обесточивания электросети самолета при полетах на высоте более 7000 м, высота полета должна быть снижена до 7000 м, и на этой высоте продолжен полет на режиме максимальной дальности до ближайшего запасного аэродрома. При этом нельзя допускать больших кренов, скольжений и отрицательных перегрузок, так как это может вызвать разрыв потока топлива между баком и ЦН-1Д, а также нельзя допускать резкого перевода рычагов управления двигателями при изменении режима их работы.

Если при полете с обесточенной бортсетью топливо из II и III групп баков к этому моменту не было израсходовано, то его необходимо для сохранения заданной центровки и облегчения полетного веса слить, включив систему аварийного слива. Перед включением аварийного слива необходимо проверить закрытие запорных кранов 1 и 4 баков.

В случае питания топливом двигателей при обесточенной сети от 1—4 баков необходимо помнить, что в этом случае закрытие запорных кранов 1—4 баков производится обязательно при остатке топлива 200—300 л. В противном случае возможна неустойчивая работа двигателей при работе на посадочной группе баков. Контроль за уровнем топлива в «ИБ» группе необходимо вести по времени. При полете по кругу и заходе на посадку следует учитывать, что двигатели при питании их самоотком на режимах выше 4200 об/мин работают неустойчиво и возможна их остановка.

Если в горизонтальном полете или при снижении произошла самопроизвольная остановка обоих двигателей, необходимо произвести их запуск от генераторов авторотирующих двигателей по методике, изложенной в настоящем Руководстве.

IV. ПОЯВЛЕНИЕ В ПОЛете УТЕЧКИ ТОПЛИВА ИЗ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ САМОЛЕТА

При появлении в полете явной утечки топлива из топливной системы самолета необходимо руководствоваться следующим:

1. Если разница в расходах топлива правым и левым двигателями одновременно по показаниям как расходомеров, так и топливомера более 1500 л и не является погрешностью топливомера, что свидетельствует о наличии утечки топлива на участке от расходомера до насоса ПН-28-15, то необходимо:

- выключить двигатель, топливная система которого имеет утечку;

- закрыть пожарный кран выключенного двигателя;

- перейти на режим полета на одном двигателе и открыть магистральный топливный кран для использования топлива со стороны выключенного двигателя.

Примечание. При питании двигателей из I группы баков, общей для обоих двигателей, утечка топлива определяется по разности в показаниях расходомеров правого и левого двигателей (если течь топлива за расходомером) и по увеличенному расходу топлива из этой группы, выявленному по топливомеру.

2. Если по показаниям только топливомера расход топлива при питании двигателей из I группы баков увеличился по сравнению с обычным или разница в расходах топлива правым и левым двигателями при питании их из крыльевых групп баков возрастает (по времени полета), что свидетельствует о наличии утечки топлива на участке от баков до расходомера, то необходимо:

1) При питании двигателей из первой группы баков:

- выключить автоматику расхода топлива;

- перевести управление расходом топлива на ручное, а питание двигателей — на очередную группу;

- по разнице показаний топливомера за время питания двигателей из этой группы в течение 5—7 минут определить двигатель, топливная система которого имеет утечку;

- выключить двигатель, система которого имеет утечку;

2) При питании двигателей из крылье-

вых групп баков выключить двигатель, показания топливомера которого указывают на утечку топлива.

В обоих случаях необходимо закрыть пожарный кран выключенного двигателя, перейти на режим полета на одном двигателе и продолжать наблюдения за показаниями топливомера:

а) если через 5—7 минут после закрытия пожарного крана показания топливомера группы баков, питающей выключенный двигатель, не изменяются, что свидетельствует об утечке топлива на участке от пожарного крана до расходомера, то необходимо открыть магистральный топливный кран и продолжать полет на одном двигателе;

б) если же через 5—7 минут после закрытия пожарного крана показания топливомера группы баков, питающей выключенный двигатель, продолжают изменяться, что свидетельствует о наличии утечки топлива на участке от баков до пожарного крана, то необходимо выключить ручное управление расходом топлива (или автоматику, если она была включенной), а также АЗС дежурного насоса посадочной группы выключенного двигателя (на правой панели АЗС) и продолжать полет на одном двигателе до ближайшего запасного аэродрома.

Предупреждение. В том случае, когда питание двигателя происходит из посадочной группы баков и по создавшейся обстановке требуется использовать топливо, находящееся в остальных группах баков работающего двигателя, необходимо, не открывая магистрального топливного крана, включить ручное управление для расходования топлива.

В случае, если при пилотировании самолета будет наблюдаться значительная тенденция к крену из-за неравномерного расходования топлива из правых и левых баков, то перед посадкой надо слить топливо в соответствии с указаниями по сливу, так как во время посадки тенденция самолета к крену усилится.

V. ТУШЕНИЕ ПОЖАРА НА САМОЛЕТЕ

1. В случае возникновения пожара в отсеке силовой установки выпуск огнегасящего состава из огнетушителей 1-й очереди к очагу пожара происходит автоматически, от сигнала термоизвещателя. Одновременно загорается красная сигнальная лампа-кнопка на щитке «Сигнализация пожара».

При возникновении пожара в силовой установке пилот обязан резким движением перевести рычаг управления загоревшегося двигателя в положение «Стоп» и держать прижатым в этом положении, закрыв пожарный кран.

Скорость самолета должна быть в пределах 410—430 км/час по прибору. Работающему двигателю установить режим, необходимый для выполнения одномоторного полета, и действовать в соответствии с указаниями, изложенными в разделах «Отказ одного из двигателей на взлете», «Отказ одного из двигателей в наборе высоты», «Отказ одного из двигателей в крейсерском полете».

Примечание. Перевод рычага управления двигателем в положение «Стоп» резким движением обязателен, так как при плавном переводе рычага на «Стоп» откроется лента перепуска и воздух, выходящий из компрессора, усилит пожар.

Если пожар не потушен первой очередью огнетушителей, необходимо нажать «Кнопку открытия огнетушителей второй очереди».

2. В случае, когда пожар в отсеке силовой установки обнаружен визуально, а красная сигнальная лампа-кнопка не горит, пожарную систему необходимо включить вручную, для чего выключить (как описано выше) двигатель, закрыть пожарный кран и нажать на лампу-кнопку загоревшегося двигателя. Это действие будет равносильно срабатыванию термоизвещателя.

3. В случае ликвидации пожара огнетушителями первой очереди система должна быть приведена в исходное положение. Для этого надо не ранее чем через 20 секунд после срабатывания первой очереди огнетушителей выключатель на щитке «Сигнализация пожара» поставить в положение «Выключено» и затем снова на «Включено».

При этом сигнальная лампа-кнопка должна погаснуть.

Примечания. 1. Выключатель системы ставить в положение «Выключено» необходимо не ранее чем через 20 секунд после срабатывания огнетушителей, для того чтобы дать возможность давлению в системе сравняться с атмосферным. При наличии в системе давления электромагнитные краны не откроются.

2. Прекращение пожара в отсеке определяется визуально и подтверждается потуханием сигнальной лампы-кнопки при установке выключателя в положение «Выключено» и затем «Включено».

3. Запрещается запуск двигателя после включения системы огнетушения, так как в этом случае при повторном возникновении пожара будут отсутствовать средства пожаротушения.

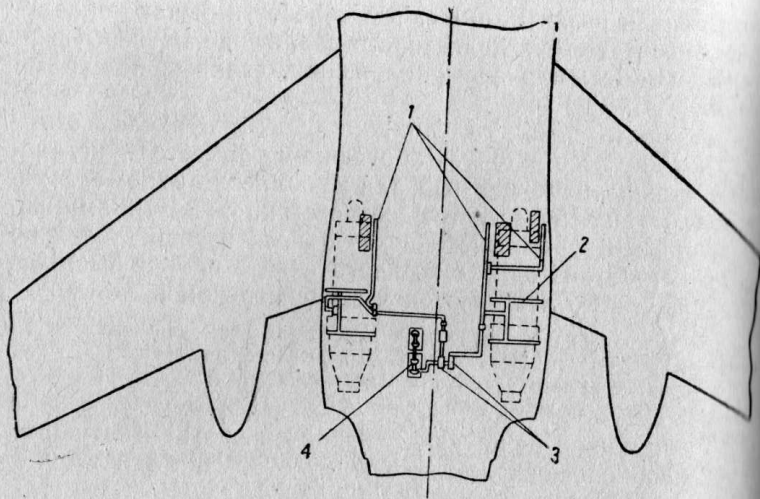


Рис. 35. Монтажная схема противопожарного оборудования:
1—распределительные коллекторы у маслобака и бака пускового топлива; 2—распределительные коллекторы на авиадвигателе; 3—блок пожарных кранов; 4—баллоны ОС-8 с составом «3,5».

4. Если первая очередь огнетушителей использована и система приведена в исходное положение, то в случае вторичного пожара на самолете система автоматически не срабатывает. В этом случае при загорании красной лампы-кнопки на щитке «Сигнализация пожара» необходимо нажать «Кнопку открытия огнетушителей второй очереди».

При визуальном обнаружении вторичного пожара (сигнальная лампа не горит) необходимо для включения пожарной системы нажать на лампу-кнопку загоревшегося двигателя и затем на кнопку включения второй очереди огнетушителей.

5. Если пожар возник внутри кабин самолета, то члены экипажа под руководством бортмеханика должны немедленно приступить к его ликвидации при помощи ручных углекислотных огнетушителей, установленных по одному в кабине пилотов, в буфете и в заднем гардеробе.

При этом ни в коем случае не допускать перемещения пассажиров и скопления их в хвостовой и головной

части самолета, так как это приведет к недопустимому изменению центровки. При возникновении пожара в кабине бортрадист по команде командира корабля выключает генераторы и переключает аккумулятор на режим обесточенной сети. После ликвидации пожара включает генераторы и переключает аккумулятор на нормальную сеть.

6. Если в полете пожар на двигателе или в кабине ликвидировать не удастся, то командир корабля после доклада об этом бортмеханика немедленно производит экстренное снижение (в соответствии с имеющимися указаниями) для производства вынужденной посадки.

VI. А. УКАЗАНИЯ ПО ПИЛОТИРОВАНИЮ САМОЛЕТА ПРИ ПОМОЩИ АВТОПИЛОТА АП-5-2' (АП-5-2М)

Перед выруливанием на старт необходимо:

— убедиться, что АЗС автопилота включен, на пульте АП рукоятки центрирования и чувствительности установлены в положение «Стрелка вверх», рукоятки порций и координированного разворота— по фиксированным отметкам (на пульте управления), рукоятка координированного разворота— в положение «Центр»; ручку переключателя строевой рукоятки, если она установлена на самолете, поставить в положение «Выкл.»; строевая рукоятка должна свободно, без заеданий, переключаться вперед и назад, вправо и влево;

— включить общий выключатель пульта управления для того, чтобы при рулении не повредить подшипники гироскопов от возможных толчков о неровности рулежной дорожки и взлетно-посадочной полосы.

Перед взлетом необходимо выключить общий выключатель с целью предупреждения возможного случайного включения одной из стабилизаций автопилота.

1. Включение автопилота в полете

После взлета на высоте не ниже 1000 м необходимо включить общий выключатель, чтобы к моменту достижения высоты, на которой должен быть включен автопилот, агрегаты автопилота успели прогреться.

Примечание. Рулевые машинки автопилота не будут включены до тех пор, пока выключатели «Курс», «Крен», «Высота» не будут включены.

По истечении 8—10 минут полета после включения общего выключателя автопилота нужно включить выключатель «Корректор—Индик. курса».

По достижении высоты эшелона с выходом на горизонтальный полет необходимо сбалансировать самолет триммерами для горизонтального прямолинейного полета. Если самолет до включения автопилота недостаточно сбалансирован триммерами, что недопустимо в пилотировании, то последние будут противодействовать автопилоту и управление не будет стабильным. Контроль балансировки следует производить по авиагоризонту, высотомеру или вариометру, указателю скольжения и ГПК.

Включать автопилот необходимо следующим способом.

В прямолинейном полете на высоте эшелона штурман выключает муфту автопилота и, поворачивая рукоятку установки муфты автопилота, центрирует потенциометр КИП. Отцентрировав КИП, штурман нажимает на рычаг контрольного механизма, застопоривая этим самым муфту автопилота.

Пилот рукоятками центрирования «Крен» и «Курс» гасит сигнальные лампочки «Крен» и «Курс» на пульте управления и последовательно включает выключатели «Крен» и «Курс», после чего подает команду штурману «Включить муфту автопилота». По этой команде штурман включает муфту автопилота и отпускает контрольный механизм. Затем рукояткой центрирования «Высота» пилот гасит сигнальные лампочки «Высота» и включает выключатель «Высота».

Примечание. Если после включения выключателей «Курс» и «Крен» самолет не находится в горизонтальном положении, а стрелка КИП немного смещена в сторону, то пилот должен выключить автопилот, установить самолет в горизонтальное положение и триммерами сбалансировать его. Штурман должен установить стрелку КИП на нуль, после чего пилот вновь включает автопилот. Если после включения выключателя «Высота» вариометр или высотомер показывает снижение или набор высоты, необходимо при помощи рукоятки центрирования «Высота» привести самолет в горизонтальное положение.

2. Пользование автопилотом в полете

С целью повышения безопасности полетов, в случае самопроизвольного отклонения руля в предельное положение при отказе включенного автопилота АП-5-2, уста-

новлены новые ограничения отклонения рулей от автопилота (бюллетень № 345-Э).

Новая регулировка обеспечивает полет с автопилотом во всем диапазоне эксплуатационных режимов на высотах от 8000 м и выше.

При полетах на высотах ниже 8000 м с центровками, близкими к предельно задним, отклонение руля высоты вниз от автопилота может оказаться недостаточным, в результате чего самолет может совершать медленные колебания по высоте и скорости полета. В связи с этим, а также учитывая то, что полеты на высотах ниже 8000 м производятся в течение ограниченного промежутка времени, продольную стабилизацию автопилота на этих высотах следует отключать.

С помощью автопилота разрешается производить:

- а) горизонтальный полет;
- б) выполнение координированных разворотов.

В горизонтальном полете приблизительно в середине маршрута (через 1—1,5 часа полета на автопилоте), а также перед снижением командир корабля обязан производить выключение автопилота для балансировки самолета.

Категорически запрещается производить балансировку самолета триммерами при включенном автопилоте, так как это вызовет значительные нагрузки на органы управления и может привести к резкому, неожиданному для пилота, маневру в момент выключения автопилота.

Если в момент включения автопилота возникает стремление самолета к изменению исходного режима полета по «Высоте», «Крену» или «Курсу», в результате допущенных ошибок командиром корабля или вторым пилотом в пилотировании (неточная балансировка самолета перед включением автопилота, пользование триммером при включенном автопилоте и т. д.), командир корабля должен немедленно на это реагировать и своевременной дачей рулей возвратит самолет в исходный режим полета. При возникновении усилий в этом случае в органах управления (штурвал, педали) необходимо снять их отклонением триммера соответствующего органа управления.

Действия рукоятками центрирования

Если при включенном автопилоте самолет незначительно отклонится от заданного положения вследствие

изменения воздушной скорости, центровки и т. п., то восстанавливать положение самолета следует рукоятками центрирования.

При значительных отклонениях самолета следует выключить рулевые машинки автопилота, вновь сбалансировать самолет триммерами и включить выключатели «Курс», «Крен» и «Высота».

Действия рукоятками чувствительности

Рукоятки чувствительности служат для регулировки необходимой скорости реагирования автопилота. Нормальная чувствительность позволяет производить полет с оптимальной стабилизацией заданного режима полета; чрезмерно большая чувствительность вредна, так как приводит к частым колебаниям системы управления.

Регулируя чувствительность, необходимо поворачивать рукоятку чувствительности по часовой стрелке до тех пор, пока система управления (штурвал, колонка, педали) не начнет колебаться.

После этого следует поворачивать рукоятку чувствительности обратно до тех пор, пока непрерывное колебание рычагов управления не прекратится.

Выполнение координированного разворота

Перед выполнением разворота следует убедиться по ГПК, авиагоризонту и вариометру в том, что самолет летит горизонтально и прямолинейно. В случае необходимости — отрегулировать положение самолета рукоятками центрирования.

При выполнении разворота рукоятка координированного разворота отклоняется из положения «Центр» на нулевую отметку с кратковременной задержкой на ней, а затем далее, по дуге, в сторону заданного разворота. Величина крена при развороте определяется величиной отклонения рукоятки. Максимальное отклонение рукоятки допускается до заштрихованного сектора. При этом угол крена не должен превышать 20—25°.

Предупреждение. Превышение крена свыше 20—25° запрещается, так как при больших кренах возможен удар гироскопа продольно-поперечного стабилизатора об упор, что приведет к резкой перекладке руля высоты, в результате чего возможен выход самолета на опасные углы атаки.

Если при развороте происходит потеря высоты, то для ее поддержания следует пользоваться рукояткой центрирования или строевой рукояткой, если она имеется на самолете.

Для вывода самолета из разворота рукоятка координированного разворота возвращается на отметку «0» и выдерживается в этом положении до полного вывода самолета из крена, после чего рукоятка устанавливается в положение «Центр».

Установка рукоятки в положение «Центр» до полного выхода самолета из крена не допускается, так как это приведет к резкому переходу самолета в обратный крен.

Включение обогрева автопилота

При положительной температуре наружного воздуха на земле обогрев автопилота следует включать после взлета самолета; при температуре от 0 до —12°C — после запуска двигателей, при температуре ниже —12° — за 1 час до полета.

Б. УКАЗАНИЯ ПО ПИЛОТИРОВАНИЮ САМОЛЕТА ПРИ ПОМОЩИ АВТОПИЛОТА АП-6Е, УСТАНОВЛЕННОГО ВМЕСТО АП-5-2

1. Проверка автопилота перед полетом

Командир корабля или второй пилот обязаны проверить работоспособность автопилота на земле до запуска двигателей.

Последовательность проверки:

1) Расстопорить рули самолета и 2—3 раза отклонить их от упора до упора. При этом затирания в органах управления не должно быть.

2) Убедиться, что выключатели «Продольн. стаб.» и «Поперечн. стаб.» установлены в положение «Включено», а рукоятки «Разворот», «Спуск—Подъем» и «Крен» установлены на пульте управления автопилота в среднее положение.

3) Включить АЗС «Питание АП» и «Обогрев АП». Включить выключатель «Обогрев автопилота». Обогрев автопилота следует включать независимо от температуры наружного воздуха.

Примечание. При температуре наружного воздуха ниже минус 20°C обогрев автопилота следует включать за 1 час до вылета.

4) На левой приборной доске включить выключатель «Питание АП-6Е» и сразу нажать кнопку «Арретир ЦГВ», при этом необходимо наблюдать за восстановлением ЦГВ по указателю горизонта. Кнопку следует держать нажатой 40—60 секунд. Допускается 2—3 повторных нажатия кнопки.

Примечание. Включать гироагрегаты автопилота следует за 15—20 минут до взлета.

5) Согласовать показания гирополукомпаса ГПК-52АП с показаниями компаса ДГМК-7 или астрокомпаса ДАК-ДБ-5. Указатели УГПК согласовать с ГПК-52АП. Широтный потенциометр пульта ГПК-52АП установить на широту места взлета.

6) Включить выключатель «Подготовка АП» на пульте управления автопилота и проверить работу автоматического центрирования автопилота по загоранию лампочки «Готовн. вкл. АП» (время автоматического центрирования 3—4 секунды) и готовность к работе корректора высоты по загоранию лампочки «Готовн. вкл. КВ».

Примечание. При отцентрированном положении всех каналов автопилота загорается зеленая лампочка «Готовн. вкл. АП». Если лампочка не загорается, то необходимо добиться ее загорания поворотом рукоятки «Крен».

Проверить работу блокировки включения тормозных соленоидов рулевых машин. Блокировка считается исправной, если при погашенной сигнальной лампочке «Готовн. вкл. АП» (погасить ее можно поворотом штурвала от нейтрала) автопилот не включается после нажатия на кнопку «Вкл. АП», а элероны и рули поворота и высоты самолета могут свободно перемещаться.

7) Убедившись в центрировании всех каналов автопилота по горению или миганию лампочки «Готовн. вкл. АП», включить автопилот нажатием на кнопку «Вкл. АП». При этом лампочка «Готовн. вкл. АП» должна погаснуть, лампочка «Готовн. вкл. КВ» — гореть, рули самолета — зафиксироваться. Приложив усилия к органам управления, убедиться, что силовая часть автопилота включена.

8) Проверить работу рукоятки «Разворот», для чего: — повернуть рукоятку из нейтрального положения последовательно вправо и влево до положения «0», при этом педали и штурвал не должны перемещаться, а муф-

та ГПК-52АП должна отключаться (слышен щелчок в ГПК-52АП);

— повернуть рукоятку вправо до 1-го, а затем до 2-го упоров; штурвал должен повернуться вправо, правая педаль отклониться вперед;

— повернуть рукоятку влево до 1-го, а затем до 2-го упоров; штурвал и педали должны отклониться в обратном направлении;

— установить рукоятку в нейтральное положение.

9) Проверить работу рукоятки центрирования «Крен». При повороте ее вправо (влево) штурвал должен повернуться вправо (влево).

10) Проверить работу рукоятки «Спуск—Подъем», для чего:

— повернуть рукоятку в сторону «Спуск»; колонка должна отклониться вперед;

— повернуть рукоятку в сторону «Подъем»; колонка должна отклониться назад;

— установить рукоятку в нейтральное положение.

11) Включить корректор высоты, для чего при горячей лампочке «Готовн. вкл. КВ» нажать кнопку «Корр. выс.». Если лампочка «Готовн. вкл. КВ» погаснет, то это свидетельствует о включении корректора высоты. Отклонений колонки при этом не должно быть.

Примечание. В момент трогания рукоятки «Спуск—Подъем» производится автоматическое отключение корректора высоты, что определяется по загоранию лампочки «Готовн. вкл. КВ».

12) Проверить работу кнопок быстрого отключения автопилота:

— удерживая органы управления вручную, нажать на кнопку, расположенную на штурвале левого пилота; рули самолета должны мгновенно освободиться от управления автопилотом;

— выключить выключатель «Подготовка АП» и не менее чем через 5 секунд снова включить автопилот;

— удерживая органы управления вручную, нажать на кнопку, расположенную на штурвале правого пилота; рули самолета должны мгновенно освободиться от управления автопилотом.

13) Выключить выключатель «Подготовка АП» и проследить за тем, чтобы на исполнительном старте он был выключен.

2. Пользование автопилотом в полете

При полетах на высотах ниже 8000 метров с центромками, близкими к предельно задним (24—24,5% САХ для Ту-104Б и 26—26,5% САХ для Ту-104А), отклонения руля высоты вниз от автопилота может оказаться недостаточным, в результате чего самолет может совершать медленные колебания по высоте и скорости полета. В подобных случаях автопилот не реагирует на отклонение руля кюатки «Спуск—Подъем» в сторону «Спуск» и его необходимо выключить.

При всех изменениях режима полета, связанных с увеличением или уменьшением приборной скорости более чем на 40—50 км/час необходимо выключать автопилот для перебалансировки самолета.

Включение автопилота

1. Убедиться, что:
 - выключатели «Продольн. стаб.» и «Поперечн. стаб.» установлены в положение «Включено»;
 - рукоятки «Разворот», «Спуск—Подъем» и «Крен» установлены в среднее положение;
 - шторки сигнальных лампочек на пульте управления открыты.

2. Сбалансировать самолет триммерами в установленном режиме прямолинейного горизонтального полета и включить выключатель «Подготовка АП». Через 3—4 секунды должна загореться лампочка «Готовн. вкл. АП».

Если лампочка не загорается, то поворотом рукоятки «Крен» на пульте необходимо добиться ее загорания.

3. При горящей (мигающей) лампочке «Готовн. вкл. АП» на пульте управления нажать кнопку «Вкл. АП». При этом лампочка «Готовн. вкл. АП» погаснет, а самолет будет выполнять режим полета, который был в момент включения автопилота.

4. Приложив усилия к органам управления, убедиться в том, что силовая часть автопилота включена.

Предупреждения: 1) Запрещается включать автопилот, если не горит лампочка «Готовн. вкл. АП».

2) Запрещается включать автопилот в неустановившемся режиме полета (разгон, торможение).

3) Если в момент включения автопилота самолет начинает резко изменять заданный режим полета, необходимо нажатием кнопки

быстрого отключения автопилота на штурвале отключить автопилот. Затем выключить выключатель «Подготовка АП», проверить правильность положения рукояток и выключателей на пульте управления автопилотом, сбалансировать самолет и повторно включить автопилот. При повторении дефекта дальнейшее включение автопилота в полете запрещается.

- 4) Запрещается включать корректор высоты, если не горит лампочка «Готовн. вкл. КВ».

- 5) Запрещается отклонять триммеры при включенном автопилоте.

- 6) В полете с включенным автопилотом один из пилотов обязан непрерывно контролировать работу автопилота.

5. В прямолинейном горизонтальном полете при горящей лампочке «Готовн. вкл. КВ» нажать на кнопку «Корр. выс.»; при этом погаснет лампочка «Готовн. вкл. КВ». Автопилот будет автоматически выдерживать заданную высоту полета, соответствующую высоте включения корректора высоты.

Примечание. В горизонтальном полете через 1—1,5 часа полета с включенным автопилотом, а также в конце набора высоты и перед снижением, автопилот необходимо выключить для балансировки самолета.

Пользование рукоятками управления автопилотом

Управление самолетом через автопилот по курсу осуществляется рукояткой, размещенной на пульте управления.

1. При повороте рукоятки «Разворот» влево или вправо самолет, соответственно, входит в левый или правый координированный разворот. Разворот будет продолжаться до тех пор, пока рукоятка находится в отклоненном положении. Угол крена самолета при развороте определяется величиной отклонения рукоятки от нейтрального положения. Максимальный угол крена самолета при отклонении ее до 1-го упора составляет 15°, а до 2-го упора — 20—25°.

Примечание. Разрешается совершать развороты и довороты в режиме набора высоты или снижения.

Для вывода самолета из разворота рукоятку «Разворот» необходимо медленно возвращать в нейтральное положение.

2. Для вывода самолета в горизонтальный полет необходимо рукоятку «Спуск—Подъем» перевести в ней-

тральное положение. В установившемся режиме горизонтального полета нажатием кнопки «Корр. выс.» вновь включить корректор высоты.

Отключение автопилота

Отключать автопилот рекомендуется в том же режиме полета, в котором производилось его включение. В противном случае может произойти рывок самолета из-за появившейся нагрузки на рулях, вызванный несбалансированностью самолета.

Нормально автопилот отключается выключателем «Подготовка АП» на пульте управления. Перед заходом на посадку необходимо проследить за тем, что он выключен.

В экстренных случаях автопилот можно выключить нажатием любой из кнопок быстрого отключения, установленных на штурвалах пилотов. После этого выключить выключатель «Подготовка АП».

Примечание. Автопилот может быть отключен также выключателем «Питание АП-6Е» или АЗС «Питание АП».

После посадки необходимо выключить обогрев рулевых машин. Выключатель «Питание АП-6Е» следует выключать только после заруливания самолета на стоянку.

Корректировка ГПК-52АП

Корректировку показаний гироскопа ГПК-52АП следует производить через 1—1,5 часа полета по ортодромии; поправку на широту места нужно вводить рукояткой «Широта» на пульте ГПК-52 при изменении ее на 2°.

Примечание. Корректировку показаний ГПК-52АП можно производить при включенном автопилоте.

VIII. ШАССИ. ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ И ВОЗДУШНАЯ СИСТЕМЫ

1. Уборка и выпуск шасси

Основное управление

Уборку шасси в полете следует производить в следующем порядке:

— открыть крышку крана основного управления шасси, которая должна быть законтрена мягкой проволокой ϕ 0,3 мм;

— нажать заднюю кнопку крана основного управления «Уборка» и запереть ее в утопленном положении, для чего повернуть кнопку по ходу часовой стрелки до упора; в начале хода шасси гаснет сигнализация зеленого цвета, в конце хода, после постановки ног на замки, загорается сигнализация красного цвета;

— выдержать систему под давлением 150 кг/см² в течение 5 секунд после загорания последней лампочки сигнализации красного цвета, освободить кнопку «Уборка», повернув ее против хода часовой стрелки, и вытянуть вверх;

— закрыть кнопки крана крышкой и законтрить мягкой проволокой ϕ 0,3 мм.

Выпуск шасси в полете необходимо производить в следующем порядке.

С двухкнопочным краном управления шасси:

— открыть крышку крана основного управления;

— нажать кнопку «Уборка», повернув ее по ходу часовой стрелки до упора, и запереть в утопленном положении;

— нажать кнопку «Выпуск», повернув ее по ходу часовой стрелки до упора, и запереть в утопленном положении;

— освободить кнопку «Уборка», повернув ее против хода часовой стрелки, и вытянуть вверх; в начале хода шасси гаснет сигнализация красного цвета, в конце хода выходит из верхней обшивки гондолы шасси указатель визуального контроля выпуска шасси и загорается сигнализация зеленого цвета;

— через 5 секунд после загорания последней сигнальной лампочки зеленого цвета следует убедиться в том, что давление в системе 150 кг/см², кнопка «Выпуск» надежно повернута до упора, после чего закрыть крышку крана и законтрить проволокой.

На пробеге и рулении система остается под давлением и кнопка «Выпуск» остается в утопленном положении до установки самолета на место стоянки и выхода всех пассажиров из самолета, после чего:

— открыть крышку крана;

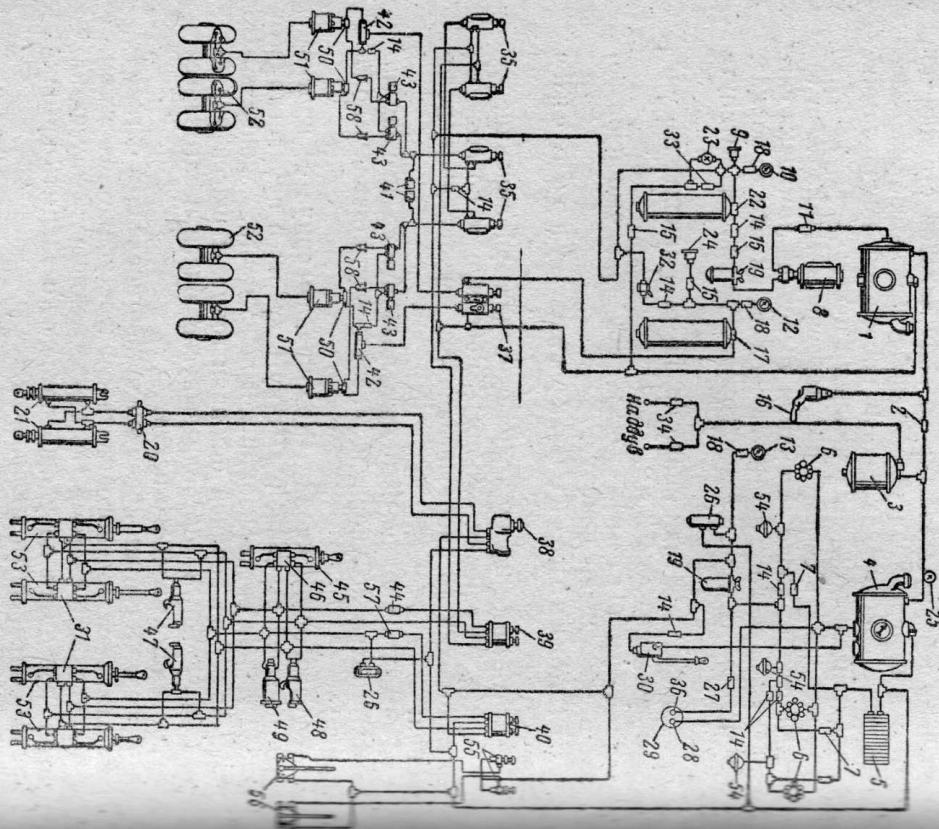


Рис. 36. Принципиальная схема гидросистемы:

1—гидравлический бак тормозной системы; 2—дрессель; 3—дренажный бак; 4—гидравлический бак основной системы; 5—холодильник; 6—насос, агр. 435 ВФ (435 ФТ); 7—решетки с фильтром; 8—насосная станция, агр. 465К; 9—переключатель давления агр. ПДМЭ-150; 10—манометр тормозной системы; 11—клапан разбега; 12—манометр аварийной тормозной системы; 13—манометр основной гидросистемы; 14—обратный клапан; 15—клапан разбега линейный; 16—дренажный клапан; 17—гидроаккумулятор аварийной тормозной системы; 18—дрессель игольчатый; 19—фильтр линейный; 20—кран переключения переднего колеса; 21—цилиндр силовой (демпфер); 22—гидроаккумулятор тормозной системы; 23—перекрывной кран; 24—сигнальный переключатель СПМ-130; 25—манометр дренажной системы МВ-4; 26—предохранительный клапан; 27—обратный клапан; 28—клапан разбега; 29—панель бортового питания; 30—ручной насос НР-01; 31—гидрозамок комбинированный; 32—кран включения; 33—предохранительный клапан; 34—обратный клапан (воздушный); 35—тормозной клапан УГ-92; 36—клапан разбега; 37—клапан аварийного торможения УГ-39; 38—кран управления поворотом переднего колеса; 39—кран шасси (аварийный); 40—кран шасси (основной); 41—гидравлический выключатель УГ-34/2; 42—клапан выключения двойной У228/2; 43—электромагнитный клапан УЭ-24/1; 44—решетка (дрессель); 45—цилиндр подъема переднего шасси; 46—золотниковый распределитель; 47—подвесной замок основного шасси; 48—замок подвески переднего шасси; 49—цилиндр пружинного подкоса переднего шасси; 50—челночный клапан У225/2; 51—понижитель давления УГ-53; 52—тележка основного шасси; 53—цилиндр управления основным шасси; 54—гаситель пульсации; 55—дрессельный кран ГА-171-00-1; 56—стеклоочиститель ГА-211; 57—клапан дрессельный; 58—дрессельный клапан постоянного сопротивления.

— освободить кнопку «Выпуск», повернуть ее против хода часовой стрелки и вытянуть вверх.

Предупреждение. При освобождении кнопки «Выпуск» необходимо следить за тем, чтобы не нажать случайно на кнопку «Уборка», что может вызвать складывание шасси.

— закрыть кнопки крана крышкой, законтрить проволокой и опломбировать.

С трехкнопочным краном управления шасси выпуск шасси производится в следующем порядке:

— открыть крышку крана;

— убедиться в том, что кнопка подъема находится в верхнем положении;

— нажать плавно на малую кнопку с надписью «Выпуск» и выдержать ее в этом положении до давления 150 кг/см^2 , после чего, продолжая нажимать малую кнопку, обжать большую кнопку-звездочку и запереть ее в обжатом положении, для чего повернуть звездочку по часовой стрелке до упора;

— снять руку с кнопки, при этом кнопка должна возвратиться в исходное положение; в начале хода шасси гаснет сигнализация красного цвета, в конце хода загорается сигнализация зеленого цвета;

— через 5 секунд после загорания последней сигнальной лампочки зеленого цвета убедиться в том, что давление в системе 150 кг/см^2 , и закрыть крышку крана.

Предупреждение. В период посадки и руления самолета система шасси остается под давлением. Освобождение кнопки «Выпуск» основного или аварийного крана шасси производится только после заруливания на стоянку и выхода пассажиров. Давление в системе выпуска шасси должно быть стравлено до нуля.

— после остановки самолета открыть крышку;

— освободить кнопку-звездочку (выпуск), повернув ее против часовой стрелки до упора, при этой операции нужно следить за тем, чтобы случайно не нажать малую кнопку.

Аварийное управление

1. При аварийном управлении шасси обе кнопки крана основного управления должны быть вытянуты (не утоплены).

2. Уборка и выпуск шасси (при посадке) от аварийного управления производится посредством самостоя-

тельного (заднего) крана и точно так же, как и по основному управлению.

3. Правильность операций аварийного управления шасси контролируется по загоранию сигнальных лампочек.

Предупреждение. Аварийное управление шасси предназначено для выпуска шасси в случае отказа основной системы.

Уборку шасси при помощи аварийного управления необходимо производить только в случае крайней необходимости с разрешения руководителя полетов.

При этом необходимо учесть, что при использовании аварийной системы в два раза увеличивается время уборки и выпуска шасси.

2. Торможение самолета

На самолете имеется основная и аварийная системы торможения колес главных ног шасси.

Наименьшая длина пробега самолета получается с применением эффективного торможения колес главных ног шасси от основной тормозной системы, с включенным автоматом растормаживания. Применение аварийного торможения колес, при исправной тормозной системе, с целью уменьшения длины пробега или дистанции прерванного взлета нецелесообразно, так как возможный при этом выход из строя шин из-за «юза» не только приведет к увеличению тормозной дистанции, но и может вызвать разрушение колес и трубопроводов тормозной системы.

Основное торможение можно осуществлять как с правого, так и с левого сидений пилотов.

Предупреждение. Одновременное торможение колес от основной системы командиром корабля и вторым пилотом, а также одновременное торможение колес от основной и аварийной систем — не допускается.

На всех колесах основного шасси установлены инерционные датчики автомата растормаживания, предохраняющие авиацины от «юза». Выключатель «Автомат тормозов» должен всегда находиться в положении «Включен» и опломбирован.

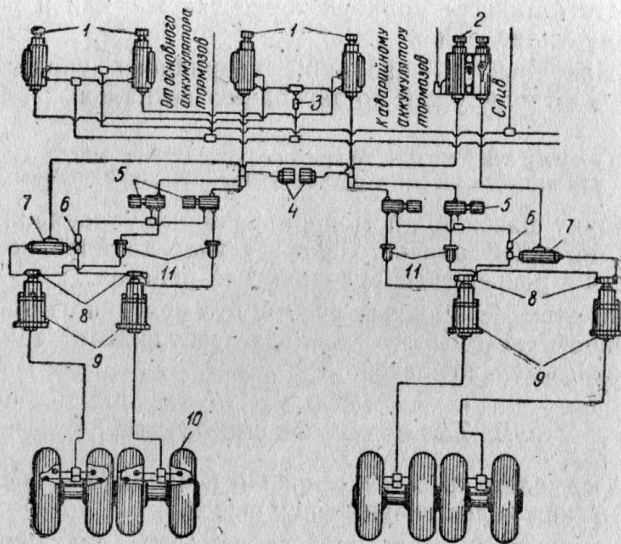


Рис. 37. Принципиальная схема тормозной системы самолетов Ту-104, Ту-104А и Ту-104Б с датчиками УА-24/2, кранами УЭ-24/1 и колесами КТ-16/2У:
1 — клапан основного торможения; 2 — клапан аварийного торможения; 3 — обратный клапан; 4 — гидравлический выключатель УГ-34; 5 — электромагнитный клапан УЭ-24/1; 6 — обратный клапан; 7 — двойной клапан выключения У2-28/2; 8 — челночный клапан У2-25/2; 9 — понизитель давления УГ-53; 10 — тормозные камеры колес; 11 — дроссельный клапан постоянного сопротивления.

Опробование новых тормозов. Пользование тормозами при рулении самолета

Для повышения эффективности тормозов после установки новых колес рекомендуется произвести опробование их на руление самолета с торможением. При этом, во избежание перегрева колес, нельзя допускать интенсивное и длительное торможение.

На рулении самолета со стоянки на старт и с ВПП на стоянку, как правило, нужно пользоваться тормозами только для уменьшения скорости руления или для остановки самолета, не допуская при этом длительного торможения.

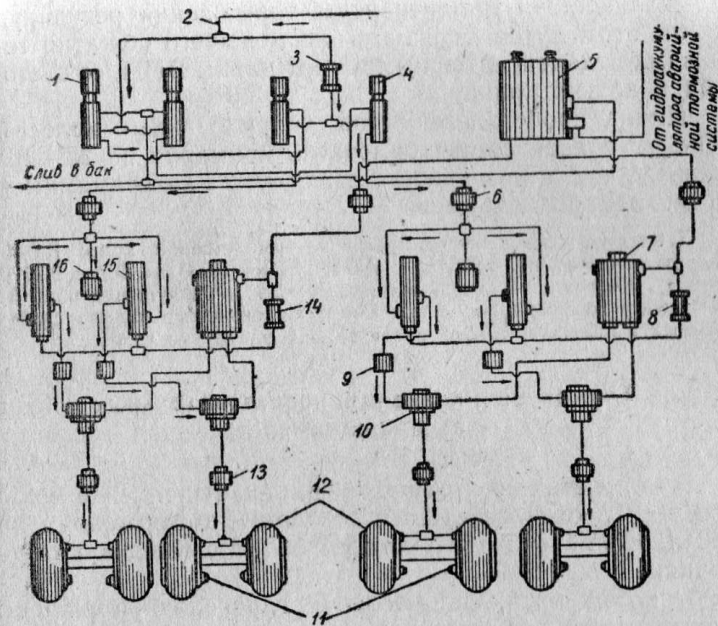


Рис. 38. Принципиальная схема тормозной системы самолетов Ту-104, Ту-104А и Ту-104Б, оборудованных колесами КТ-88/2 с дисковыми тормозами (включена основная тормозная система левого пилота):

1 — клапан основного торможения УГ-92 у правого пилота; 2 — магистраль нагнетания основной тормозной системы; 3 — обратный клапан; 4 — клапан основного торможения УГ-92 у левого пилота; 5 — клапан аварийного торможения УГ-39; 6 — разъемный клапан; 7 — двохвостный дозатор УГ-99/1; 8 — обратный клапан; 9 — дроссель УГ-102-00-4; 10 — челночный клапан УГ-97; 11 — инерционные датчики УА-24/2; 12 — тормозные колеса; 13 — разъемный клапан; 14 — обратный клапан; 15 — электромагнитный кран УЭ-24-100-2, 16 — гидравлический выключатель УГ-34/2

Торможение колес при единичных посадках самолета

Торможение колес на послепосадочном пробеге следует начинать со скорости не более 220 км/час путем плавного нажатия на тормозные педали в первоначальный момент торможения колес.

Дальнейшая эффективность торможения регулируется пилотом путем большего или меньшего обжатия тормозных педалей, в зависимости от длины ВПП, ее состояния и других причин.

Длина пробега самолетов, оборудованных колесами КТ-88/2 с дисковыми тормозами, примерно на 25—20% меньше, чем длина пробега самолетов с колесами, имеющими камерные тормоза.

Предупреждение. Время затормаживания колес КТ-88/2 значительно меньше, чем колес КТ-16/2У, КТ-16/3 (не более 0,75 секунды). Поэтому, во избежание «юза» колес и разрушения шин, при включении тормозов после приземления, тормозные педали следует обжимать плавно и только после полной раскрутки колес.

Торможение колес при последовательных посадках самолета

При полетах по кругу разрешается выполнение не более трех последовательных посадок, с торможением колес КТ-16/2У (КТ-16/3) или КТ-88/2 при следующих условиях:

- посадочный вес не более 58 т, посадочная скорость соответствует посадочному весу в установленных пределах;

- применение неэффективного торможения колес (неполное обжатие тормозных педалей с максимальным использованием длины ВПП);

- после выполнения двух-трех последовательных посадок и заруливания самолета на стоянку необходимо не позднее чем через 2—3 минуты произвести охлаждение колес путем облива их водой и проверить зазоры между тормозной рубашкой и тормозными колодками. Минимальный зазор между колодками и тормозной рубашкой допускается 0,5 мм.

Охлаждение водой следует производить:

- при положительных температурах окружающего воздуха до прекращения парообразования;

- при нулевой и отрицательной температуре окружающего воздуха — до прекращения интенсивного парообразования. При этом не допускается образование льда.

Температура тормозных дисков колеса после его охлаждения не должна превышать +40°C (брызги воды на дисках не шипят).

Аварийное торможение

Аварийная тормозная система является вспомогательной и применяется только в том случае, если основная тормозная система неисправна.

Рабочее положение рычагов аварийного тормозного клапана — вертикальное.

Для аварийного торможения колес правой и левой тележек шасси одновременно необходимо потянуть на себя два сдвоенных рычага тормозного клапана.

Для раздельного торможения колес — потянуть на себя соответствующий (правый или левый) рычаг.

Эффективность торможения от аварийной системы выполняется в зависимости от длины ВПП, состояния ее поверхности и посадочного веса самолета. При этом следует иметь в виду, что аварийная тормозная система не имеет автомата растормаживания колес и при блокировке колес произойдет «юз» колес и выход шин из строя, особенно в первой половине пробега.

При пользовании аварийной тормозной системой следует тормозить плавно, вплоть до полной остановки самолета, избегая лишних растормаживаний, так как это приводит к быстрому израсходованию энергии гидроаккумулятора аварийной тормозной системы.

Предупреждение. При пользовании аварийной тормозной системой не нажимать на тормозные педали клапанов основной тормозной системы.

Торможение на стоянке

Для включения стояночного тормоза необходимо произвести полное обжатие обеих тормозных педалей сиденья левого пилота и вытянуть на себя рукоятку механизма стояночного тормоза.

Постановка самолета на стояночный тормоз должна производиться при запуске и опробовании двигателей, а также после руления самолета до постановки колодок под колеса.

Для отключения стояночных тормозов необходимо полностью обжать обе тормозные педали сиденья левого пилота.

При этом рукоятка механизма стояночного тормоза должна возвратиться в исходное положение.

Продолжительность стояночного торможения не должна превышать для колес КТ-16/2У — 2 часа, а для колес КТ-88/2 — 48 часов.

Предупреждение. Не разрешается применять стояночное торможение колес при неостывших тормозах (при температуре более $+40 \div 60^\circ\text{C}$).

Пользование стеклоочистителями

На самолетах типа Ту-104 установлен стеклоочиститель ГА-211, работающий при давлении гидросмеси 150 кг/см^2 .

Проверка работы стеклоочистителей производится под давлением в гидросистеме 150 кг/см^2 , созданном при помощи наземного гидростенда.

Перед проверкой стеклоочистителей его щитки и стекла кабины пилота должны быть промыты.

Для включения стеклоочистителей необходимо повернуть в открытое положение соответствующий край стеклоочистителя ГА-171.

Скорость движения щетки стеклоочистителя зависит от степени открытия крана.

Максимальная скорость движения щетки (около 200 двойных ходов в минуту) будет при полном открытии крана.

Предупреждение. Стеклоочистители включать на скорости самолета по прибору не более 450 км/час .

При работе щетки по сухому стеклу разрешается производить не более 10 двойных ходов. При более длительной работе и положительных температурах наружного воздуха необходимо смачивать поверхность стекла водой, а при отрицательных температурах — спиртом.

Усилие прижатия щетки к стеклу должно быть $0,5 \div 0,2 \text{ кг}$, которое можно регулировать винтом без разборки щетки.

Бортмеханик должен проверять, чтобы на стекла фюзеляжа кабины пилотов перед вылетом наносилась гидрофобизирующая жидкость ТГ-10, в соответствии с инструкцией по зимней эксплуатации самолета.

Нормальные показания манометров гидравлической и воздушной систем в полете

В полете самолета показания гидравлических и воздушных манометров на приборной доске левого пилота должны быть следующие:

— давление на манометре основной гидросистемы — $150\text{—}130 \text{ кг/см}^2$;

— давление на манометре основной тормозной гидросистемы — $150\text{—}130 \text{ кг/см}^2$;

— давление на манометре аварийной тормозной гидросистемы — $150\text{—}130 \text{ кг/см}^2$;

— давление на манометре воздушной системы — $155\text{—}130 \text{ кг/см}^2$.

VIII. ЭКСПЛУАТАЦИЯ В ПОЛЕТЕ СИСТЕМЫ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ГЕРМЕТИЧЕСКОЙ КАБИНЫ САМОЛЕТА

В герметической кабине самолета должны контролироваться следующие параметры:

- барометрическая высота в кабине;
- перепад между давлениями в кабине и атмосфере;
- скорость изменения высоты в кабине;
- подача воздуха на наддув кабины;
- температура подаваемого в кабину воздуха;
- температура в кабинах.

Эти показатели требуют систематического контроля со стороны бортмеханика. Приборы высотной системы и органы управления ею сосредоточены на приборной доске у второго пилота.

1. До взлета второй пилот должен убедиться, что:

- а) все автоматы защиты АЗС «Обогрев» и «Вентиляция» установлены в положение «Включено»;
- б) запорные клапаны всех магистралей наддува закрыты; для закрытия запорных клапанов четыре нажимных переключателя «Наддув» следует включить на 10 секунд в сторону «Меньше»;
- в) выключатель «Сброс давления» стоит в положении «Нормально»;
- г) выключатель сигнализации падения давления в гермокабине включен.

2. Опробование системы кондиционирования воздуха на земле для определения ее исправности следует производить при опробовании двигателей на режимах малого газа в течение не более минуты, при этом турбоохладильники должны быть выключены. В процессе опробования недопустим расход воздуха более 1 ед ; на самолете, обо-

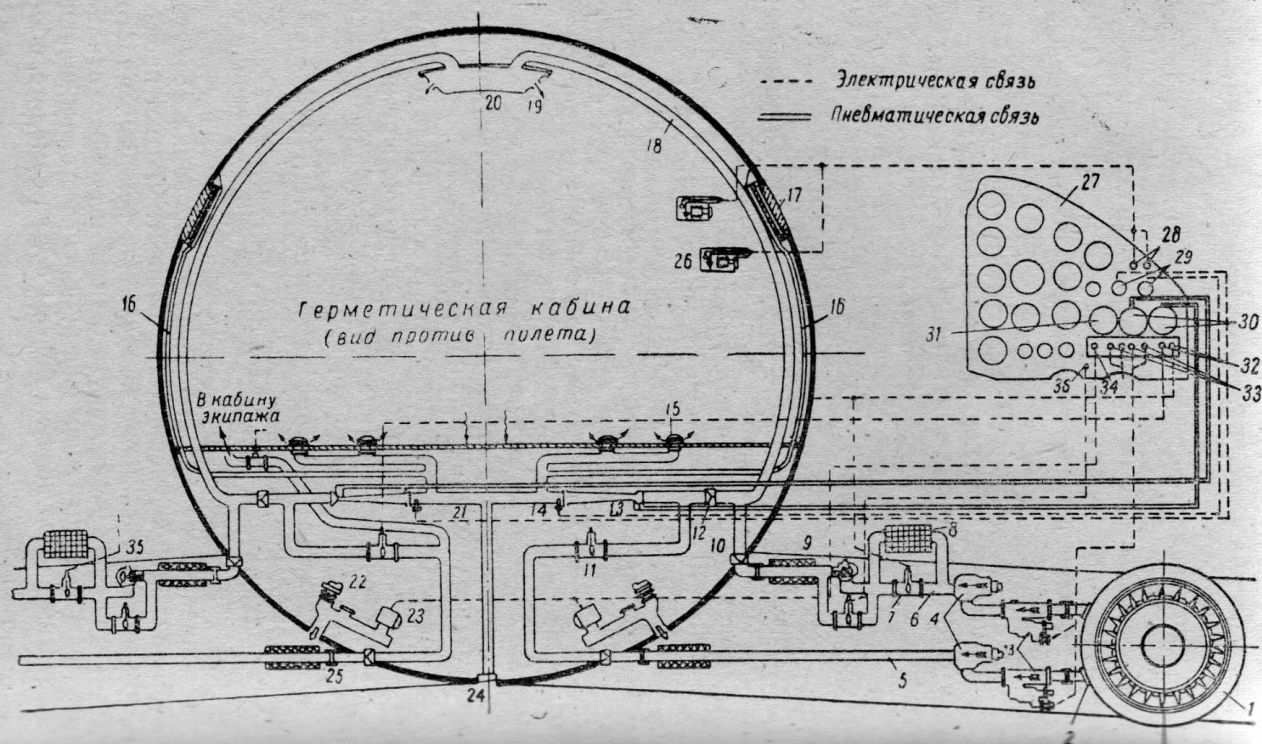


Рис. 39. Принципиальная схема высотного оборудования самолетов Ту-104А и Ту-104Б с недоработанной системой кондиционирования воздуха:

1 — компрессор двигателя; 2 — штуцер 7-й ступени компрессора; 3 — запорный клапан; 4 — ограничитель абсолютного давления; 5 — магистраль горячего воздуха; 6 — магистраль холодного воздуха; 7 — распределитель холодного воздуха; 8 — воздухо-воздушный радиатор; 9 — глушитель шума; 10 — обратный клапан; 11 — распределитель горячего воздуха; 12 — обратный клапан; 13 — датчик расходомера; 14 — датчик термометра; 15 — насадки обогрева ног; 16 — трубопровод обогрева стекла; 17 — окно кабины; 18 — трубопровод короба вентиляции; 19 — насадок; 20 — короб общей вентиляции; 21 — соединительный трубопровод; 22 — автоматический регулятор давления воздуха в кабине; 23 — предохранительный клапан; 24 — штуцер присоединения наземного компрессора; 25 — температурный компенсатор; 26 — сигнализатор падения давления в кабине; 27 — приборная доска правого летчика; 28 — сигналы падения давления в кабине; 29 — указатель температуры воздуха; 30 — указатели расхода воздуха; 31 — указатель высоты и перепада давления; 32 — переключатели регулирования температуры; 33 — переключатели запорных клапанов; 34 — выключатель предохранительных клапанов; 35 — турбохолодильник; 36 — выключатель турбохолодильника

рудованном доработанной системой кондиционирования при включении наддува воздуха от левого двигателя, контроль интенсивности подачи воздуха в кабину осуществляется только по кабинному вариометру, расположенному на приборной доске командира корабля.

При включении наддува кабинный вариометр показывает вертикальную скорость спуска.

При проверке системы кондиционирования не допускается перепад давления между кабиной и атмосферой более $0,05 \text{ кг/см}^2$ и температура в горячей магистрали — более 120°C .

3. При температуре воздуха в кабинах выше $+25^\circ\text{C}$ необходимо произвести охлаждение кабин так, чтобы перепад между температурой наружного воздуха и температурой в кабине составлял $10 \div 12^\circ\text{C}$.

Охлаждение следует производить наземным кондиционером. Штуцер для подсоединения кондиционера расположен в нижней части фюзеляжа в районе $28 \div 29$ шпангоутов. (Перед началом кондиционирования необходимо открыть лючки в коробе вентиляции).

4. При температуре воздуха в кабинах ниже $+5^\circ\text{C}$ необходимо подогреть кабины наземным кондиционером до температуры $20 \div 25^\circ\text{C}$.

5. Систему кондиционирования воздуха следует включать после взлета на высоте $300 \div 600 \text{ м}$ короткими импульсами, при этом скорость изменения высоты в герметической кабине по кабинному вариометру не должна превышать 3 м/сек .

6. При эксплуатации самолета в жаркое время года необходимо:

а) перед взлетом закрыть перепуск мимо воздухоподводящего радиатора (В.В.Р.) и включить турбоохладители (Т.Х.) — (нажать переключатель «Вентиляция» и «Т.Х.» на 50 секунд в сторону «Хол.»).

б) после взлета полностью включить наддув только по линии вентиляции;

в) в линии вентиляции вручную поддерживать возможно низкую температуру (но не ниже -10°C); для повышения температуры в линии вентиляции необходимо открывать перепуск воздуха мимо Т.Х. (переключатель «Т.Х.» в сторону «Тепл.»), а затем, после полного открытия заслонки перепуска Т.Х. (время срабатывания засло-

нок Т.Х. и В.В.Р. составляет $20 \div 50$ секунд) можно открыть заслонку перепуска воздуха мимо В.В.Р.

Для понижения температуры в линии вентиляции надо сначала закрыть заслонку В.В.Р., а затем закрыть заслонку Т.Х.

г) при достижении в кабинах температуры 20°C открыть запорные клапаны магистралей горячего воздуха и распределители горячего воздуха; поддерживать в горячей магистрали температуру $40 \div 60^\circ\text{C}$ и в холодной магистрали $15 \div 17^\circ\text{C}$;

д) на крейсерской высоте полета расход воздуха должен составлять $3,5\text{—}4,5$ единицы от каждого двигателя (1 ед соответствует подаче 250 кг/час) на самолетах с доработанной высотной системой расход воздуха по линии вентиляции $8 \div 15$ ед, по линии обогрева $3 \div 7$ ед (1 ед по линии вентиляции соответствует у земли 160 кг/час , а на высоте 10000 м — 100 кг/час ; 1 ед по линии обогрева соответствует у земли 110 кг/час , а на высоте 10000 м — 90 кг/час).

е) для повышения температуры в кабине экипажа выключатель «Обогрев кабины экипажа» включать импульсами в сторону «Больше»;

ж) при необходимости повысить температуру в пассажирских кабинах следует увеличить температуру подаваемого воздуха в линии вентиляции до 20°C или в линии обогрева — до $60 \div 80^\circ\text{C}$;

з) при снижении самолета температура в кабинах должна поддерживаться 20°C , а в линии вентиляции $15 \div 17^\circ\text{C}$;

и) при заходе на посадку на высоте $300 \div 600 \text{ м}$ выключить короткими импульсами наддув кабины.

7. При эксплуатации самолета в холодное время необходимо:

а) перед взлетом выключить Т.Х. (нажать переключатель Т.Х. в сторону «Тепл.» на 50 секунд);

б) переключатели «Обогрев кабины экипажа» и «Обогрев пассажирской кабины» установить на $25 \div 30$ секунд в сторону «Больше»;

в) после взлета полностью включить наддув по линии обогрева и вентиляции;

г) до достижения в пассажирских кабинах темпера-

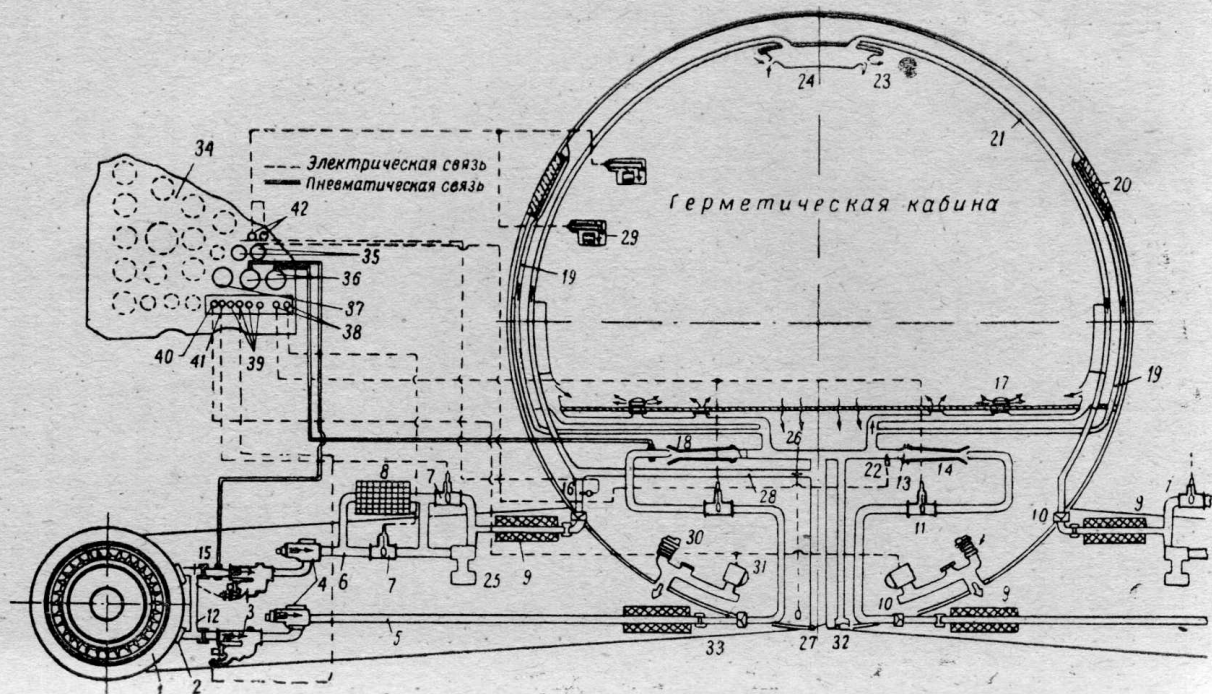


Рис. 40. Принципиальная схема высотного оборудования самолетов Ту-104А и Ту-104Б с доработанной системой кондиционирования воздуха:

1 — компрессор двигателя; 2 — штуцер 7-й ступени компрессора; 3 — запорный клапан; 4 — ограничитель абсолютного давления; 5 — магистраль горячего воздуха; 6 — магистраль холодного воздуха; 7 — распределитель холодного воздуха; 8 — воздухо-воздушный радиатор; 9 — глушитель шума; 10 — обратный клапан; 11 — распределитель горячего воздуха; 12 — трубопровод кольцевания; 13 — обратный клапан; 14 — инжектор; 15 — датчик расходомера холодного воздуха; 16 — датчик термометра холодного воздуха; 17 — насадки обогрева; 18 — датчик расходомера горячего воздуха; 19 — трубопровод обогрева стекла; 20 — окно кабины; 21 — трубопровод короба вентиляции; 22 — датчик термометра горячего воздуха; 23 — насадок; 24 — короб вентиляции; 25 — турбохолодильник; 26 — заслонка наземного кондиционера; 27 — штуцер присоединения наземного кондиционера; 28 — соединительный трубопровод; 29 — сигнализатор падения давления в кабине; 30 — автоматический регулятор давления воздуха в кабине; 31 — предохранительный клапан; 32 — штуцер присоединения наземного компрессора; 33 — температурный компенсатор; 34 — приборная доска правого летчика; 35 — указатели температуры воздуха; 36 — указатели расхода воздуха; 37 — указатели высоты и перепада давления; 38 — переключатели регулирования температуры; 39 — переключатели запорных клапанов; 40 — выключатель предохранительных клапанов; 41 — выключатель турбохолодильника; 42 — сигналы падения давления в кабине.

туры 20°C поддерживать в коробе вентиляции температуру 20 ÷ 40°C переключателем «Вентиляция ВВР» и температуру в линии обогрева 65 ÷ 80°C;

д) на высоте крейсерского полета расход воздуха должен составлять 3,5 ÷ 4,5 ед, а для самолетов с доработанной высотной системой — 8 ÷ 15 ед по линии вентиляции и 3 ÷ 7 ед по линии обогрева.

е) после достижения в кабинах температуры 20°C в линии вентиляции понизить температуру воздуха до 15 ÷ 17°C переключателем «Вентиляция ВВР».

ж) для увеличения или уменьшения температуры в кабинах установить переключатели «Обогрев» соответствующих кабин в положение «Тепл.» или «Хол.»;

з) при заходе на посадку на высоте 300 ÷ 600 м включить короткими импульсами наддув кабины.

8. При полете по кругу (тренировочные полеты, уход на второй круг) следует включить подачу воздуха по линии вентиляции, а в случае понижения температур включить в кабинах подачу и по линии обогрева.

9. Осуществлять контроль за работой системы регулирования давления в герметической кабине. При этом:

а) на высотах от 0 до 4400 ÷ 5500 м при установке на самолете автоматических регуляторов давления типа 469 в кабине должно поддерживаться постоянное абсолютное давление, равное 760^{+30} мм рт. ст., что соответствует высоте в кабине 0 — 300 м;

б) на высотах более 4400 ÷ 5500 м в кабине должно автоматически поддерживаться избыточное давление $0,5 \pm 0,02$ кг/см², что следует строго контролировать по УВПД по достижении указанных высот в наборе и крейсерском полете;

при непрерывном снижении самолета с крейсерской высоты полета до высоты 5000 м с вертикальной скоростью 8 ÷ 12 м/сек происходит падение избыточного давления в кабине, что связано с особенностью работы регуляторов давления, имеющих чувствительный демпфер; в таблице приведены допустимые значения избыточного давления в кабине (при его начальном значении $0,5$ кг/см² и настройке демпфера на 0,18 мм рт. ст./сек.) при снижении самолета с различных высот полета:

Таблица 22

Высота начала снижения, м	11000		10000		9000		8000		7000	
Вертикальная скорость самолета, м/сек	8	12	8	12	8	12	8	12	8	12
Избыточное давление в кабине на высоте 5000 м, кг/см ²	0,334	0,285	0,347	0,304	0,365	0,332	0,39	0,357	0,42	0,402

при прекращении снижения самолета в указанном диапазоне высот падение избыточного давления в кабине прекращается и происходит рост его до 0,5 кг/см²;

в) при настройке регулятора на абсолютное давление 760 мм рт. ст. и избыточном давлении 0,48 ÷ 0,52 кг/см² барометрическая высота в герметической кабине определяется величинами, приведенными в таблице 23;

г) в полете с пассажирами при снижении и наборе высоты скорость изменения высоты в герметической кабине, в зависимости от высоты полета, не должна превышать 3 м/сек;

д) в случае экстренного покидания самолета после посадки для беспрепятственного открытия дверей и люков включить выключатель «Сброс давления»;

е) при возникновении пожара на двигателе, появлении в кабине дыма или запаха гари — прекратить подачу воздуха на наддув кабины от неисправного двигателя;

ж) при увеличении перепада давления между кабиной и атмосферой выше 0,55 кг/см² уменьшить подачу воздуха в кабину от двигателей, следя за величиной перепада; если избыточное давление при этом не понижается, произвести аварийное снижение самолета до высоты 4000—4500 м.

В случае вынужденной посадки самолета вне аэродрома разгерметизировать кабину на высоте 1500 м над предполагаемой высотой места посадки:

Перепад давления		Высота полета, м								
кг/см ²	мм рт. ст.	4000	5000	6000	7000	8000	9000	10000	11000	12000
0,48	353	0	20	607	1162	1684	2172	2626	3046	3425
0,49	360	0	0	521	1071	1588	2072	2521	2936	3311
0,50	367,7	0	0	435	981	1493	1972	2417	2827	3198
0,51	375	0	0	351	891	1400	1874	2314	2720	3086
0,52	382	0	0	267	803	1306	1776	2212	2614	2976

При внезапном резком падении давления в кабине или аварийной разгерметизации кабин на высоте полета более 6000 м — произвести аварийное снижение самолета до высоты 4000 ÷ 4500 м.

Эксплуатация в полете кислородного оборудования

Открыть вентиль кислородного прибора КП-24М, при этом манометр МК-13М (на приборной доске) должен показать фактическое давление кислорода в бортовых баллонах, т. е. бортовой запас кислорода. Гофрированный шланг маски КМ-16 или КМ-32АГ соединить с дыхательным шлангом прибора КП-24М. Надеть на лицо маску (предварительно подогнанную по размерам головы). Исправность работы прибора контролируется по движению лепестков индикатора «ИП» при вдохе и выдохе через маску.

В нормальном полете при загерметизированной кабине кран подсоса воздуха на приборе КП-24М должен быть установлен в положение «Смесь».

При затрудненном дыхании или плохом самочувствии следует пользоваться аварийной подачей кислорода, для чего повернуть рукоятку крана «Аварийная подача» в положение «Открыто».

При этом необходимо помнить, что расход кислорода при аварийной подаче значительно больше.

Предупреждение. Особенностью прибора КП-24М является то, что он может продолжать подавать кислород после того, как маска снята с лица. Это явление происходит вследствие того, что под мембраной легочного автомата образуется разрежение от прохождения кислорода через инжектор. Для предотвращения произвольной подачи кислорода прибором необходимо закрыть на некоторое время отверстие выхода кислорода из маски или сделать выдох в маску.

В полете необходимо периодически контролировать работу комплекта прибора КП-24М по индикатору «ИП» и давление кислорода, т. е. его бортовой запас по манометру МК-13М.

После пользования прибором нужно снять с лица маску, уложить ее в бортовую сумку, закрыть приборный вентиль.

Переносный кислородный прибор КП-21 предназначен для пассажиров. С этим прибором применяется маска КМ-15 с упрощенным креплением.

Для пользования прибором следует вынуть его из кронштейна, открыть вентиль и проверить давление кислорода по манометру на приборе.

Присоединить штуцер шланга маски к присоске на приборе и надеть на лицо маску.

Прибор КП-21 отрегулирован на подачу кислорода, начиная с высоты в кабине 1100 ÷ 1200 м. Прибор имеет кран ручной регулировки.

Переносный кислородный прибор КП-19 предназначен только для членов экипажа и используется с маской от прибора КП-24М. Прибор КП-19 имеет манометр и запорный вентиль, который должен быть открыт при пользовании прибором.

Пользование прибором КП-19 аналогично пользованию прибором КП-24М.

Бортовой запас кислорода обеспечивает двух летчиков на всю дальность полета самолета, а остальных членов экипажа и бортпроводников — в терапевтических целях, согласно приказу ГУГВФ № 382 от 26 сентября 1958 г.

Кроме того, этот запас позволяет производить подзарядку кислородом баллонов переносных приборов на борту самолета.

Продолжительность пользования в загерметизированной кабине переносными приборами:

КП-21 с баллонами емкостью 1,8 л — 12—15 минут,

КП-21 с баллонами емкостью 7,5 л — 35—40 минут,

КП-19 с баллонами емкостью 7,5 л — 40—45 минут.

IX. ЭКСПЛУАТАЦИЯ РАДИООБОРУДОВАНИЯ

1. Перечень радиооборудования

Радиооборудование самолетов Ту-104, Ту-104А и Ту-104Б состоит из следующих установок:

1. Самолетного переговорного устройства СПУ-10.
2. Усилителя динамика летчика УДЛ-1 (УДЛ-2) или громкоговорящего устройства СГУ-15.
3. Двух комплектов УКВ радиостанций.
4. Двух комплектов радиоконпасов АРК-5.
5. Аппаратуры захода на посадку по системам СП-50 и ИЛС в составе курсового радиоприемника КРП-Ф, глиссадного радиоприемника ГРП-2, маркерного радио-

приемника МРП-48 или МРП-56П, амплитудной приставки АП и блока демпфирующих конденсаторов.

6. Радиовысотомера РВ-2 с приставкой С-2В.

7. Радиолокатора РБП-4Г.

8. Аппаратуры диспетчерского контроля.

9. Связной радиостанции (передатчик 1-РСБ-70 с приемником УС-9).

Примечание. 1. Амплитудная приставка АП для захода на посадку по системе ИЛС и приставка С-2В к радиовысотомеру РВ-2 на части самолетов не установлены.

2. На ряде самолетов имеется второй (резервный) передатчик 1-РСБ-70 с умформером У-600.

3. На части самолетов аппаратура диспетчерского контроля может отсутствовать.

2. Защита цепей питания радиооборудования

Все самолетные радиоустановки имеют защиту цепей питания, которая обеспечивается по постоянному току автоматами защиты типа АЗС, а по переменному току — плавкими предохранителями.

Кроме этих элементов защиты, в цепях питания радиоаппаратуры имеются плавкие предохранители, установленные непосредственно в самой радиоаппаратуре.

Основные сведения о всех средствах защиты цепей питания радиооборудования самолетов Ту-104, Ту-104А и Ту-104Б приведены в таблице 24.

Примечания. 1. В некоторых умформерах У-600 вместо плавких предохранителей на 20 и 40 а могут быть установлены автоматы защиты.

2. Предохранитель АЗС переговорного устройства СПУ-10 на некоторых самолетах одновременно используется для питания реле РП-2 усилителя динамика пилотов и реле РП-6 выхода на радиостанцию РСИУ-3М № 2.

3. В блоке АБВ некоторых радиостанций РСИУ-5Г могут быть следующие предохранители: четыре предохранителя по 1 а и два по 0,25 а.

3. Включение радиоустановок и особенности их использования на самолете

Перед включением радиоустановок самолета необходимо убедиться в том, что напряжение бортовой сети постоянного тока равно 28—28,5 в и что все автоматы защиты радиоаппаратуры включены. Затем нужно включить питание преобразователя ПО-3000 и при необходимости отрегулировать его напряжение до величины 115 в.

Таблица 24

Предохранители радиооборудования самолета

№ п/п.	Аппаратура	Количество предохранителей	Тип предохранителя	Номинальный ток, а	Место установки предохранителя
1	2	3	4	5	6
1	Передатчик 1-РСБ-70 связной радиостанции (рабочий) . . .	1	АЗС-40	40	Правая панель АЗС или панель АЗС радиста
		2	—	1	Фильтр умформера У-600
		1	—	20	»
		1	—	40	»
2	Передатчик 1-РСБ-70 связной радиостанции (резервный) . . .	1	АЗС-40	40	Правая панель АЗС или панель АЗС радиста
		2	—	1	Фильтр умформера У-600
		1	—	20	»
		1	—	40	»
3	Переключение связных радиостанций	1	АЗС-5	5	Панель АЗС радиста
4	Приемник УС-9 связной радиостанции	1	АЗС-5	5	Правая панель АЗС
		1	—	5	Передняя панель приемника
5	Самолетное громкоговорящее устройство СГУ-15	1	АЗС-5	5	Правая панель АЗС или панель АЗС радиста

№ п/п.	Аппаратура	Количество предохранителей	Тип предохранителя	Номинальный ток, а	Место установки предохранителя
1	2	3	4	5	6
6	Преобразователь МА-100 . . .	1	АЗС-15	15	Правая панель АЗС или панель АЗС радиста
		1	СП-2	2	РК питания РСИУ-3М от аккумулятора
		1	СП-5	5	»
7	Радиостанции РСИУ-5Г №№ 1 и 2	2	АЗС-10	10	Правая панель АЗС или панель АЗС радиста
		2	СП-5	5	Панель предохранителей радиста
		2	СП-10	10	Блок АБВ радиостанции
		4	ПЦ-3-30-3	3	»
		2	ПК-30-1	1	»
		2	ПК-30-0,5	0,5	»
		4	ПК-30-0,15	0,15	»
8	Резервный преобразователь МА-250	1	АЗС-30	30	Правая панель АЗС или панель АЗС радиста
		2	СП-5	5	РК питания РСИУ-5Г от аккумулятора
9	Радиостанция РСИУ-3М	1	АЗС-5	5	Панель АЗС радиста
		1	СП-5	5	Панель предохранителей радиста
		1	—	1	Передняя панель блока В
10	Радиостанция РСИУ-5Г	1	АЗС-10	10	Правая панель АЗС или панель АЗС радиста
		1	СП-5	1	Панель предохранителей радиста

№ п/п.	Аппаратура	Количество предохранителей	Тип предохранителя	Номинальный ток, а	Место установки предохранителя
1	2	3	4	5	6
11	Радиокомпасы АРК-5 №№ 1 и 2	1	СП-10	10	Блок АБВ радиостанции
		2	ПЦ-30-3	3	»
		1	ПК-30-1	1	»
		1	ПК-30-0,5	0,5	»
		2	ПК-30-0,15	0,15	»
		2	АЗС-2	2	Панель АЗС штурмана
		2	СП-2	2	Панель предохранителей штурмана
		2	—	5	Щиток управления
		2	—	2	.
		1	АЗС-10	10	Панель АЗС радиста
		2	—	10	Распределительная коробка радиоприемников КРП-Ф и ГРП-2
12	Курсовой и глассадный радиоприемники КРП-Ф и ГРП-2 и амплитудная приставка АП	1	АЗС-10	10	Панель АЗС радиста
13	Маркерный радиоприемник МРП-48 или МРП-56П	—	—	—	Защита производится предохранителями радиоконпасов (МРП-48) или глассадного радиоприемника (МРП-56П)
		—	—	—	Правая панель АЗС
14	Ответчик № 1	1	АЗС-5	5	Панель предохранителей радиста
15	Ответчик № 2	1	СП-5	5	Панель предохранителей радиста
		1	АЗС-5	5	Правая панель АЗС
256		2	ПК-30-3	3	Щиток ответчика

№ п/п.	Аппаратура	Количество предохранителей	Тип предохранителя	Номинальный ток, а	Место установки предохранителя
1	2	3	4	5	6
16	Радиолокатор	1	ПК-30-10	10	Щиток ответчика
		1	АЗС-20	20	Панель АЗС штурмана
		1	СП-15	15	Панель предохранителей штурмана
		12	—	1,2 5, 10 и 15	Блок Р15
17	Самолетное переговорное устройство СПУ-10	1	АЗС-5	5	Правая панель АЗС
18	Усилитель динамика летчиков УДЛ-1 или УДЛ-2	1	СП-2	2	Панель предохранителей радиста
19	Усилитель динамика летчиков УДЛ-2	1	—	2	Передняя панель усилителя
20	Радиовысотомер РВ-2	1	АЗС-5	5	Левая панель АЗС или панель АЗС радиста
		1	—	0,25	Передняя панель приемопередатчика
21	Сигнализатор высоты С-2В	1	ПК-30-2	2	Коробка сигнализатора высоты

Включить питание СПУ выключателем СПУ-10, расположенным на электрошитке радиста.

Связная радиостанция

1. На самолетах с двумя передатчиками выбор для работы соответствующего передатчика и антенны осуще-

ствляется с помощью переключателя передатчиков «1-РСБ-70, рабочий — запасной».

2. Управление связной радиостанцией осуществляется бортрадистом. Оба пилота, штурман и лощман могут пользоваться радиостанцией для связи только после предварительного включения и настройки радиостанции бортрадистом.

3. Пользование связной радиостанцией пилотами, радистом и штурманом производится в положении «СВЗ.РС» или «СР» переключателя абонентского аппарата СПУ; а лощманом — в положении «LIAISON».

4. Для включения и использования радиостанции бортрадистом необходимо:

а) убедиться в том, что органы управления и настройки передатчиков установлены в нужное положение;

б) включить питание передатчика;

в) установить переключатель абонентского аппарата СПУ бортрадиста в положение «СВЗ.РС» или «СР»;

г) установить переключатель каналов передатчиков в положение, необходимое для работы или настройки; при этом система автонастройки придет в движение; по окончании цикла работы автонастройки будет свидетельствовать загорание сигнальной лампочки на передней панели передатчика или на пульте дистанционного управления;

д) при необходимости настроить передатчик на заданные частоты по таблицам настройки;

е) включить питание приемника УС-9 переключателем на его передней панели;

ж) настроить приемник на нужную частоту и установить регулятором громкости приемника или абонентского аппарата СПУ необходимую громкость звука в телефонах;

з) для осуществления связи в телефонном режиме установить переключатель рода работы передатчика в положение «ТЛФ» и нажать ножную кнопку под столом радиста;

и) для связи в телеграфном режиме переключатель рода работы передатчика установить в положение «ТЛГ»; телеграфная манипуляция осуществляется ключом, установленным на столике радиста;

к) выключение питания приемника на самолете про-

изводится при помощи выключателя на передней панели приемника.

5. Подслушивание телефонной и телеграфной работы передатчика производится бортрадистом в положении «НЧ» переключателя радиста «Самопод. 1-РСБ-70, НЧ—ВЧ».

В положении «ВЧ» переключателя производится настройка приемника связной радиостанции на частоту передатчика. Для этого переключатель рода работы передатчика «Настройка—работа» нужно установить в положение «Работа», нажать ножную кнопку и поворотом ручки настройки приемника вблизи частоты настройки передатчика добиться нулевых биений в телефонах. Положение «ВЧ» может использоваться для самопрослушивания в случае отказа самопрослушивания по «НЧ».

6. Для использования связной радиостанции пилотами, штурманом и лощманом необходимо:

а) убедиться в том, что радиостанция подготовлена бортрадистом к работе;

б) установить переключатели на абонентских аппаратах СПУ в положение «СВЗ.РС» или «СР» (лощману — в положение «LIAISON»), при этом в телефонах должна быть слышна работа приемника связной радиостанции;

в) для передачи пилоты должны нажимать штурвальную кнопку «Рации», штурман — любую из ножных кнопок, а лощман — свою выносную кнопку.

Командные радиостанции

1. Управление командными радиостанциями — включение питания и выбор волны — осуществляется командиром самолета.

2. Второй пилот, штурман, бортрадист и лощман могут использовать любую командную радиостанцию после того, как командир самолета включит питание нужной радиостанции и соответствующую волну связи.

Использование обеих командных радиостанций на самолете может производиться одновременно и поочередно.

3. Для использования командных радиостанций командиром корабля необходимо:

а) включить питание нужной радиостанции выключателем на мотопульте;

б) установить переключатель абонентского аппарата СПУ в нужное положение;

в) при наличии на мотопульте командира переключателя выбора командной радиостанции (№ 1 или № 2) установить этот переключатель в положение выбранной для работы радиостанции;

г) на пульте управления радиостанций установить рабочий канал или частоту и прослушать работу радиостанции;

д) для передачи нажать кнопку на штурвале с надписью «Рации»;

е) выключение питания радиостанций производить установкой выключателей питания в положение «Выключ.»

4. Использование командных радиостанций с рабочих мест второго пилота, штурмана и радиста осуществляется после установки переключателя на абонентском аппарате СПУ в нужное положение и после установки дополнительного переключателя радиостанций в положение выбранной для работы радиостанции.

Для перехода на передачу второму пилоту необходимо нажать штурвальную кнопку «Рации», а штурману и радисту — ножную кнопку.

5. Использование командных радиостанций № 1 и 2 лощманом производится соответственно в положении «COMMAND (UHF) № 1» и «COMMAND (UHF) № 2» переключателя рода работы абонентского аппарата лощмана.

6. На самолетах, где отсутствуют переключатели выбора радиостанции, использование командных радиостанций № 1 и № 2 пилотами, штурманом и радистом производится в соответствующих положениях переключателя рода работы абонентского аппарата.

7. Если не работают двигатели или генераторы, то командная связь должна осуществляться при питании от аварийной сети самолета и резервного преобразователя МА-100 (РСИУ-ЗМ) или МА-250 (РСИУ-5Г № 1).

При наличии на самолете радиостанций РСИУ-ЗМ и РСИУ-5Г аварийным питанием обеспечивается только радиостанция РСИУ-ЗМ, при наличии двух радиостанций РСИУ-5Г — только радиостанция РСИУ-5Г № 1.

Для обеспечения работы командной радиостанции от резервного источника питания нужно включить питание аварийной сети самолета (на электрошитке генераторов) и резервного преобразователя (выключателем на мото-

пульте командира), после чего поступать так, как указано в пункте 3.

ВНИМАНИЕ! До включения питания резервного преобразователя МА-250 нужно установить переключатель мощности на пульте радиостанции РСИУ-5Г № 1 в положение работы пониженной мощности.

Для улучшения работы командной радиостанции РСИУ-ЗМ № 1 при ее питании от преобразователя МА-100 необходимо, чтобы переключатель питания этой радиостанции, расположенный на передней панели блока питания — за крышкой с надписью «Переключ. питания», был постоянно установлен в положении «МА-100».

8. Следует иметь в виду, что командная радиостанция № 2 работает лучше, чем командная радиостанция № 1; она обеспечивает более громкий прием и лучшую разборчивость речи, ее работе не мешает передача связной радиостанции. Вследствие этого во всех случаях, когда необходимо увеличить дальность командной связи, следует использовать командную радиостанцию № 2.

9. При наличии на самолете одной или двух командных радиостанций РСИУ-5Г для работы необходимо пользоваться выключателями тех радиостанций РСИУ-ЗМ, вместо которых новые радиостанции установлены. Маркировка этих выключателей соответственно изменена. Установка рабочей частоты или рабочего канала включение и выключение подавителя помех и регулировка громкости должны производиться с помощью пульта радиостанции.

Радиокомпасы

1. Включение, настройка и использование радиокомпасов № 1 и № 2 производится штурманом. Радиокомпас № 1 может включаться, настраиваться и использоваться также и командиром самолета.

Второй пилот может прослушивать позывные сигналы приводных радиостанций с выхода обоих радиокомпасов и производить отсчет КУР по своим указателям.

Бортрадист может только прослушивать позывные приводных радиостанций.

2. Указатели КУР штурмана и второго пилота подключаются к радиокомпасам при помощи одного или двух переключателей штурмана. При наличии на самолете одного такого переключателя «Штурман—второй

пилот», использование указателей штурманом и вторым пилотом производится только поочередно. В положении «Штурман» этого переключателя к обоим радиокompасам подключаются указатели штурмана, а в положении «Второй пилот» — оба указателя второго пилота.

При наличии на самолете двух переключателей указателей курсовых углов штурмана и второго пилота с маркировкой «АРК № 1, штурман—второй пилот» и «АРК № 2, штурман — второй пилот» использование указателей штурмана и второго пилота производится в различных комбинациях.

При помощи этих переключателей штурман может:

а) подключить к радиокompасам оба своих указателя или указатели второго пилота;

б) подключать к любому радиокompасу один из своих указателей, а к другому радиокompасу — соответствующий указатель второго пилота.

3. Для использования радиокompасов штурману необходимо:

а) включить питание радиокompасов переключателем на щитках управления радиокompасами;

б) нажать кнопку «Управление» на щитке радиокompаса № 1;

в) установить переключатель «Штурман — второй пилот» указателей курса используемого радиокompаса в положение «Штурман»;

г) установить переключатель абонентского аппарата СПУ в положение «Доп. щт.» или «АРК»;

д) установить переключатель «СПУ-10, АРК-5 № 1 — АРК-5 № 2» в положение радиокompаса, используемого в данный момент;

е) при работе с радиокompасом № 1 установить переключатель антенн в положение работы с нужной антенной (шлейфовой или проволочной);

ж) настроить радиокompасы на нужные радиостанции, после чего использовать их для радионавигации;

з) для выключения радиокompасов установить переключатель рода работы на щитках управления в положение «Выкл.».

4. Для использования радиокompасов командиру корабля необходимо:

а) установить переключатель рода работы на щитке

дистанционного управления радиокompасом № 1 в одно из рабочих положений;

б) нажать кнопку «Управление» на этом же щитке;

в) переключатель на абонентском аппарате СПУ установить в положение «Доп. щт.» или «АРК»;

г) для прослушивания работы радиокompаса № 1 переключатель «Выход на СПУ, АРК-5 № 1 — № 2» установить в положение «АРК-5 № 1»;

д) настроить радиокompас на нужную радиостанцию, после чего использовать его для радионавигации.

Использование радиокompаса № 2 командиром корабля после его настройки штурманом сводится к прослушиванию позывных сигналов наземных радиостанций и к отсчету КУР по указателю.

5. Для прослушивания работы радиокompасов № 1 и № 2 второй пилот должен установить переключатель рода работы на своем абонентском аппарате СПУ в положение «Доп. щт.» или «АРК» и переключатель «Выход на СПУ, АРК-5 № 1 — № 2» — в положение того радиокompаса, работу которого нужно прослушать. Для отсчета показаний КУР по указателям, установленным на приборной доске второго пилота, необходимо, чтобы переключатель «Штурман — правый пилот» соответствующего АРК-5 был установлен штурманом в положение «Правый пилот».

6. Бортрадист может только прослушивать работу обоих радиокompасов, для этого он должен установить переключатель на абонентском аппарате СПУ в положение «Доп. щт.» или «АРК» и переключатель «АРК-5 № 2 — № 1» — в положение того радиокompаса, работу которого нужно прослушать.

7. Для улучшения работы радиокompаса № 1 (обеспечения более точной отметки пролета радиостанции и устойчивости показаний, а также для улучшения прослушивания позывных приводных радиостанций) в качестве его ненаправленной антенны предусмотрена возможность использования (вместо шлейфовой антенны) проволочной антенны связной радиостанции, подключаемой к радиокompасу № 1. Для подключения этой антенны надо установить переключатель антенн штурмана в соответствующее положение.

При использовании проволочной антенны следует иметь в виду, что:

— во время работы радиста на передачу по связной радиостанции или перестройки передатчика с одного канала на другой эта антенна от радиокompаса автоматически отключается;

— девиация радиокompаса при работе с проволочной антенной отличается от девиации радиокompаса, работающего с шлейфовой антенной.

Маркерный радиоприемник

Маркерный радиоприемник никаких органов управления не имеет, а включение его питания производится одновременно с включением системы СП-50 или радиокompасов.

Поэтому для обеспечения работы маркерного радиоприемника при заходе на посадку по любой системе, в том числе в аварийном случае и по системе ОСП-48, должно быть включено питание как аппаратуры СП-50, так и радиокompасов.

Сигнализация работы маркерного радиоприемника осуществляется при помощи звонка в кабине пилотов и сигнальных ламп на приборных досках пилотов.

Радиовысотомер

Включать радиовысотомер и пользоваться им может только командир корабля. Для этого он должен:

- а) включить питание радиовысотомера выключателем, расположенным на указателе высоты;
- б) перед взлетом на старте произвести проверку работоспособности радиовысотомера;
- в) в полете установить соответствующий диапазон измерения высоты переключателем указателя высоты;
- г) выключение питания радиовысотомера производить выключателем на указателе высоты.

Сигнализатор высоты

Включение и выключение сигнализатора производится автоматически, соответственно, при включении и выключении питания радиовысотомера.

Для проверки работоспособности сигнализатора перед полетом или в полете необходимо включить питание радиовысотомера, установить ручку «Метры I диапазона» на щитке сигнализатора сначала в положение «К», а затем перевести ее в любое другое положение, напри-

мер, в положение «90». После этого в течение 4—8 секунд должна работать сигнализация (вспышки лампы сигнализатора в виде точек).

Установить ручку «Метры II диапазона» на щитке сигнализатора в положение «К», а потом перевести ее в любое другое положение, например, в положение «400». При этом также должна работать сигнализация (вспышки лампы сигнализатора в виде тире).

Для использования сигнализатора нужно установить соответствующую ручку на его щитке в положение той высоты, которую необходимо сигнализировать. При снижении самолета до заданной высоты в течение 4—8 секунд будет прерывисто (в виде точек или тире) загораться сигнальная лампа.

Если заход на посадку будет повторяться, то для обеспечения работы сигнализатора высоты требуется превышение высоты полета против заданной на 40 м на первом и на 350 м — на втором диапазоне.

Курсовой и глиссадный радиоприемники

1. Включить и использовать курсовой и глиссадный радиоприемники могут только командир корабля и второй пилот.

2. На большинстве самолетов курсовой и глиссадный радиоприемники могут быть использованы в системе захода на посадку СП-50 и ИЛС, для чего на самолетах установлена амплитудная приставка к курсовому радиоприемнику, обеспечивающая заход на посадку по системе ИЛС.

3. Для использования курсового и глиссадного радиоприемников в системе захода на посадку СП-50 необходимо:

- а) перед включением питания курсового и глиссадного радиоприемников убедиться, что стрелки приборов ПСП-48 находятся строго в центре шкалы; в противном случае нужно установить стрелки в это положение при помощи механических корректоров.

Предупреждение. При включенном питании радиоприемников такая корректировка запрещается, так как может привести к неправильным показаниям прибора;

- б) включить питание радиоприемников выключателем на щитке управления этими приемниками и при на-

личии на самолете амплитудной приставки — установить самолетный выключатель «СП-50—ИЛС» в положение «СП-50»;

в) установить переключатель каналов щитка управления в положение рабочего канала;

г) когда самолет будет находиться в зоне действия наземных маяков, убедиться в работоспособности курсового и глissадного приемников по отклонению стрелок и закрытию бленкеров приборов ПСП-48;

д) проверить электрический баланс курсового радиоприемника, для чего нажать ручку «Баланс — контроль нуля», и если стрелка курса прибора ПСП-48 при этом не установится в центре черного кружка шкалы, то, не отпуская ручку, повернуть ее в ту или иную сторону до установки стрелки в центре черного кружка.

Предупреждение. Вращать ручку баланса с одновременным ее нажатием можно только тогда, когда окна бленкеров приборов ПСП-48 закрыты черными флажками;

е) выключить питание курсового и глissадного приемников выключателем на щитке М-50.

4. Использование курсового и глissадного радиоприемников в системе захода на посадку ИЛС, возможно только на тех самолетах, где установлена амплитудная приставка АП. В этом случае включение и проверка курсового и глissадного радиоприемников производятся также, как и в системе захода на посадку СП-50, и отличаются только следующим:

а) выключатель «СП-50—ИЛС» должен быть установлен в положение «ИЛС»;

б) электрический баланс курсового радиоприемника, работающего с амплитудной приставкой, не проверяется и не устанавливается, т. е. не выполняется пункт 3 «д».

Самолетное переговорное и громкоговорящее устройство

1. Самолетное переговорное устройство (СПУ) обеспечивает телефонную связь между пилотами, штурманом, бортрадистом и техническим составом.

Кроме того, при помощи абонентского аппарата СПУ и дополнительных переключателей пилоты, штурман и бортрадист могут использовать радиоаппаратуру, кото-

рая им необходима для выполнения своих обязанностей в полете.

2. Самолетное громкоговорящее устройство (СГУ) является дополнением к СПУ и вместе с ним позволяет:

— производить громкоговорящую передачу для пассажиров от командира самолета и от бортпроводника;

— осуществлять телефонную связь между командиром самолета и бортпроводником;

— вести громкоговорящий прием в кабине пилотов любой передачи, которую принимает командир самолета;

— производить громкоговорящий прием в кабине штурмана.

3. Для пользования СПУ у пилотов, штурмана, бортрадиста и лощмана имеются абонентские аппараты СПУ с авиагарнитурой.

4. На самолетах с аппаратурой СГУ у командира самолета и штурмана устанавливаются щитки СГУ и микрофоны, у бортпроводника — микрофон и микротелефонная трубка.

5. Включение питания СПУ производит бортрадист с помощью выключателя «СПУ» на электрощитке радиста, а СГУ — с помощью автомата защиты сети «СГУ» на левой панели АЗС.

6. На всех абонентских аппаратах рукоятка переключателя «Сеть № 1 — сеть № 2» может находиться в любом положении.

7. Для питания аппаратуры СПУ и СГУ применяется только напряжение бортовой сети постоянного тока. При этом питание СПУ обеспечивается и от аварийной сети самолета, т. е. от бортовых аккумуляторов.

8. Пилотам, при пользовании авиагарнитурой, для радиосвязи надо нажимать штурвальную кнопку «Рации», а для телефонной связи с экипажем — штурвальную кнопку «СПУ».

9. Штурману и радисту, как для радиосвязи, так и для внутренней связи, надо нажимать ножную кнопку, лощману — выносную кнопку.

10. Внешняя и внутренняя связь экипажа самолета производится в положениях ручки переключателя видов связи на абонентских аппаратах, приведенных в таблице 22.

Таблица 25

Маркировка положений ручки переключателя абонентского аппарата:		Используемая радиоустановка
пилотов, штурмана, бортрадиста	люцмана	
Доп. шт. или АРК	—	Радиокомпас № 1 и № 2
УКР, УКР-1, УКВ-1 или УКВ-РС	COMMAND (UHF) № 1	Командная радиостанция № 1
КР, УКР-2, УКВ-2 или КОМ.РС	COMMAND (UHF) № 2	Командная радиостанция № 2
СВЗ.РС или СР	LIAISON	Связная радиостанция № 1 или № 1 и № 2.
СПУ	INTER-PHONE	Внутренняя связь

Примечание. 1. На ряде самолетов командные радиостанции № 1 и № 2 используются пилотами, штурманом и радистами в положении «УКВ.РС» ручки переключателя абонентского аппарата, с применением при этом дополнительного самолетного переключателя.

2. Пилотам, для внутренней связи, не нужно устанавливать ручку переключателя абонентского аппарата в положение «СПУ». В этом случае для переговоров следует пользоваться штурвальной кнопкой «СПУ», не обращая внимания на положение ручки переключателя абонентского аппарата.

11. Для самолетов, на которых установлено СГУ, в таблицах 25—31 приводятся данные об использовании экипажем самолета, в зависимости от характера связи, органов управления СПУ и СГУ, а также ларингофонов и микрофонов.

12. Все члены экипажа для вызова и дальнейших телефонных переговоров могут пользоваться кнопкой циркулярного вызова (ЦВ) на абонентском аппарате. Пользоваться этой кнопкой следует кратко временно и главным образом только для вызова на связь или ответа о готовности вступить в связь. Дальнейшие переговоры пилотам следует производить, пользуясь штурвальной кнопкой «СПУ», а радисту и штурману — в положении

«СПУ» ручки переключателя вида работы абонентского аппарата, нажимая при передаче ножную кнопку.

13. Бортрадисту и штурману можно вести переговоры между собой и с пилотами, пользуясь при этом все время кнопкой циркулярного вызова только в случае, если эта связь не мешает работе остальных членов экипажа.

14. На ряде самолетов для вызова штурманом бортрадиста у последнего установлена сигнальная лампа «Вызывает штурман», а у штурмана — специальная кнопка «Вызов бортрадиста».

Для вызова бортрадиста штурман нажимает указанную кнопку и переводит ручку переключателя вида работы абонентского аппарата в положение «СПУ». Бортрадист, заметив сигнал вызова, также устанавливает вид работы «СПУ» и отвечает штурману. Если в это время пилоты не заняты связью, то радист может при ответе пользоваться кнопкой ЦВ.

Штурману вызывать радиста циркулярно не рекомендуется, так как при этом могут создаваться помехи работе радиста.

15. На ряде самолетов вызвать радиста на циркулярную связь нельзя. В этом случае штурман вызывает радиста с помощью кнопки «Вызов бортрадиста» и сигнальной лампы у радиста «Вызывает штурман», а пилоты — голосом. Сам же радист может пользоваться кнопкой циркулярного вызова.

16. Для вызова бортпроводника командир самолета должен нажимать кнопку «Вызов бортпроводника», для вызова командира самолета бортпроводник должен нажимать кнопку «Вызов летчика».

17. На шитке СГУ командира имеется переключатель «Пасс.—СПУ—БП». Положение ручки «Пасс.» и «БП» этого переключателя используется редко и кратко временно: «Пасс.» — в случае громкоговорящей передачи пассажирам, а «БП» — для телефонной связи с бортпроводником. Без необходимости оставлять эту ручку в положении «Пасс.» не следует, так как при этом невозможна громкоговорящая передача пассажирам от бортпроводника. В положении «СПУ» ручки переключателя осуществляются основные виды работы командира самолета: радиосвязь и телефонная связь с экипажем. При этом выбор соответствующего вида радиосвязи произво-

Член экипажа	Род работы	Абонентский аппарат СПУ	Щиток СГУ	Вызов на связь	Передача
		Положение ручки переключателя рода работы	Положение ручки переключателя		
Командир	1) УКВ № 1	УКР, УКР1, УКВ1 или УКВ.РС	СПУ	Ларингофоны и штурвальная кнопка «Рация» или ручной микрофон ДЭМШ	
	2) УКВ № 2	КР, УКР2, УКВ2 или КОМ.РС			
	3) Связная радиостанция	СР или СВЗ.РС			
	4) Связь со вторым пилотом или бортрадистом	Любое		Ларингофоны и штурвальная кнопка «СПУ» или голосом	
	5) Связь со штурманом			Ларингофоны и штурвальная кнопка «СПУ» или ларингофоны и кнопка «ЦВ»	
	6) Связь с техсоставом			Ларингофоны и штурвальная кнопка «СПУ»	
	7) Связь с бортпроводником	БП	Кнопка сигнального вызова		
	8) Оповещение пассажиров	Пасс.			
	9) Радиокompас № 1 и № 2	Доп. шт. или АРК	СПУ	Микрофон ДЭМШ —ручной	

Таблица 27

Члены экипажа	Род работы	Абонентский аппарат СПУ	Вызов на связь	Передача
Второй пилот	1) УКВ № 1	УКР, УКР-1, УКВ1 или УКВ.РС	Ларингофоны и штурвальная кнопка «Рация»	
	2) УКВ № 2	КР, УКР2, УКВ2 или КОМ.РС		
	3) Связн. радиостанция	СР или СВЗ, РС		
	4) Связь с командиром или бортрадистом	Любое	Голосом или ларингофоны и штурвальная кнопка «СПУ»	Ларингофоны и штурвальная кнопка «СПУ»
	5) Связь со штурманом		Ларингофоны и кнопка «ЦВ» или ларингофоны и штурвальная кнопка «СПУ»	
	6) Связь с техсоставом		Ларингофоны и штурвальная кнопка «СПУ»	
	7) Радиокompас № 1 и № 2	Доп. шт. или АРК		

Член экипажа	Род работы	Абонентский аппарат СПУ	Вызов или связь	Передача
		Положение ручки переключателя рода работы		
Бортрадист	1) УКВ № 1	УКР, УКР, УКВ1 или УКВ.РС	Ларингофоны и ножная кнопка	
	2) УКВ № 2	КР, УКР, УКВ2 или КОМ.РС		
	3) Связная радиостанция	СР или СВЗ.РС	Ларингофоны и ножная кнопка или микрофон	
	4) Связь с пилотами	Любое	Ларингофоны и кнопка «ЦВ» или голосом	Ларингофоны и ножная кнопка или ларингофоны и кнопка «ЦВ»
	5) Связь со штурманом		Ларингофоны и кнопка «ЦВ»	
	6) Радиокompас № 1 и № 2	Доп. шт. или АРК		

Таблица 29

Член экипажа	Род работы	Абонентский аппарат СПУ	Вызов или связь	Передача
		Положение ручки переключателя рода работы		
Штурман	1) УКВ № 1	УКР, УКР1, УКВ1 или УКВ.РС КР, УКР2, УКВ2 или КОМ.РС СР или СВЗ.РС	Ларингофоны и ножная кнопка или ручной микрофон ДЭМШ	
	2) УКВ № 2			
	3) Связная радиостанция			
	4) Связь с пилотами	Любое	Ларингофоны и кнопка «ЦВ»	Ларингофоны и ножная кнопка или ручной микрофон ДЭМШ
	5) Связь с бортрадиостом		Выключатель или кнопка вызова	
	6) Радиокompас № 1 и № 2	Доп. шт. или АРК		

Таблица 30

Член экипажа	Род работы	Вызов на связь	Передача
Бортпроводник	1) Оповещение пассажиров		Микрофон ДЭМШ
	2) Телефонная связь с командиром	Кнопка вызова командира	Телефонная трубка

Член экипажа	Род работы	Абонентский аппарат СПУ	Вызов или связь	Передача
		Положение ручки переключателя рода работы		
Лоцман	1) УКВ № 1	COMMAND (UHF) № 1	Ларингофоны и выносная кнопка	
	2) УКВ № 2	COMMAND (UHF) № 2		
	3) Связная радиостанция	LIAISON		
	4) Связь с пилотами или штурманом	INTER-PHONE	Голосом или ларингофоны и выносная кнопка	Ларингофоны и выносная кнопка
	5) Связь с бортрадиостом		Ларингофоны и выносная кнопка	

дится уже с помощью органов управления абонентского аппарата СПУ.

18. С помощью ручки «Дин.» на щитке СГУ командира самолета и штурмана регулируется громкость работы динамических громкоговорителей, соответственно, в кабинах пилотов и штурмана, а также устраняется акустическая завязка между микрофоном и динамическим громкоговорителем.

19. Для качественной передачи микрофон ДЭМШ (дифференциальный, электромагнитный, малогабаритный, шумостойкий) нужно располагать на расстоянии 1—2 см от угла рта, повернутым на 20—30 градусов к плоскости лица. Говорить в микрофон следует не спеша, отчетливо произнося слова вместе с их окончаниями, не повышая при этом голоса.

20. Для передачи пассажирам от бортпроводника нужно держать нажатой кнопку на корпусе микрофона ДЭМШ. Подслушивание своей работы бортпроводником при передаче пассажирам может производиться только с помощью динамических громкоговорителей пассажиров.

21. Командир самолета может пользоваться ручным микрофоном ДЭМШ не только для громкоговорящей передачи пассажирам, но и для передачи по радио или телефонной связи с экипажем. При этом нужно иметь в виду следующее:

— циркулярную передачу для экипажа с помощью ручного микрофона ДЭМШ производить нельзя — для этого надо пользоваться ларингофонами;

— кнопка на корпусе микрофона командира дублирует только штурвальную кнопку «Рация».

Поэтому при пользовании ларингофонами для перехода от радиосвязи к телефонной связи с экипажем пилотам достаточно перейти от нажатия штурвальной кнопки «Рация» к нажатию штурвальной кнопки «СПУ». При пользовании ручным микрофоном для перехода от радиосвязи к телефонной связи с экипажем необходимо предварительно установить рукоятку переключателя «СПУ—радио» на абонентском щитке в положение «СПУ».

22. В случае неисправности штурвальной кнопки «СПУ» для телефонной связи с экипажем нужно нажимать штурвальную кнопку «Радио», предварительно ус-

тановив в положение «СПУ» рукоятку переключателя «СПУ—радио» на абонентском аппарате.

23. Наряду с авиагарнитурой, состоящей из ларингофонов и телефонов, на самолетах пользуются авиагарнитурой АГ-2. Особенностью этой авиагарнитурой является зависимость качества связи от положения микрофона ДЭМШ-1А относительно рта оператора.

Необходимо устанавливать трубку держателя микрофона в такое положение, чтобы микрофон располагался на расстоянии 1—2 см перед углом рта.

24. Включение питания усилителя динамика пилота УДЛ-1 или УДЛ-2 для громкоговорящего радиоприема в кабине экипажа производит бортрадист одновременно с включением питания СПУ.

25. Включение усилителя УДЛ-1 (УДЛ-2) в схему абонентского аппарата СПУ производит командир корабля при помощи переключателя «Динамик—телефон».

26. Громкоговорящее воспроизведение переговоров внутренней и внешней связи при помощи усилителя УДЛ-1 (УДЛ-2) производится в соответствующих положениях переключателя рода работы абонентского аппарата командира.

27. Регулировка работы усилителя УДЛ-2 (громкости речи и ее разборчивости) производится путем вращения шлицованных ручек потенциометров «Тембр» и «Громкость» на передней панели усилителя.

Ответчики

Питание ответчика № 1 включается автоматом защиты на правой панели АЗС, а ответчика № 2 — выключателем на щитке ответчика. Ответчики работают автоматически до тех пор, пока к ним подается питание.

В полете ответчики никаких регулировок и обслуживания не требуют. Контроль работы ответчика осуществляется по индикаторным лампочкам на щитке ответчика.

Для использования ответчиков как радиостанций, автоматически сигнализирующих об аварийном положении самолета, нужно установить в положение «Включено» выключатель «Бедствие» на щитке ответчика.

Радиолокатор

Включение радиолокатора и его использование осуществляется штурманом. Включение радиолокатора следует производить только при работающих самолетных генераторах или при питании бортовой сети от наземного источника постоянного тока напряжением 28—28,5 в и мощностью не менее 5 кВт.

Для включения и использования локатора необходимо:

а) включить питание радиолокатора, нажав кнопку «Питание вкл.» на пульте управления, убедиться в том, что загорелась зеленая лампочка на пульте управления локатором, прибор «Питание» показывает наличие переменного напряжения 115 в, а прибор «Давление в передатчике» показывает нормальное давление ($1 \pm 0,2$ атм);

б) проверить центровку, фокусировку и яркость развертки на экране индикатора;

в) проверить наличие меток дальности и равномерность их распределения на всех масштабах развертки;

г) включить передатчик (не ранее чем через 2—3 минуты после включения питания радиолокатора) нажатием кнопки «Передатчик вкл.», при этом на пульте управления должна загореться красная лампочка;

д) проверить величину токов кристаллов и магнетронов, устойчивость работы схемы АПЧ и качество изображения;

е) после окончания проверки устройства и при отсутствии необходимости его использования — выключить питание, сначала нажав кнопку «Передатчик выкл.», а затем кнопку «Питание выкл.».

При необходимости периодического использования радиолокатора в полете для минимальной затраты времени на его включение целесообразно выключить вращение антенны и передатчик, оставив питание радиолокатора включенным (кнопка «Питание» остается в положении «Вкл.»).

4. Устранение в полете простейших неисправностей

В случае отказа в работе радиоаппаратуры, если причина отказа не заключается в каком-либо очевидном ме-

ханическом повреждении, для выяснения и устранения причины неисправности следует поступать следующим образом:

1. Проверить средства защиты радиоаппаратуры, расположенные на электрощитках самолета и в самой аппаратуре, убедиться в отсутствии перегоревших плавких предохранителей или включенных автоматов защиты.

2. Убедиться в отсутствии нарушений контактных соединений в штепсельных разъемах и цепях блокировки, для чего проверить надежность затяжки гаек разъемов, нажать на поверхность кожуха передатчика 1-РСБ-70 вблизи контакта блокировки.

3. Убедиться в исправности авиагарнитур и цепей СПУ путем подключения другой авиагарнитур.

4. Убедиться в исправности антенных реле, а также антенных вводов путем их осмотра и подключения аппаратуры к резервным антеннам.

5. Произвести замену радиоламп в отказавшей аппаратуре на радиолампы из запасного комплекта (в радио-приемнике и передатчике связной радиостанции).

6. Порядок устранения основных неисправностей в радиолокаторе изложен в разделе «Бортовой радиолокатор».

Х. ЭКСПЛУАТАЦИЯ НАВИГАЦИОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ САМОЛЕТА

Самолетовождение осуществляется с использованием следующего навигационного оборудования:

- а) дистанционный гиромагнитный компас ДГМК-7;
- б) магнитный компас КИ-12 или КИ-13;
- в) радиокомпас АРК-5 (два комплекта);
- г) гирополукомпас ГПК-52;
- д) комбинированный указатель скорости КУС-1200;
- е) прибор для определения отношения воздушной скорости полета к скорости звука МС-1;
- ж) барометрический двустрелочный высотомер ВД-20;
- з) радиовысотомер малых высот РВ-2;
- и) бортовой радиолокатор;
- к) навигационный индикатор НИ-506м;
- л) авиационные часы АЧХО;

м) перископический секстант СП-1 (на некоторых самолетах);

н) термометр наружного воздуха ТНВ-15.

Компасы и радиокомпасы

Дистанционный гиромагнитный компас ДГМК-7

Дистанционный гиромагнитный компас ДГМК-7 предназначен для определения и выдерживания магнитного или истинного курса самолета в полете, а также для подачи электрического сигнала, пропорционально курсу самолета, для работы навигационного индикатора НИ-506 или НИ-506м.

Основные данные прибора следующие:

1. Готовность компаса к работе — не позднее чем через 3 минуты после включения.

2. Погрешность указателей штурмана по шкале компасных курсов $\pm 4^\circ$, истинных курсов $\pm 1^\circ$.

3. Погрешность указателей пилотов по отношению к указателю штурмана $\pm 3^\circ$.

4. Послевиражная ошибка за каждую минуту разворота — не более $\pm 0,6^\circ$.

5. Прибор работает при температурах от $+50$ до -60°C в диапазоне высот от 0 до 15000 м.

В комплект прибора входят:

- а) магнитный датчик ПДК-3;
- б) гироагрегат Г-2;
- в) усилитель У-10;
- г) указатель курса штурмана УШМ;
- д) указатели курса для пилотов типа Р (2 шт.);
- е) выключатель коррекции ВК-53-РБ;
- ж) кнопка согласования БК;
- з) соединительная коробка СК-8.

Повторители пилотов дают те же показания, что и указатель штурмана по основной шкале (магнитный или истинный курс). На повторители пилотов составляется график поправок, если ошибки дистанционной передачи от УШМ до них превышают $\pm 2^\circ$.

Включение прибора производится на земле после запуска двигателей. После включения и прогрева прибора в течение двух-трех минут кнопкой быстрого согласования согласуют показания прибора с показаниями магнитного датчика.

В обычном рейсовом полете кнопкой быстрого согласования экипаж не пользуется, так как рассогласований в показаниях прибора не происходит.

При пилотировании самолета в зоне или при продолжительном маневрировании при пробивании облаков над аэродромом ошибка прибора постепенно накапливается. После выхода самолета из зоны в прямой полете следует согласовать показания прибора нажатием на кнопку.

Выключать питание прибора следует на земле, после заруливания самолета на стоянку.

Дистанционный астрономический компас ДАК-Б

Дистанционные астрономические компасы предназначены для определения и выдерживания истинного или ортодромического курса самолета посредством автоматического пеленгования солнца.

Основное применение астрокомпасы находят в районах неустойчивой работы магнитных компасов (большие магнитные широты, магнитные аномалии и т. д.). В районах, где магнитные компасы работают устойчиво, астрокомпасы применяются для контроля работы магнитных компасов, для определения и устранения девиации в полете.

Гиropолукомпас ГПК-52

Гиropолукомпас ГПК-52 предназначен для измерения и выдерживания ортодромического курса следования самолета, а также для выполнения разворота на заданный угол.

В отличие от обычных типов гиropолукомпасов ГПК-52 имеет следующие особенности:

— конструкция ГПК-52 позволяет сохранить точную балансировку прибора в различных температурных условиях его работы;

— установка шкалы компаса на заданный курс выполняется без наложения момента на ось гироскопа;

— предусмотрена азимутальная коррекция, компенсирующая уход оси гироскопа от вращения земли и от возможных разбалансировок.

Основные данные прибора:

1. Время прихода прибора в рабочее состояние — до 10 минут с момента включения.

2. Точность показаний при изменении направления полета $\pm 2^\circ$.

3. Уход шкалы за 1 час полета после корректировки $\pm 2^\circ$.

В комплект прибора входят:

а) гиpоагрегат ГПК-52;

б) пульт управления;

в) выключатель коррекции;

г) соединительная коробка;

д) указатели ПДК-49;

е) преобразователь.

Пользование прибором в полете:

1. Включить питание прибора, поставив тумблер на пульте управления «Вкл.—выкл.» в положение «Вкл.». Ручку «Широта» поставить по средней широте контролируемого этапа полета.

2. После прогрева прибора и разгона ротора вывести самолет в начальную точку контролируемого этапа полета и нажатием на ручку «Л—П» установить шкалу ГПК по истинному курсу полета относительно меридиана начальной точки.

3. Через каждые 1000 км пути установку ГПК корректировать по новой начальной точке и средней широте этапа.

4. При выполнении разворотов на заданный угол, например, при маневрировании в районе аэропорта, ГПК устанавливается по показаниям магнитного компаса или на ноль относительно МПУ посадки и используется, как обычный ГПК.

В полете уход ГПК можно определить путем сравнения показаний ГПК и ДАК-ДБ через 30 минут полета после их корректировки в одной исходной точке контролируемого этапа полета.

Радиокомпас АРК-5

Радиокомпас АРК-5 предназначен для вывода самолета в район аэропорта, построения схемы пробивания облачности и захода на посадку, а также для ориентировочного определения места самолета в полете по воздушным линиям.

Основные данные АРК-5:

1) дальность действия по приводным радиостанциям — 180—200 км, по ШВРС — 600—1000 км, в облаках и осадках радиус действия по приводным радиостанциям может сократиться до 30—40 км;

2) точность работы на расстоянии от трехкратной высоты полета до расстояния прямой геометрической видимости 2—3°;

за пределами прямой геометрической видимости (180—360 км) точность работы радиоконпасов ухудшается; на расстояниях, меньших трехкратной высоты полета, показания становятся неустойчивыми и теряют определенность.

Примечание. Точность работы радиоконпасов в 2—3° относится только к измерению КУР при тщательно снятой девиации радиоконпаса;

3) точность подбора курса при КУР=350—10° (вблизи продольной оси самолета) 2—3°;

4) ошибки в определении момента пролета радиостанций составляют:

на высоте 1000 м — 32—34 км, в зависимости от угла тангажа самолета;

на высоте 4000 м — 12—14 км.

При подключении к радиоконпасу тросовой антенны, вместо штыревой, значительно повышается помехоустойчивость радиоконпаса. Ошибки в определении момента пролета радиостанции уменьшаются до величины, примерно равной половине высоты полета.

Пользование радиоконпасом в полете:

Включение радиоконпасов производится на земле. Один из радиоконпасов перед взлетом необходимо настраивать на ближнюю приводную радиостанцию системы ОСП, второй — на радиостанцию, маркирующую выход из воздушного коридора.

Если после взлета самолет в режиме набора высоты попадает в облака, то следует перевести работу на тросовую антенну. Подстройку или перестройку радиоконпаса производить не следует, так как в этих условиях АРК подвержен сильным помехам. Работа АРК, как правило, устанавливается после выхода из облачности вверх.

То же самое относится и к настройке АРК на приводные радиостанции перед снижением самолета. АРК сле-

дует настроить до входа самолета в облачность. В этом случае работа АРК может восстановиться при приближении самолета к приводной радиостанции до 30—20 км. Если же штурман будет пытаться настраивать АРК в полете в облаках, то в большинстве случаев воспользоваться его показаниями не удастся.

В полете по маршруту АРК можно использовать только на привод, если радиостанции расположены на ЛП, или для приблизительной оценки положения самолета по пролету боковых радиостанций.

Определение МС пеленгацией наземных станций выполнять не следует — ввиду крайне низкой точности пеленгации.

Штурман самолета должен переключать показания радиоконпасов на указатели второго пилота для полета на привод только на расстояниях не более 360 км и не менее 30—40 км, после чего следует их отключать или предупреждать о необходимости выдерживания курса по ДГМК или ГПК.

Измерение воздушной скорости

Комбинированный указатель скорости КУС-1200

Комбинированный указатель скорости КУС-1200 предназначен для измерения приборной и воздушной скорости полета.

Приборная скорость используется пилотами для выдерживания взлетной, посадочной и эволютивной скоростей, которые разрешены в полете на данном типе самолета.

Воздушная скорость используется штурманом для навигационных расчетов.

Основные данные прибора:

1. Прибор работает в диапазоне скоростей:

приборная — 150—1200 км/час.

воздушная — 400—1200 км/час.

2. Диапазон высоты применения — 0—15 км.

3. Диапазон допустимых температур — +50—60°C.

Вариации показаний для приборной и воздушной скоростей до 12 км/час — у земли.

Градуировка шкалы истинной скорости произведена с учетом поправок на сжимаемость воздуха; при пользовании шкалой приборной скорости при больших истинных воздушных скоростях полета необходимо учитывать поправку на сжимаемость воздуха.

Таблица 32

Н, м	Скорость по прибору, км/час	Ошибки при температуре			
		+20°	+50°	-45°	-60°
0	Приборная от 150 до 400	10	15	15	15
0	Приборная от 400 до 1200	15	18	18	0
0	Воздушная по всей шкале	15	20	20	20
4-8 тысяч	»	30		30	30
12 тысяч	»	40		40	40
15 тысяч	»	60		60	60

При измерении воздушной скорости полета необходимо учитывать только инструментальную поправку прибора по графику и поправку на несоответствие фактической температуры на высоте полета расчетной, если фактическая температура отличается от расчетной более чем на $\pm 5^\circ$.

Таблица стандартного распределения температуры по высотам

Н, км	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
$t^\circ \text{ст}$	+8,5	+2	-4,5	-11	-17,5	-24	-30,5	-37	-43,5	-50	-56,5	-56,5

Таблица поправок к температуре наружного воздуха на скорость полета

$V_{\text{ист}}$	400	500	600	700	800	900	1000
Δt°	-3	-6	-9	-13	-17	-22	-27

Порядок введения поправки на температуру воздуха следующий:

1. Определяется фактическая температура воздуха на высоте полета по показаниям термометра наружного воздуха с поправкой на скорость полета.

Например: $t^\circ_{\text{пр}} = -23^\circ$. $V_{\text{ист}} = 800 \text{ км/час}$, $\Delta t^\circ = -17^\circ$. $t^\circ_{\text{испр}} = -40^\circ$.

2. Определяется стандартная температура воздуха на высоте полета.

Пример. $H = 10000 \text{ м}$, $t^\circ_{\text{ст}} = -50^\circ$.
3. На линейке НЛ-10 определяется исправленная воздушная скорость полета. Ключ к решению этой задачи следующий:

$$\frac{t^\circ_{\text{н}} \text{ для } V}{H \text{ для КУС } V_{\text{ист}}(\text{приб})} \frac{V_{\text{испр}}}{V_{\text{ист}}(\text{приб})}$$

На специальной шкале высот «Н для КУС» отмечается высота полета и против нее устанавливается температура воздуха на высоте полета « t для V » на движке линейки.

Визирная нить устанавливается по шкале « $V_{\text{испр}}$ » против деления, соответствующего истинной скорости полета по прибору.

Против визирной нити на шкале « $V_{\text{испр}}$ » отсчитываем исправленную скорость полета.

Пример: $H = 10000 \text{ м}$. $V_{\text{ист}}(\text{приб}) = 800 \text{ км}$.

$$t^\circ_{\text{н}} = -40^\circ \quad V_{\text{испр}} = 820 \text{ км/час.}$$

Измерение высоты полета

Высота полета на самолете Ту-104 измеряется барометрическими двустрелочным и высотомером ВД-20, а также радиовысотомером малых высот РВ-2.

Инструментальные ошибки двустрелочных высотомеров на высоте полета 8000—12000 м достигают ± 130 —200 м, поэтому эшелонирование полетов реактивных самолетов выполняется с интервалами высот по 1000 м. На малых высотах полета точность работы двустрелочных высотомеров улучшается, и на уровне моря она составляет $\pm 20 \text{ м}$.

Однако необходимо помнить, что при изменении высот полета самолета в большом диапазоне возможны вариации показаний прибора. Для уровня моря возможны вариации показаний в пределах 40 м, что нужно учитывать в полетах на малых высотах.

Для контроля истинной высоты полета над местностью, над которой пролетает самолет при пробивании облаков и при заходе на посадку, используется радиовысотомер малых высот РВ-2. Для этой же цели ориентировочно можно использовать и радиолокатор.

Использование специального оборудования для самолетовождения

Бортовой радиолокатор

Порядок настройки и включения бортового радиолокатора:

1. Убедиться в том, что включен преобразователь ПО-3000.

2. Включить АЗС радиолокатора на панели АЗС штурмана.

3. Убедиться в том, что все ручки органов управления находятся в исходных положениях:

На пульте управления:

а) переключатель рода работ — в положении «АПЧ выкл.»;

б) переключатель контроля токов — в положении «ОСН»;

в) переключатель масштабов — «10»;

г) переключатель ступенчатой задержки — «0»;

д) тумблер линии курса — «Выкл.»;

е) тумблер секторного обзора «Выкл.»;

ж) ручка «Рег. положен.» — в среднем положении;

з) ручка настройки приемника — в крайнем левом;

и) ручка яркости меток — в крайнем левом;

к) ручка 10—70 — в крайнем левом;

л) ручка задержки на высоту — в крайнем левом;

м) тумблер вращения антенны — «Выкл.».

На синхронизаторе:

а) ручка усиления приемника — в среднем положении;

б) ручка усиления видео высокого и низкого уровней — в крайнем правом положении.

На блоке дальности:

а) переключатель рода работ — в положении «Работа».

4. Нажать кнопку «Питание вкл.» на щитке управления. При этом должна загореться зеленая лампочка (подано напряжение борсети +27 в), а вольтметр должен показать величину переменного напряжения 115 ± 2 в. Манометр давления в передатчике должен показывать $1 \pm 0,1$ кг/см². При большем отклонении от номинального значения необходимо проверить напряжение ПО-3000 по вольтметру бортрадиста и отрегулировать его регули-

ровочным сопротивлением на панели управления источниками питания.

5. Вращением рукоятки «Подсвет» на индикаторе проверить работу подсвета индикатора; проверить легкость вращения шкалы курсов и визирной черты.

6. Рукояткой «Яркость» на индикаторе установить желаемую яркость развертки. Яркость развертки не должна быть чрезмерной, так как при этом не удается точно сфокусировать развертку.

7. Проверить, сфокусирована ли развертка, и в случае необходимости рукояткой фокусировки добиться наиболее четкого ее изображения.

8. Сфазировать сельсинную систему блоков антенны и индикатора, для чего нажать на тумблер управления вращением антенны в режиме «Поиск» вниз и повернуть антенну на 360°. В случае, если развертка вращается с остановкой в заднем секторе, повернуть антенну еще один-два раза. После поворота антенны против часовой стрелки повернуть антенну на 360° в противоположную сторону нажатием тумблера вверх. Развертка должна вращаться плавно, без заеданий и секторения по экрану.

9. Включить непрерывное вращение антенны и тумблер линии курса; при вращении развертки линия курса должна «отбиваться» на $0 \pm 2^\circ$. Нуль азимутальной шкалы при этом должен быть установлен по неподвижному индексу индикатора.

10. Проверить механизм наклона антенны. Антенна по указателю должна подниматься на 5° и опускаться на 25°. Установить антенну на 0° угла наклона.

11. Проверить центровку развертки и в случае необходимости уточнить ее, пользуясь ручками горизонтальной и вертикальной центровки на индикаторе.

12. Выключить вращение антенны.

Проверить напряжение и рабочие токи, последовательно устанавливая переключатель «Контроль» в положения:

а) «+300 в» — прибор должен показать напряжение +300 в; при отклонении от этой величины необходимо отрегулировать напряжение потенциометром на стабилизированном выпрямителе;

б) «-300 в» — прибор должен показать напряжение -300 ± 10 в;

в) напряжение АПЧ — показания прибора должны

быть в пределах 130—190 в при вращении ручки настройки приемника по часовой стрелке из одного крайнего положения в другое;

г) токи кристаллов «Основной» и «АПЧ» — максимальные значения токов должны лежать в пределах 0,4—1 ма. При вращении ручки настройки приемника по часовой стрелке из одного крайнего положения в другое эти токи должны возрастать от «0» до максимума и снова спадать к «0». Если не наблюдается симметричных спадов токов кристаллов, допускается их регулировка потенциометром «Напр. АПЧ» на синхронизаторе. Для этого ручка настройки приемника ставится в крайнее правое положение и вращением потенциометра «Напр. АПЧ» ток основного кристалла доводится до нуля. После регулировки необходимо проверить спады токов на обеих частотах и напряжение АПЧ установить так, чтобы выдерживалась максимально возможная симметрия спадов.

13. Проверить деление частот 5:1 и 6:1. Установить переключатель на блоке дальности в положение 5:1, масштаб развертки установить 45 км. На развертке между каждой парой нерегулируемых по яркости меток должны расположиться четыре регулируемых. Если число меток не будет равно четырем, то произвести регулировку потенциометром 5:1 на блоке дальности, для чего необходимо поворачивать его в одну сторону, пока метки на развертке не сойдутся, затем в другую сторону, после чего установить потенциометр в среднее положение.

На блоке дальности переключатель установить в положение 6:1, масштаб развертки установить 5-й. На развертке появятся две нерегулируемые метки, между которыми должно быть 5 регулируемых. В случае необходимости — произвести регулировку потенциометром 6:1 таким же образом, как регулировку 5:1.

Предупреждение. Во избежание выхода из строя магнетрона недопустимы проверка и регулировка деления частоты 6:1 при включенном передатчике.

14. Проверить калибровку ступенчатой задержки. Оставив 5-й масштаб развертки и переключатель на блоке дальности в положении 6:1, последовательно переключать ступенчатую задержку через каждые 20 км. Две нерегулируемые по яркости метки при переключе-

нии с «0» на «20» должны остаться неподвижными, а при следующих переключениях должны смещаться по развертке ступенями через 20 км.

Регулировку ступенчатой задержки без специалиста по спецоборудованию не производить.

15. Проверить деление частоты 14:1. Масштаб развертки оставить 5-й, переключатель на блоке дальности установить в положение «Работа» и включить передатчик. При этом в центре экрана появится зондирующий импульс. При установке переключателя ступенчатой задержки на 80 км зондирующий импульс совместится с 10-масштабной меткой (на периферии развертки). При дальнейшем переключении зондирующий импульс будет смещаться по развертке и через 14 щелчков (360 км) снова совместится с 10-масштабной меткой. Установить переключатель ступенчатой задержки на «0».

Регулировку деления частоты 14:1 производит потенциометром 14:1 специалист по спецоборудованию.

16. Проверить регулировку задержки на высоту, для чего:

а) не выключая передатчик, установить масштаб 20 км; в центре экрана должна появиться метка зондирующего импульса; если метка смещена от начала развертки или вообще отсутствует на развертке, потенциометром «Ноль высоты» на блоке дальности нужно установить ее в центр экрана; выключить передатчик;

б) переключатель ступенчатой задержки переключить с положения «0» на «20» и обратно; метки на развертке должны быть неподвижными; при смещении меток необходимо добиться их неподвижности незначительным поворотом ручки «Ноль высоты»;

в) установить масштаб 10 км и ручкой «Ноль высоты» добиться неподвижности меток при переключении переключателя ступенчатой задержки с «0» на «20» и обратно.

17. Проверить регулировку 1, 2, 3, 4 и 5-го масштаба дальности, для чего ручкой на пульте управления ввести яркость меток и последовательно переключать масштабы дальности. При чрезмерном введении яркости меток на развертке могут появиться дополнительные метки. При уменьшении яркости меток они исчезают. При переходе на 4-й и 5-й масштабы метки могут несколько пригасать.

На масштабах должно быть следующее число меток:
1-й масштаб — 5 меток,
2-й масштаб — 2 метки,
3-й масштаб — 1—8 меток,
4-й масштаб — 5 меток,
5-й масштаб — 10 меток.

Если на одном или нескольких масштабах имеется большее или меньшее, чем указано, число меток, необходимо произвести регулировку, для чего:

- а) установить 2-й масштаб;
- б) ручку «Амплитуда развертки» на синхронизаторе вращать до упора влево, при этом развертка будет занимать 50—70% радиуса экрана;
- в) ручкой «Регулировка масштаба» на синхронизаторе установить на развертке две метки, так, чтобы вторая метка не доходила до конца развертки на 1—2 мм;
- г) вращением ручки «Амплитуда» по часовой стрелке увеличить длину развертки до обреза экрана;
- д) проверить снова количество меток на всех масштабах и в случае необходимости произвести повторную регулировку.

18. Проверить калибровку задержки метки дальности, для чего:

- а) установить 1-й масштаб дальности;
- б) тумблер «Визир» — «Вычисл.» на пульте управления поставить в положение «Вычисл.»;
- в) переключатель на блоке дальности оставить в положении «Работа»;
- г) вращая барабан счетного механизма, совместить метку дальности с первой двухкилометровой меткой и снять отсчет по шкале счетного механизма; в случае несовпадения потенциометром «Нуль дальности» на блоке дальности совместить метки;
- д) установить масштаб дальности 35 км;
- е) вращая барабан счетного механизма, установить на нем 30 км; вычислительная метка должна совместиться с третьей десятикилометровой меткой; в случае несовпадения — произвести регулировку потенциометром «Масштаб дальности» на блоке дальности;
- ж) после этого снова проверить, а при надобности — подрегулировать нуль дальности.

19. Установить ручку «Контроль» в положение «Ток магнетрона», ручку рода работ — в положение «АПЧ»

вкл.», дальность 10 км — на 3-м масштабе, ручки усиления приемника и усиление видео — в крайнее правое положение. Установить наклон антенны 0—3° и включить ее вращение. Включить передатчик. Прибор покажет величину тока магнетрона, которая должна быть 9—14,5 ма. На экране должно появиться радиолокационное изображение местности.

Настроить радиолокатор на лучшее изображение, пользуясь ручками «Усиление приемника», «Усиление видео» и «Яркость развертки».

Переключатель «Контроль» поставить в положение «Ток кристалла осн.». Стрелка прибора должна стоять устойчиво, без колебаний. Вводя ручку переменного масштаба, увеличить его для обнаружения наиболее удаленной цели, просматриваемой радиолокатором.

Остановить вращение антенны под углом, соответствующим наиболее удаленной цели. Ручку «Род работ» установить в положение «АПЧ выкл.» и ручкой «Настройка приемника» добиться максимального свечения дальней цели. Ток кристалла при этом должен быть максимальным (допускается расхождение на 10—20% от максимальной величины тока кристалла). Установить переключатель рода работ в положение «АПЧ вкл.». При этом яркость наиболее удаленной цели не должна уменьшаться.

Проверить работу АПЧ, вращая ручку настройки приемника из одного крайнего положения в другое. АПЧ должно работать без срывов.

20. Проверить работу ручек «Регулировка видео», для чего при включенном передатчике поочередно ввести до упора влево сначала ручку регулировки низкого уровня, а затем ручку регулировки высокого уровня. Изображение в обоих случаях не должно исчезать, но может слегка пригасать.

21. Выключить вращение антенны, вывести яркость развертки, выключить передатчик, установить все органы управления в исходные положения и выключить станцию.

Примечание. При проведении предполетной проверки штурманом операции по п.п. 13, 14, 15, 18 можно не производить.

Наиболее характерные случаи нарушения режима работы радиолокатора

1. Срыв АПЧ в заднем секторе.

В эксплуатации довольно часто наблюдается срыв

АПЧ в заднем секторе ($170-190^\circ$) с образованием затемнения в этом секторе. В этом случае ток кристалла «Оси» при прохождении антенной заднего сектора падает до нуля. Это явление связано с интенсивным отражением излучения антенны от задней стенки люка. При возникновении указанного дефекта необходимо увеличить наклон антенны, что уменьшит интенсивность облучения антенны отраженными лучами.

2. Периодические срывы АПЧ.

При неустойчивой работе АПЧ на обеих частотах необходимо руководствоваться следующим:

- а) проверить величину напряжения АПЧ и убедиться в том, что оно находится в нормальных пределах;
- б) проверить наличие симметричных спадов токов кристаллов и в случае необходимости добиться их синхронности потенциометром «Напр. АПЧ»;
- в) если работа АПЧ не восстановится, необходимо перейти на ручную настройку, для чего выключить вращение антенны и настройку произвести по максимальной яркости изображения на 4-м масштабе.

В процессе работы радиолокатора на ручной настройке переключатель «Контроль» должен оставаться в том положении, при котором производилась настройка. Переключение его требует дополнительной подстройки.

3. Частые выключения передатчика.

Частые выключения передатчика происходят обычно в результате межэлектродных пробоев в радиолампе ГМИ модулятора или из-за отказов магнетронов.

При частых выключениях передатчика необходимо перейти на 3-й масштаб (с меньшей длительностью импульса).

Следует иметь в виду, что выключение передатчика наблюдается при недостаточном прогреве. Прогрев станции перед включением передатчика должен составлять 5—7 минут в летнее время и не менее 15 минут — в зимнее время.

4. Самопроизвольное расфазирование развертки.

Иногда в полете наблюдается самопроизвольное расфазирование развертки. Внешне это проявляется в «заедании» развертки в нижнем секторе. В этом случае необходимо выключить круговое вращение антенны и, вращая антенну в режиме поиска в обе стороны на 360° , добиться плавного ее вращения.

5. Секторение развертки.

Явление секторения развертки состоит в периодическом изменении яркости развертки, в результате чего при вращении ее экран покрывается веерообразными секторами. Секторение развертки может происходить по следующим причинам:

- 1) неисправности в цепях формирования развертки;
- 2) неисправности в цепях усиления приемника;
- 3) расфазирование сельсинной системы.

При возникновении секторения необходимо убедиться, какая из этих трех причин вызвала секторение. При неустойчивом фазировании секторение обычно происходит в заднем секторе, а линия курса оказывается смещенной. В этом случае необходимо произвести фазирование сельсинной системы, как указано в пункте 4.

Если секторение вызвано другими причинами, необходимо полностью вывести ручку «Усиление приемника» против часовой стрелки.

Если секторение вызвано ненормальной работой цепей усиления, то секторение исчезнет; если причина в дефектах цепи формирования развертки, то секторение будет продолжаться.

Основными причинами в последнем случае являются:

- а) плохой контакт в присоске высокого напряжения на трубке;
- б) плохой контакт в разъеме высокого напряжения высоковольтного выпрямителя;
- в) неустойчивая работа схемы усиления развертки.

При плохом контакте в присоске на экране наблюдаются контрастные сектора, угол раствора которых меняется при изменении яркости развертки.

Так же проявляется внешне и плохой контакт в разъеме высоковольтного выпрямителя. При наличии дефекта необходимо выключить станцию, освободить барашки крепления передней части кожуха и осторожно снять его, не повредив провода подсвета индикатора. После этого нужно установить присосок сильным нажатием на него. При правильной установке присоска будет слышен отчетливый щелчок.

Если присосок установлен правильно, а секторение продолжается, необходимо проверить надежность соединения высоковольтного выпрямителя.

В случае неустойчивой работы схемы усиления раз-

вертки следует поменять местами лампы 6ПЗ в синхронизаторе.

Секторение за счет ненормальной работы цепей усиления сигнала устранить в воздухе затруднительно. Это секторение будет тем меньше, чем меньше введен потенциометр «Усиление приемника».

В случае отказов в работе станции по причине выхода из строя предохранителей следует руководствоваться таблицей 28.

При сгорании общего предохранителя 115 в в щитке предохранителей штурмана вольтметр 115 в на пульте управления напряжения не покажет.

Таблица 33

Расположение предохранителей в распределительной коробке и характерные признаки их отказа (предохранители в таблице расположены в том же порядке, что и в распределительной коробке)

№ п/п.	Защищаемый блок	Напряжение в цепи, в	Номинал предохранителя	№ предохранителя в Р15	Внешнее проявление сгорания
1	Блок дальности	115	2А	Пр15-1	Отсутствует развертка, в центре экрана светящаяся точка
2	Синхронизатор	115	2А	Пр15-2	Отсутствует развертка, светящегося пятна в центре экрана нет, нет подсвета шкалы индикатора
3	Индикатор	115	5А	Пр15-3	Развертка вращается с заеданием в заднем секторе
4	Стабилизированный выпрямитель	115	5А	Пр15-4	Отсутствует развертка, светящееся пятно в центре экрана есть, но не регулируется по яркости, нет токов и напряжений +300 и —300.

№ п/п.	Защищаемый блок	Напряжение в цепи, в	Номинал предохранителя	№ предохранителя в Р15	Внешнее проявление сгорания
5	Высоковольтный выпрямитель	115	2А	Пр15-5	Отсутствует развертка, светящегося пятна в центре нет, подсвет индикатора работает
6	Не задействован	—	—	Пр15-6	—
7	Приемопередатчик и модулятор	115	10А	Пр15-7	Изображения местности нет, нет токов кристаллов и магнетрона
8	Антенна	115	5А	Пр15-8	Развертка вращается с заеданием в заднем секторе и не фазирована
9	Управление блоком дальности и пультом	27	15А	Пр-15-9	Масштабные метки сбиваются при вращении потенциометра задержки на высоту метки, идут не в центр экрана, а из центра
10	Не задействован	—	—	Пр15-10	
11	Приемопередатчик и модулятор	27	15А	Пр15-11	Нет тока кристаллов и магнетрона, при включении передатчика на развертке нет зондирующего импульса
12	Антенна и индикатор	27	10А	Пр15-12	Развертка не вращается, индикатор наклона зашкаливает вверх
13	Азимут—1	27	1А	Пр15-13	Нет секторного качания
14	Азимут—2	27	1А	Пр15-14	Нет секторного качания

Порядок замены радиоламп в блоках радиолокатора

При замене радиоламп в блоках необходимо руководствоваться следующим:

1. К замене радиоламп приступать только после проверки исправности предохранителей.

2. По характеру дефекта определить, в каком блоке следует заменить радиолампу.

3. Отвернуть замки крепления блока, вытянуть его на себя и открыть верхнюю крышку.

4. По свечению нитей накала в стеклянных радиолампах убедиться в том, что нити накала целы. Проверить на ощупь, что металлические радиолампы теплые. Отсутствие свечения нитей накала или отсутствие нагрева говорит о неисправности радиолампы.

5. Проверить надежность установки радиоламп в ламповых панелях.

6. При замене радиолампы необходимо осторожно вытащить ее из панели, а новую лампу вставить, предварительно убедившись, что ключ ее попал в паз.

В таблице 34 приводятся некоторые возможные отказы радиолампы.

Таблица 34

№ п/п.	Проявление отказа	В каком блоке	Радиолампа, подлежащая замене
1	2	3	4
1	Исчезла развертка. Светящаяся точка есть. При включении ступенчатой задержки развертка появляется	Блок дальности	Радиолампа 6Н8С (Лз-4) задержки на высоту
2	Исчезли метки на всех масштабах. На масштабе 10 метки сбиваются. Ток магнетрона — 0	»	Радиолампа 6Н8С (Лз-2) делится 5:1
3	Изображение ухудшилось, нет 2-километровых меток	»	Радиолампа 6Н8С (Лз-1) генератора 2-километровых импульсов

№ п/п.	Проявление отказа	В каком блоке	Радиолампа, подлежащая замене
1	2	3	4
4	Исчезло изображение. Метки есть на всех масштабах. Ток магнетрона — 0	Блок дальности	Радиолампа 6Н8С (Лз-5) усилителя пусковых импульсов
5	Развертка и метки нормальные, но изображения нет. Ток магнетрона — 0. При введении ступенчатой задержки ток магнетрона появляется, а развертка исчезает	»	Радиолампы 6Н8С — 2 шт. (Лз-8 и Лз-9) генератора 16-километровых импульсов и усилителя совпадений
6	Исчезла развертка. Светящаяся точка есть. Ток магнетрона — 0	»	Радиолампа 6Н8С (Лз-3) делителя пусковых импульсов
7	Развертка исчезла, свегающаяся точка есть. Все точки, включая ток магнетрона, нормальные	Синхронизатор	Последовательно заменить лампы (4—21) 6Н8С буферного усилителя; (4—22) 6П9 генератора развертки; (Лз-23) 6Н9 усилителя развертки; 6Н8 (Лз-24) усилителя развертки; 6П3 (Лз-25) оконечного усилителя; эту лампу можно поменять местами с соседними лампами 6Н3
8	Изображение и метки исчезли. Развертка возбуждается	Синхронизатор	(Лз-19) 6Н9 ограничителя развертки
9	Развертка укорочена до 1/3 радиуса трубки	»	(Лз-20) 6Н8С мультивибратора пуска развертки
10	Развертка и метки нормальные, все токи нормальные, но изображение исчезло	»	(Лз-9) 6Ж4 входного усилителя
11	АПЧ не работает. В положении «АПЧ включ.» напряжение АПЧ «Не пилит», напряжение АПЧ уменьшилось. В положении АПЧ включено и выключено приемник настраивается ручкой «Настройка приемника»	»	Лампа генератора пилообразных колебаний 6Ж4

№ п/п.	Проявление отказа	В каком блоке	Радиолампа, подлежащая замене
1	2	3	4
12	Развертка есть только на периферии трубки. Напряжения — 300 нет	Стабилизированный выпрямитель	(11—5) 6Ц5С
13	Метки и картинка расплываются, +300 зашкаливает	»	(Л11—11) 6П9
14	Напряжение +300 занижено на 20—30 в	»	(Л11—4) 6Ц5С

Навигационный индикатор НИ-506м

Навигационный индикатор НИ-506м автоматически выполняет непрерывное счисление пути самолета в прямоугольной системе координат с произвольной ориентацией осей.

Индикатор позволяет определить штилевые координаты самолета, если координаты ветра на датчике установлены на нули, или МС, если на датчике установлены координаты вектора ветра на высоте полета.

Состав оборудования:

- 1) автомат скорости;
- 2) автомат курса;
- 3) датчик ветра;
- 4) счетчик координат;
- 5) распределительная коробка.

Проверка прибора на земле

1. Включить питание прибора по переменному и постоянному току; убедиться в том, что показания по автомату курса НИ-506м отличаются от показаний УШМ не более чем на 2—3°, предварительно включив ДГМК-7.

Примечание. На ряде самолетов включение НИ-506м производится одним выключателем.

2. Создать давление в ПВД, соответствующее скорости 600 км/час.

При установке координат ветра на задатчике на нуль и угла карты на автомате курса по магнитному курсу самолета контрольный индекс «С» должен вращаться, а индекс «В» — остается неподвижным. При этом стрелка «С» должна перемещаться на 50 км за каждые 5 минут.

3. Изменить угол карты на автомате курса на 90°. Контрольный индекс «С» должен остановиться, а индекс «В» — вращаться. Восточная стрелка должна перемещаться на 50 км за каждые 5 минут.

XI. НЕИСПРАВНОСТИ В СИСТЕМЕ ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ

При появлении в кабинах самолета запаха горящей электрической изоляции и дыма (при зашкаливании амперметров генераторов и аккумуляторов, а также при резком падении напряжения в бортовой сети, являющемся следствием короткого замыкания проводов электросети) необходимо:

1. Включить аварийные приборы и агрегаты на питание от аккумулятора, для чего рукоятку переключателя под красным колпачком (на панели управления источниками электроэнергии — у радиста) установить в верхнее положение (аварийный режим). При этом аккумулятор и аварийная шина с включенными на нее приборами и агрегатами отключаются от основной электросети самолета.

2. Выключить все четыре генератора выключателями, установленными на панели управления источниками электроэнергии. При этом вся основная электросеть обесточивается.

В число приборов и агрегатов, получающих питание в аварийном режиме непосредственно от бортового аккумулятора, входят:

- а) авиагоризонт АГИ-1с;
- б) авиагоризонт АГБ-2 левого пилота;
- в) электрический указатель поворота ЭУП-53;
- г) электрообогрев приемника полного давления ТП-156 приборов левого пилота;
- д) переговорное устройство СПУ-10;
- е) управление топливными кранами (пожарными, кольцевания и баков 1 и 4);

ж) управление выпуском и сбросом посадочного парашюта;

з) преобразователь питания радиостанции УКВ № 1 (МА-100М);

и) управление клапанами сброса давления в кабинах;

к) система сигнализации и тушения пожара;

л) система звуковой и световой сигнализации падения давления в кабинах;

м) лампы УФО освещения приборных досок пилотов и пульта штурмана, подсвет компаса штурмана и дежурное освещение пассажирских кабин;

н) управление ЧР двигателей;

о) система автоматики торможения;

п) взрыватель СРО;

р) запуск двигателей в воздухе.

На самолетах Ту-104Б, кроме того:

с) транспаранты «Пристегните ремни»;

т) приборы ЭМИ-3р;

у) сигнализация положения шасси.

Остальные потребители электроэнергии после выключения генераторов и переключения приборов и агрегатов на питание от аккумуляторов будут обесточены.

Полностью заряженный и исправный аккумулятор обеспечит работу приборов и агрегатов, подключенных на аварийную шину в течение 1—1,5 часов полета.

3. После перевода электросети на аварийный режим нужно попытаться определить неисправность в электросистеме и восстановить ее нормальную работу, для чего:

1) выключить все выключатели и автоматы защиты на панелях АЗС и щитках в кабинах экипажа и пассажиров, кроме выключателей и АЗС приборов и агрегатов, подключенных на аварийную шину (обрамленных желтой рамкой);

2) по запаху горячей изоляции и дыму попытаться определить место неисправности в электросистеме и устранить неисправность;

3) поочередно включать генераторы, наблюдая за показаниями их амперметров и вольтметра.

Убедившись в нормальной работе каждого генератора на основную электросеть, переключить приборы и агрегаты с аварийной шины на нормальное питание от генераторов, а затем поочередно включать автоматы защиты

и выключатели тех потребителей электроэнергии, которые больше других необходимы для нормального продолжения полета, каждый раз наблюдая при этом за показаниями амперметров генераторов и аккумуляторов, а также проверяя, не появляется ли вновь дым и запах гари.

Нагрузка каждого генератора не должна превышать 600 а. Автомат защиты в цепи выявленного или предполагаемого неисправного фидера или объекта оборудования самолета не включать.

4. В том случае, если обнаружить неисправность не удалось и при включении генераторов их амперметры зашкаливают или вновь появляется дым и запах горячей изоляции, — оставить генераторы выключенными и принять меры к посадке самолета на ближайшем аэродроме, используя при этом только приборы и агрегаты, подключенные на аварийную шину.

ИНСТРУКЦИЯ

ПО РАСПРЕДЕЛЕНИЮ ОБЯЗАННОСТЕЙ В ЭКИПАЖАХ
ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТОВ ГА ПРИ ЗАХОДЕ
НА ПОСАДКУ В ПРОСТЫХ И СЛОЖНЫХ МЕТЕОУСЛОВИЯХ

САМОЛЕТ Ту-104

Общие указания

Заход на посадку в сложных метеоусловиях является одним из важнейших этапов пилотирования самолета, когда в целях повышения безопасности полетов необходимо строго соблюдать принципы взаимодействия всех членов экипажа, четкое исполнение функциональных обязанностей всеми членами экипажа. В данной инструкции предусматривается полная и непосредственная ответственность командира корабля за правильное выполнение пилотирования и за безопасность полета, с учетом возросшей роли второго пилота, как основного помощника командира корабля при пилотировании современных самолетов.

Однако для безопасного выполнения захода на посадку в сложных метеоусловиях днем и ночью, наряду с разрешающей возможностью самолетного и наземного оборудования, серьезное и первостепенное значение имеет уровень подготовки и степень точности выполнения своих обязанностей членами экипажа в полете.

Успешное управление самолетом при заходе на посадку в сложных метеоусловиях в своей основе имеет целесообразную организацию работы всего экипажа с тем, чтобы максимально разгрузить командира корабля от тех работ, которые могут и обязаны выполнять члены

экипажа, и дать ему возможность сконцентрировать свое внимание на основной задаче — непрерывной оценке всех элементов полета для принятия правильных решений в соответствии с течением полета.

Исходя из основных положений, настоящая инструкция предусматривает следующие принципы распределения обязанностей при заходе на посадку:

1) При наличии погоды на аэродроме посадки ниже минимума № 2 (для самолета) при заходе на посадку с момента выпуска шасси самолет пилотирует лично командир корабля при активной помощи второго пилота, который помогает командиру корабля в пилотировании самолетом по приборам, без права отрыва от приборов, выдерживая установленные или исправленные командиром корабля параметры полета.

2) При наличии на аэродроме посадки погоды минимума № 2 (для самолета) и выше командир корабля имеет право передать пилотирование второму пилоту по заданным параметрам, лично осуществляя полный непрерывный контроль.

3) Пилотирование самолета с высоты минимума № 2 (для самолета) и переход на визуальный полет, а также посадку во всех случаях осуществляет командир корабля.

4) Настоящая инструкция предусматривает повышенную ответственность командира корабля за выполнение самого сложного элемента пилотирования — захода на посадку в сложных метеоусловиях при активной помощи всего экипажа и, в первую очередь, второго пилота.

Заход на посадку в простых метеоусловиях производится по тем же правилам, что и в сложных метеоусловиях.

Передача второму пилоту функций пилотирования самолета не включает в себя выбор им режима полета и активное самолетовождение по радиосредствам, а подразумевает пилотирование по заданным командиром корабля параметрам по курсу и глиссаде (курс, высота и вертикальная скорость).

Предупреждения. 1. Независимо от того, кто пилотирует самолет — второй пилот или сам командир корабля — командир корабля несет полную ответственность за безопасность полета.

2. Во всех случаях на последней прямой снижение самолета вне видимости земли (огней системы посадки) не должно производиться ниже высоты минимума аэродрома и присвоенного посадочного минимума командира корабля.

Заход на посадку осуществляется по системе СП-50 с одновременным использованием посадочных радиолокаторов и радиоконпасов в качестве вспомогательных контрольных средств. При выходе из строя или отсутствии системы СП-50 для захода на посадку следует применять в первую очередь посадочные радиолокаторы, а при отсутствии их — систему ОСП.

При выполнении снижения по глиссаде следует контролировать себя по радиовысотомеру РВ-2, который дает возможность своевременно определить момент опасного приближения к земле. С этой целью бортмеханик обязан внимательно следить за его показаниями после переключения на диапазон 0—120 м и при показаниях, равных 70 м и менее, громко докладывать командиру корабля.

Распределение обязанностей между членами экипажа на завершающем этапе полета, предусмотренное данной инструкцией, должно осуществляться в экипажах во всех рейсовых и тренировочных полетах. Исключения могут быть в тренировочных и проверочных полетах по указанию инструктора, который проверяет технику пилотирования командира корабля, согласно соответствующим программам.

При проверке техники пилотирования командира корабля проверяющей, занимая правое сиденье, обязывает командира корабля полностью пилотировать самолет, а сам выполняет функции второго пилота, контролируя действия командира корабля и неся полную ответственность за безопасность полета и посадки.

Допуск экипажей к полетам с распределением обязанностей по данной инструкции впервые (или при включении в экипаж второго пилота, штурмана, ранее не летавших по этой инструкции) производится приказом командира отряда после проверки знаний инструкции и контрольно-проверочных полетов (2—4 полета) в аэродромных условиях, с занесением в летную книжку командира корабля, второго пилота, штурмана.

Распределение обязанностей в экипаже самолета Ту-104 при заходе на посадку

(Перед тем, как читать настоящую инструкцию, следует
тщательно изучить «Общие указания»)

Обязанности командира корабля

Руководит работой экипажа и во взаимодействии с ним осуществляет весь комплекс активного полета, пилотируя самолет с момента выпуска шасси до посадки включительно, в соответствии с правилами полетов и Руководством по летной эксплуатации самолета, учитывая с метеообстановкой, информацией и указаниями службы движения. Полностью отвечает за работу подчиненного ему экипажа и за безопасный исход полета.

При подходе к аэродрому. Руководит подготовкой и осуществляет контроль готовности экипажа и самолета к заходу на посадку по контрольной карте обязательных проверок.

Просматривает схему снижения и захода на посадку и расположение препятствий и их превышений в районе аэродрома, указанных в схеме, уточняет курс посадки и установленный минимум погоды.

Проверяет подготовленный штурманом расчет элементов полета для захода на посадку и знакомит с ним членов экипажа.

Знакомит экипаж с фактической погодой на аэродроме и условиями захода на посадку при данной метеобстановке.

Дает необходимые указания членам экипажа по выполнению полета в данных условиях и предупреждает их о том, кто будет пилотировать самолет при заходе на посадку (сам или второй пилот).

Проверяет правильность включения СП-50 на соответствующие каналы, положение тумблера СП-50—ИЛС.

Включает РВ-2 на диапазон больших высот и устанавливает сигнализатор высоты на высоты пролета над ДПРМ и БПРМ.

Требуя доклад от штурмана о правильности настройки радиоконпасов на приводные радиостанции аэродрома.

Убеждается в нормальной работе двигателей, приборов, топливной системы и других агрегатов. При нали-

чий возможности обледенения дает бортмеханику указание о включении противообледенительной системы. Принимает предварительное решение о выпуске тормозного парашюта и выключении одного из двигателей после посадки, о чем сообщает экипажу.

Следит за взаимным расположением самолетов в районе аэропорта, слушая по радио информации службы движения и доклады других экипажей.

При заходе на посадку по установленной схеме. Получив от службы движения разрешение производить заход на посадку, устанавливает на левом барометрическом высотомере величину атмосферного давления аэродрома посадки и дает указание второму пилоту об установке этого давления на правом высотомере. В целях взаимоконтроля правильности установки давления оба пилота поочередно докладывают вслух: «Давление такое-то установлено».

При наличии на аэродроме посадки погоды ниже минимума № 2 (для самолета) дает команду экипажу: «Пилотировать самолет буду я», а при погоде минимума № 2 и выше, в случае передачи управления самолетом второму пилоту, командир корабля дает команду второму пилоту о пилотировании самолета по схеме захода на посадку.

А. Пилотирует самолет командир корабля

Перед выпуском шасси берет управление на себя, о чем громко дает команду всему экипажу.

Пилотирует самолет, управляет режимом работы двигателей, дает команду о выпуске шасси и контролирует их выпуск.

Дает команду второму пилоту о выпуске закрылков на 20° (10°) и получает доклад об исполнении.

Выполняет четвертый разворот, учитывая поправки, даваемые штурманом.

Выйдя на последнюю прямую, уточняет курс полета, готовится к входу в глissаду, дает команду второму пилоту о выпуске закрылков полностью и получает доклад об исполнении, переводит самолет на снижение по глissаде.

После четвертого разворота переключает РВ-2 на диапазон малых высот.

После пролета над ДПРМ уделяет внимание тщательному выдерживанию курса и глиссады, используя СП-50 (РСП, ОСП), своевременно анализируя показания приборов, не допуская снижения самолета ниже глиссады.

Особое внимание уделяет изменению высоты полета и должен быть готов к переходу на визуальный полет, к посадке и возможному уходу на второй круг.

При получении доклада штурмана о визуальной видимости или при решении командира корабля перенести взгляд на землю для оценки обстановки в ходе выполнения глиссады снижения командир корабля, несмотря на непрерывное приборное пилотирование вторым пилотом, подает команду: «Держать по приборам». Командир корабля может отрывать взгляд от приборов при полете в облаках только кратковременно — при получении доклада штурмана о визуальной видимости или для оценки обстановки при подходе к установленному минимуму.

Производит расчет на посадку, соблюдая скорости согласно предварительному расчету, произведенному штурманом, производит посадку, выполняет пробег, торможение, выключение двигателя (при необходимости), дает команду о выпуске парашюта (при необходимости), производит заруливание на стоянку.

В случае невыхода из облаков или отсутствия горизонтальной видимости на высоте установленного минимума погоды для командира корабля, увеличивает обороты двигателей и дает команду: «Уходим на второй круг» и «Убрать шасси», и выполняет уход на второй круг в соответствии с Руководством по летной эксплуатации самолета.

Все команды даются громко и четко; члены экипажа, кого это касается, громко повторяют их.

Б. Когда пилотирует второй пилот

При наличии погоды на аэродроме посадки минимума № 2 и выше (для самолета) командир корабля дает команду второму пилоту о пилотировании самолета по схеме захода на посадку. Используя данные, рассчитанные штурманом, задает второму пилоту курс полета, начало и темп снижения, начало разворотов.

В процессе всего захода на посадку командир корабля, не бросая управления самолетом, не снимая рук со

штурвала, осуществляет постоянный контроль за выдерживанием вторым пилотом заданных параметров полета по радиотехническим средствам, сопоставляет расчетные данные с фактическим положением самолета и, при необходимости, дает второму пилоту изменения в курс полета, высоту, темп снижения, своевременно исправляя его ошибки.

Во всех случаях командир корабля должен быть готов в любое время и на любом участке полета исправить отклонение самолета от установленного режима полета или ошибку второго пилота.

Во время всего полета устанавливает обороты двигателям с расчетом обеспечения установленной скорости по этапам, согласно Руководству по летной эксплуатации самолета, ведет радиосвязь с КДП, СКП, следит за работой СП-50 по показаниям бленкеров.

Дает команду о выпуске шасси и контролирует их выпуск.

Перед четвертым разворотом производит предварительно выпуск закрылков на 20° (10°) и информирует об этом экипаж. Дает команду второму пилоту о выполнении четвертого разворота и указания по выходу на последнюю прямую — крен, курс выхода, если нужно, помогает ему.

После четвертого разворота контролирует переключение РВ-2 на диапазон малых высот.

После выхода на прямую уточняет курс полета, дает команду о начале снижения по глиссаде, указывает величину вертикальной скорости, выпускает закрылки полностью.

После пролета над ДПРМ уделяет внимание тщательному выдерживанию курса и глиссады, используя СП-50 (РСП, ОСП), своевременно анализируя показания приборов, не допуская снижения самолета ниже глиссады.

Предупреждение. Наличие небольшого диапазона между посадочной скоростью и скоростью снижения на последней прямой требует от командира корабля и второго пилота особо внимательного выдерживания установленной скорости на этом участке полета и удержания самолета строго на глиссаде — во избежание потери скорости и управляемости самолета.

Особое внимание уделяет изменению высоты полета и должен быть готов к переходу на визуальный полет для посадки и возможному уходу на второй круг.

При подходе к высоте, соответствующей минимуму

№ 2 для самолета, командир корабля берет управление на себя.

Производит расчет на посадку, соблюдая скорости согласно предварительному расчету, произведенному штурманом, производит посадку, выполняет пробег, торможение, выключает двигатели (при необходимости), дает команду о выпуске парашюта (при необходимости), производит за руливание на стоянку.

В случае невыхода из облаков или отсутствия горизонтальной видимости на высоте установленного минимума погоды (для командира корабля) командир корабля дает команду: «Уходим на второй круг» и «Убрать шасси», и выполняет уход на второй круг в соответствии с Руководством по летной эксплуатации самолета.

Обязанности второго пилота

При подходе к аэродрому. Рассчитывает посадочный вес и центровку самолета, о чем сообщает штурману корабля.

Под руководством командира корабля участвует в подготовке и контроле готовности к заходу на посадку в соответствии с картой обязательных проверок, рассматривает схему снижения и захода на посадку, расположение препятствий и их превышений в районе аэродрома, указанных в схеме, метеобстановку и фактическую погоду на аэродроме. Уточняет курс посадки и установленный минимум погоды.

При заходе на посадку по установленной схеме. Устанавливает высотомер на барометрическое давление аэродрома, о чем громко докладывает: «Давление такое-то установлено».

Получает указания от командира корабля, кто будет пилотировать самолет. При пилотировании командиром корабля второй пилот выполняет непрерывное пилотирование по приборам, а при получении команды — пилотировать самолет — выполняет самостоятельное пилотирование под непрерывным контролем командира корабля по заданным им параметрам полета.

А. Когда пилотирует самолет командир корабля

Второй пилот оказывает активную помощь командиру корабля, помогая пилотировать самолет по приборам по

заданным командиром корабля параметрам — курс, высота, момент начала и темп снижения, начало разворотов, уделяя главное внимание приборам: авиагоризонту, ГПК и указателю скорости. Удерживает заданные или исправленные командиром корабля параметры полета. Обеспечивает непрерывное приборное пилотирование самолетом, всегда учитывая, что командир корабля может, по обстановке, кратковременно отвести взгляд от приборов.

Ведет командную связь с КДП и СКП.

После выполнения третьего разворота по команде командира корабля выпускает закрылки на 20° (10°) и докладывает об исполнении.

Выйдя на последнюю прямую перед входом в глиссаду, по команде командира корабля, выпускает закрылки полностью и докладывает об исполнении.

Непрерывно анализирует показания пилотажных приборов и контролирует выдерживание основных параметров: скорость, курс, глиссада, высота, отсутствие кренов.

Второй пилот ни в коем случае не должен отвлекаться от пилотирования самолета по указанным параметрам, выдерживает их и обязан немедленно докладывать командиру корабля о замеченных отклонениях.

После пролета над ДПРМ второй пилот должен быть постоянно готов к уходу на второй круг и продолжению инструментального полета.

При подходе к высоте установленного минимума погоды, когда последует команда командира корабля: «Держать по приборам», продолжает пилотировать самолет по приборам, удерживая его на курсе и глиссаде, учитывая, что командир корабля на это время может отвести взгляд от приборов, и ответственность его за пилотирование возрастает. Безопасность полета при этом обеспечивается непрерывным приборным пилотированием вторым пилотом.

Второму пилоту отвлекаться от пилотирования самолета по приборам и переносить взгляд на землю запрещается.

При выходе на визуальный полет второй пилот продолжает контролировать по приборам положение самолета и скорость полета вплоть до выравнивания с тем, чтобы в любой момент быть готовым помочь командиру

корабля в продолжении инструментального полета по глиссаде или при уходе на второй круг.

После посадки и окончания пробега убирает закрылки, держит штурвал и педали управления в нейтральном положении и следит за препятствиями на пробеге и рулении.

При уходе на второй круг помогает командиру корабля пилотировать самолет, не допуская кренов и ухода самолета с курса, сохраняя установленную скорость и высоту, руководствуется указаниями командира корабля.

Б. Когда пилотирует самолет второй пилот

С момента дачи командиром корабля команды второму пилоту на пилотирование самолетом второй пилот пилотирует самолет по заданным параметрам — курс, высота, момент начала и темп снижения, начало разворотов, уделяя главное внимание приборам: авиагоризонту, ГПК и указателю скорости, контролирует полет по высотомеру, вариометру, ПСП, соотносясь с положением самолета по курсу и глиссаде. Второй пилот ни в коем случае не должен отвлекаться от пилотирования самолета по указанным параметрам; точное выдерживание заданного режима полета — это его основная функция.

В процессе всего полета, по командам командира корабля, исправляет и уточняет параметры режима полета, выдерживая заданные или исправленные командиром корабля курс, высоту, темп снижения.

При подходе к высоте минимума погоды № 2 и после того, когда командир корабля взял управление на себя, второй пилот сосредоточивает все свое внимание на пилотировании самолета по приборам, удерживая самолет на курсе и глиссаде.

По выходе на визуальный полет и после того, когда командир корабля возьмет пилотирование самолета на себя, второй пилот, не бросая управления и не отвлекаясь на визуальный полет, продолжает контролировать по приборам положение самолета и скорость полета вплоть до выравнивания с тем, чтобы в любой момент быть готовым для продолжения инструментального полета по глиссаде или к уходу на второй круг.

После посадки и окончания пробега убирает закрылки, держит штурвал и педали управления в нейтральном положении и следит за препятствиями на пробеге и рулении.

При уходе на второй круг помогает командиру корабля пилотировать самолет, не допуская кренов и ухода самолета с курса, сохраняя установленную скорость и высоту, руководствуется указаниями командира корабля.

Обязанности штурмана

При подходе к аэродрому посадки просматривает схему снижения и захода на посадку, расположение препятствий, указанных в схеме, и их превышение в районе аэродрома, уточняет курс посадки и установленный минимум погоды. За 10 минут до посадки производит полный навигационный расчет маневра снижения и захода на посадку с учетом всех элементов полета поэтапно: для снижения с исходной высоты, для полета по прямоуглольному маршруту, на последней прямой и для посадки, с учетом фактического ветра.

В расчет элементов полета при заходе на посадку входят: курсы полета, углы сноса, время полета, курсовые углы разворотов и вертикальная скорость снижения, а также определение посадочного веса самолета, посадочной скорости и длины пробега. Расчетные данные передает в письменной форме командиру корабля.

Настраивает радиоконпасы на приводные радиостанции системы посадки (1-й — на ДПРМ, 2-й — на БПРМ), прослушивает позывные, о чем докладывает командиру корабля.

Во время полета непрерывно прослушивает командную радиосвязь, сообщает командиру корабля о начале разворотов, расчетных курсах полета, следит за выдерживанием маршрута захода и элементов полета и при необходимости вносит поправки, не допуская отклонений самолета от установленной схемы.

При выполнении четвертого разворота корректирует выход на последнюю прямую, докладывает удаление самолета от ВПП после выхода из четвертого разворота и при входе в глиссаду.

На последней прямой непрерывно следит за выдерживанием расчетного курса, высоты, скорости полета и вертикальной скорости снижения, немедленно докладывает

вает об отклонениях от расчетных параметров. Докладывает командиру корабля: о достижении высоты и скорости пролета над ДПРМ, о выходе из облаков, о достижении высоты минимума погоды и скорости при этом, о видимости земли, огней подхода и ВПП, о высоте и скорости пролета над БПРМ, о высоте и скорости пролета 500-метровой отметки, о пролете торца ВПП, о фактической скорости приземления, о месте приземления от начала ВПП, о середине ВПП и о 500-метровой отметке до конца ВПП.

Пример доклада командиру корабля при выходе на визуальный полет: «Земля просматривается под собой», «Огни подхода вижу хорошо», «ВПП справа или слева» и т. д.

При уходе на второй круг следит за выдерживанием курса полета, безопасной высоты и правильностью выполнения маневра набора высоты.

Предупреждения. 1. Штурман должен хорошо знать опасные для полета препятствия на удалении максимально возможного отклонения самолета, но не менее чем в радиусе 50 км от аэродрома посадки. Отвечает за правильность построения маневра по схеме захода на посадку и должен знать в любой момент свое точное местонахождение.

2. В период возможного образования мощно-кучевой облачности следит по радиолокатору за наличием грозовых очагов и докладывает об этом командиру корабля. В условиях, грозящих попаданию самолета в грозовой очаг, немедленно дает команду об изменении курса в безопасном направлении.

3. На снижении и заходе на посадку по схеме, вплоть до посадки, штурман обязан заниматься только активным самолетовождением и помогать командиру корабля в заходе на посадку.

Обязанности бортмеханика

Выполняет все подготовительные операции, предусмотренные контрольной картой. Следит за работой автоматики топлива, за расходом и остатком топлива, за показаниями приборов, контролирующими работу двигателей, работой гидросистемы, наличием масла в основной и аварийной системах, наличием обледенения и по команде командира корабля включает противообледенительные системы самолета.

Управляет высотной системой самолета, следит за температурой воздуха в пассажирской и пилотской кабинах.

Выполняет команды командира корабля.

Бортмеханик постоянно должен быть готов к действиям, предусмотренным при пожаре, отказе одного из двигателей и при неисправной гидросистеме. Во время всего захода на посадку следит за показаниями РВ-2, громко докладывает высоту, равную 70 м, и уменьшение показаний вплоть до приземления. Проверяет, все ли сделано для производства посадки, и обо всех замечаниях немедленно докладывает командиру корабля. В порядке взаимного контроля наблюдает за правильностью установки давления на высотомерах. По команде командира корабля выключает и включает фары, выпускает парашют.

При необходимости, по команде командира корабля, включает секундомер и докладывает отсчет времени. После завершения пробега на посадке сбрасывает парашют и управляет фарами.

При уходе на второй круг по команде командира корабля убирает шасси и докладывает об их уборке. Следит за показаниями приборов двигателей, уборкой закрылков. При ненормальных показаниях приборов и отклонениях от установленных норм — немедленно докладывает командиру корабля.

Обязанности бортрадиста

При подходе к аэродрому читает карту обязательных проверок. Докладывает командиру корабля о соответствии частот каналов связи УКВ радиостанций.

Прослушивает позывные приводных радиостанций, используемых экипажем. Следит за своевременной установкой нужных частот УКВ. На последней прямой постоянно следит за исправной работой ПСП и, в случае отказа или неисправности, немедленно докладывает об этом экипажу. Выполняет команды командира корабля. Дублирует, если это необходимо, команды с земли, следит за работой электрооборудования (работой генератора, напряжением в сети и др.). После четвертого разворота напоминает командиру корабля о переключении РВ-2 на диапазон малых высот.

КОНТРОЛЬНАЯ КАРТА ПРОВЕРОК САМОЛЕТА Ту-104 ПЕРЕД ВЗЛЕТОМ И ПОСАДКОЙ

Перед выруливанием на старт

1. ПОСТАВИТЬ — на стояночный тормоз.
2. ДОЛОЖИТЬ — о готовности к полету и об осмотре самолета в соответствии с листами осмотра для каждого члена экипажа:
 - а) командира корабля (приложение 1);
 - б) штурмана (приложение 2);
 - в) второго пилота (приложение 3);
 - г) бортрадиста (приложение 4);
 - д) бортмеханика (приложение 5);
 - е) бортпроводника — об окончании посадки пассажиров, включении сигнализации падения давления и о комплектности бытового оборудования.
3. ПРОВЕРИТЬ — снятие оси водила.
4. ПРОВЕРИТЬ — положение кранов шасси.
5. ПРОВЕРИТЬ — включение всех АЗС и транспарантов.
6. ПРОВЕРИТЬ — количество топлива.
7. УСТАНОВИТЬ — код опознавания.
8. ВКЛЮЧИТЬ — ДГМК, ГПК, авиагоризонты (разарретировать).
9. ВКЛЮЧИТЬ — планку автопилота АП-5-2М, установить рукоятки на «0». Для автопилота АП-6Е — убедиться в выключении тумблера подготовки автопилота на пульте управления.

10. ПРОБЕРИТЬ — положение триммеров и управление самолетом.
11. ПРОВЕРИТЬ — закрытие блокировочной крышки автоматического сброса парашюта, исправность цепи сброса.
12. ВКЛЮЧИТЬ — топливную систему.
13. ПРОВЕРИТЬ — включение автомата тормозов.
14. ПРОВЕРИТЬ — закрытие входных дверей.
15. УСТАНОВИТЬ — рычаги аварийных тормозов в исходное положение.
16. ЗАПРОСИТЬ — разрешение на запуск двигателей и произвести запуск. При необходимости включить противообледенители двигателей.
17. ПРОВЕРИТЬ — работу генераторов.
18. ЗАКРЫТЬ — щиток запуска двигателей.
19. ВКЛЮЧИТЬ — АРК-5 и проверить настройку.
20. ВКЛЮЧИТЬ — РВ-2, ПСП. (Путь).
21. ПРОВЕРИТЬ — давление в гидро- и воздушной системе (150 ат).
22. ОТКРЫТЬ — кислород и проверить маски всем членам экипажа.
23. СНЯТЬ — со стояночного тормоза.
24. ПРОВЕРИТЬ — в процессе руления основные и аварийные тормоза.

На предварительном старте

1. ВЫПУСТИТЬ — закрылки на взлетный угол, проверить синхронность.
2. ПРОВЕРИТЬ — работу автоматики топливной системы.
3. ПРОВЕРИТЬ — работу триммера руля высоты от электропривода и застопорить тумблер.
4. ПРОВЕРИТЬ — «0» на высотомерах, сличить давление.
5. ЗАПРОСИТЬ — КДП о порядке выхода из зоны аэродрома.

На исполнительном старте

1. ЗАКОНТРИТЬ — управление передней ногой.
2. УСТАНОВИТЬ — ГПК на курс взлета.
3. ПРОВЕРИТЬ — и сличить показания компасов (штурману).
4. ВЫКЛЮЧИТЬ — планку автопилота АП-5-2
5. УСТАНОВИТЬ — «ЧР» в исходное положение.

- 6. ПРОВЕРИТЬ — закрытие форточек кабины пилотов.
- 7. ЗАПРОСИТЬ — взлет у СКП.
- 8. ВКЛЮЧИТЬ — обогрев ПВД.

После взлета и в наборе высоты

- 1. ПОСТАВИТЬ — «ЧР» в положение выключено (после уборки шасси).
- 2. УСТАНОВИТЬ — все высотомеры на давление 760 ($H=400$ м).
- 3. РАССТОПОРИТЬ — управление триммером руля высоты ($H=4000$ м).

ПЕРЕД СНИЖЕНИЕМ И ПОСАДКОЙ

а) Перед снижением

- 1. ПРОСМОТРЕТЬ — схему захода на посадку и предупредить экипаж о порядке снижения и захода на посадку.
- 2. ВКЛЮЧИТЬ — транспаранты, ПСП и РВ-2.
- 3. ПРОВЕРИТЬ — остаток топлива и правильность работы топливной системы.
- 4. РАССЧИТАТЬ — посадочный вес, центровку и посадочную скорость.
б) $H=4000$ м
- 5. ЗАКОНТРИТЬ — управление триммером руля высоты.
- 6. ПРОВЕРИТЬ — настройку АРК-5 № 1 и № 2 на приводные радиостанции аэродрома посадки, проверить соответствие позывных радиостанций.

в) На траверзе ДПРМ—перед выпуском шасси

- 1. ВЫКЛЮЧИТЬ — планку автопилота ($H=1000$ м).
- 2. ПРОВЕРИТЬ — правильность работы ПСП.
- 3. ПРОВЕРИТЬ — центровку управления передней ногой и правильность сигнальных ламп шасси.
- 4. ПРОВЕРИТЬ — включение АЗС сирены шасси.
- 5. ПРОВЕРИТЬ — положение рычагов аварийных тормозов и включение автомата тормозов.
- 6. ВЫКЛЮЧИТЬ — противообледенители крыла.
- 7. ВЫПУСТИТЬ — шасси и убедиться в их выпуске по всем видам контроля.

г) После 3-го разворота

- ВЫПУСТИТЬ — закрылки на 20° (10°).

Порядок пользования картой

Осмотр и подготовка самолета перед вылетом каждым членом экипажа производится в соответствии с Руководством по летной эксплуатации самолета и контролируется по листам контрольного осмотра для каждого члена экипажа.

Экипаж за 15 минут до вылета занимает рабочие места в самолете и второй пилот или бортрадист читает карту по СПУ; члены экипажа докладывают командиру корабля по вопросам, их касающимся — коротко, без задержек: «открыто», «закрыто», «проверено», «давление 150» и т. д.

Командир корабля контролирует исполнение. Карта обязательных проверок находится на борту самолета у бортрадиста. Листы контрольного осмотра самолета перед вылетом находятся у членов экипажа.

ПРИЛОЖЕНИЕ 1
(к контрольной карте)

ЛИСТ КОНТРОЛЬНОГО ОСМОТРА
самолета Ту-104 командиром корабля перед запуском двигателей
и выруливанием на старт

1. ОСМОТРЕТЬ — планер, силовые установки и шасси.
 2. ПРИНЯТЬ — доклад от бортмеханика о заправке самолета топливом, маслом, о ресурсах двигателей и самолета, последних работах, проведенных на самолете, и о наличии формуляров.
 3. ОСМОТРЕТЬ — кабину экипажа, остекление.
 4. ПОДОГНАТЬ — педали, кресло и проверить надежность его стопорения.
 5. ПРОВЕРИТЬ — плавность хода рычагов аварийных тормозов.
 6. ПРОВЕРИТЬ — легкость хода элеронов и рулей.
- Примечание.** При приемке самолета экипажем от ЛЭРМ перед началом рейса проверить совместно со вторым пилотом правильность отклонения рулей, элеронов, триммеров и закрылков.
7. ПРОВЕРИТЬ — положение переключателя выпуска и уборок закрылков (нейтрально), закрылки убраны.
 8. ПРОВЕРИТЬ — плавность хода рычагов управления двигателями, исправность защелок и наличие пломбы на механизме ЧР.
 9. ПРОВЕРИТЬ — исправность электромеханизмов триммеров, установить триммеры в нейтральное положение.
 10. ПРОВЕРИТЬ — исправность освещения приборов у своего рабочего места, установку переключателя фар в нейтральное положение (перед ночным полетом).
 11. ОСМОТРЕТЬ — левую и среднюю приборные доски и убедиться в правильности исходных показаний основных приборов, в наличии графиков и поправок к ним.
 12. ПРОВЕРИТЬ — исправность кислородного оборудования.

ПРИЛОЖЕНИЕ 2
(к контрольной карте)

ЛИСТ КОНТРОЛЬНОГО ОСМОТРА
самолета Ту-104 штурманом корабля перед запуском двигателей
и выруливанием на старт

1. ПРОВЕРИТЬ — остекление кабины.
2. ПРОВЕРИТЬ — антенны (РБП-4Г, РВ-2).
3. ПРОВЕРИТЬ — положение ручки люков ПОСАБ и зарядку сигнальных ракет.
4. ПРОВЕРИТЬ — подвижность и стопорение кресла.
5. УСТАНОВИТЬ — а) исходное положение ручек, выключателей РБП-4Г;
б) на указателе курсовых углов АРК-5 индекс — против «0»;
в) на УШМ ДГМК-7 индекс «Ю» — против нуля склонения.
6. ПРОВЕРИТЬ — кислородное оборудование.
7. ПРОВЕРИТЬ — ВД-20, завести часы и проверить правильность их показания.

После подключения аэродромного питания

1. ПРОВЕРИТЬ — включение АЗС.
2. ВКЛЮЧИТЬ — ГПК-52.
3. ПРОВЕРИТЬ — работу АРК-5, ДГМК-7, КИ-12 (КИ-13), ДАК-ДБ, НИ-506, РБП-4Г, обогрев стекол.
4. ПРОВЕРИТЬ — ночное оборудование (при подготовке к ночным полетам).
5. ПРИВЯЗАТЬСЯ К КРЕСЛУ И ЗАСТОПОРИТЬ ЕГО.
6. ДОЛОЖИТЬ — после запуска двигателя об отходе от самолета АПА-2.
7. ПРОВЕРИТЬ — после запуска двигателей давление в воздушной системе, открытия люка ПОСАБ, а в воздухе следить, чтобы оно не превышало 150 ат.
8. ДОЛОЖИТЬ — командиру корабля об осмотре и готовности самолета к запуску согласно контрольному листу.

ПРИЛОЖЕНИЕ 3

(к контрольной карте)

ЛИСТ КОНТРОЛЬНОГО ОСМОТРА

самолета Ту-104 вторым пилотом перед запуском двигателей и выруливанием на старт

1. ПРОВЕРИТЬ — размещение загрузки, центровку самолета, наличие документов на загрузку и произвести внешний осмотр после загрузки.
2. ПРОИЗВЕСТИ — внутренний осмотр пассажирской кабины.
3. ПРОВЕРИТЬ — пилотскую кабину.
4. ОСМОТРЕТЬ — приборную доску и проверить заправку самолета горючим.
5. ПОДОГНАТЬ — кресло и педали.
6. ПРОВЕРИТЬ — положение указателей триммеров, закрылков.
7. ПРОВЕРИТЬ — исправность кислородного оборудования.
8. ПРОВЕРИТЬ — положение тумблеров правого пульта.
9. ПРОВЕРИТЬ — положение тумблера сброса давления в кабинах.
10. ПРОВЕРИТЬ — положение заслонок системы наддува.
11. ПРОВЕРИТЬ — центровку кранов аварийного слива топлива.
12. ПРОВЕРИТЬ — кран противообледенительной системы крыла (положение выключено).
13. ПРОВЕРИТЬ — работу ПСП и СПУ.
14. ДОЛОЖИТЬ — командиру корабля об осмотре самолета в соответствии с контрольным листом и о готовности к запуску двигателей.

ПРИЛОЖЕНИЕ 4 (к контрольной карте)

ЛИСТ КОНТРОЛЬНОГО ОСМОТРА

самолета Ту-104 бортрадистом перед запуском двигателей и выруливанием на старт

1. ПРОВЕСТИ — внешний осмотр антенн.
2. ПРОВЕРИТЬ — наличие запасного имущества, предохранителей и целостность пломб на ящиках.
3. ПРОВЕСТИ — внешний осмотр связанного радиооборудования, проверку надежности крепления фишек и антенных выводов.
4. ПОДКЛЮЧИТЬ — напряжение бортовых аккумуляторов под нагрузкой.
5. ПРОВЕРИТЬ — аэродромное питание и убедиться в нормальности напряжения.
6. ПРОВЕРИТЬ — поочередно рабочий и резервный преобразователи и убедиться в нормальности напряжения 115 в.
7. ВКЛЮЧИТЬ И ПРОВЕРИТЬ — работу СПУ-10.
8. ПРОВЕРИТЬ — работу УКВ № 1 и УКВ № 2 и произвести проверку связи; соответствие комплекта кварцев для ведения связи по маршруту.
9. ВКЛЮЧИТЬ — связанную радиостанцию под током:
 Передатчик:
 а) произвести настройку передатчика на необходимые частоты;
 б) убедиться в правильности работы автоматики;
 в) проверить работу передатчика во всех режимах.
 Приемник — проверить работу приемника на всех диапазонах в положении «ТЛФ» и «ТЛГ».
10. ПРОВЕРИТЬ — работу задатчика высоты РВ-2.
11. ПРОВЕРИТЬ — работу УКВ от МА-250.
12. ВКЛЮЧИТЬ И ПРОВЕРИТЬ — работу СП-50, ИЛС.
13. ПРОВЕРИТЬ — кислородное оборудование.
14. ДОЛОЖИТЬ — командиру корабля об осмотре самолета согласно контрольному листу о готовности к запуску.

ПРИЛОЖЕНИЕ 5
(к контрольной карте)

**Лист контрольного осмотра
самолета Ту-104 бортмехаником перед запуском двигателей
и выруливанием на старт**

1. ПРОВЕРИТЬ — наличие формуляров.
2. ПРОВЕРИТЬ — комплектность бортимущества.
3. ПРОВЕРИТЬ — снятие чехлов, заглушек двигателей и статических отверстий, чехлов с приемников ТП-156.
4. ПРОВЕРИТЬ — отсутствие на поверхности самолета грязи, инея и льда.
5. ПРОВЕРИТЬ — состояние колес, стабилизирующих амортизаторов и наличие паспортов на колеса.
6. ПРОВЕРИТЬ — надежность закрытия люков турбостартера.
7. ПРОВЕРИТЬ — через горловины количество заправленного топлива, масла, бензина в соответствии с заданием на полет и по топливомеру.
8. УСТАНОВИТЬ — расходомеры согласно наличию топлива.
9. ПРОВЕРИТЬ — надежность закрытия пробок, заливных горловин, топливных и масляных баков и санузлов, надежность закрытия аварийных люков, лючков, крышек капотов (положение «Закрыто»).
10. ПРОВЕРИТЬ — качество отстоя, слитого из топливных баков.
11. ПРОВЕРИТЬ — открытие ленты перепуска воздуха.
12. ПРОВЕРИТЬ — зарядку воздушной системы (не ниже 70 кг/см²).
13. ПРОВЕРИТЬ — давление в гидросистеме, количество АМГ-10 в системах.

14. ПРОВЕРИТЬ — работу тормозной системы, ручного гидронасоса и стеклоочистителей.
15. ПРОВЕРИТЬ — заправку сансистемы водой и химжидкостью.
16. ПРОВЕРИТЬ — зарядку и работу кислородного оборудования.
17. ПРОВЕРИТЬ — включение, контрольку и пломбировку тумблера автомата тормозов; положение механизма ЧР, его контрольку и пломбировку.
18. ПРОВЕРИТЬ — включение АЗС всех панелей.
19. ПРОВЕРИТЬ — под нагрузкой напряжение бортового аккумулятора.
20. ПРОВЕРИТЬ — положение заслонок системы наддува кабин.
21. ПРОВЕРИТЬ — исправность АНО, фар, пожарной системы.
22. ПРОВЕРИТЬ — обработку стекол жидкостью МГ-10.
23. ПРОВЕРИТЬ — работу противообледенительных средств: стекол, ПВД, двигателей, крыльев и стабилизатора, — совместно с техником — работоспособность анероидных приборов.
24. ПРОВЕРИТЬ — основной кран шасси (обе кнопки вытянуты вверх), аварийный кран шасси (крышка законтрена и опломбирована).
25. ПРОВЕРИТЬ — установку тормозного парашюта в систему его выпуска по сигнализации.
26. ПРОВЕРИТЬ — наличие сеток, надежность крепления груза в багажниках, закрытие багажных люков.
27. ПРОВЕРИТЬ — оформление документации по техническому обслуживанию. Принять самолет от технической бригады.
28. ДОЛОЖИТЬ — командиру корабля об осмотре и готовности самолета к выруливанию согласно контрольному листу.

СОДЕРЖАНИЕ

Введение	5
Основные данные и ограничения для самолетов Ту-104, Ту-104А, Ту-104Б, Ту-104В и Ту-104Д	6
Глава I. Подготовка к полету	
I. Расчет наимыгоднейших режимов полета	10
1. Ограничения по высоте и скорости полета	11
2. Определение наимыгоднейшей высоты полета	13
3. Определение наимыгоднейшей скорости полета	18
4. Расчет скорости полета для прибытия по расписанию	19
II. Расчет заправки и заправка самолета топливом	23
1. Расчет заправки топливом	23
2. Заправка самолета топливом	25
III. Загрузка и центровка самолета	26
1. Самолет Ту-104	29
2. Определение центровки самолета без топлива для са- молетов Ту-104А, Ту-104Б, Ту-104В и Ту-104Д	30
3. Самолет Ту-104А	34
4. Самолет Ту-104Б	38
5. Самолет Ту-104В	44
6. Самолет Ту-104Д	44
IV. Расчет длины разбега самолетов типа Ту-104 в зависи- мости от условий старта	—
V. Изучение экипажем метеорологических условий полета по маршруту	48
VI. Предполетный осмотр и проверка материальной части самолета и его оборудования экипажем	49
1. Предполетная подготовка самолета бортмехаником	50
2. Предполетная подготовка самолета штурманом	60
3. Предполетная подготовка самолета вторым пилотом	61
4. Предполетная подготовка самолета бортрадиом	62
5. Предполетная подготовка самолета командиром ко- рабля	63
6. Обязанности бортпроводника при подготовке самолета к полету	66

Глава II. Выполнение полета

I. Заключительные работы перед выруливанием на старт	69
II. Руление	72
III. Подготовка к взлету	75
IV. Взлет	77
1. Взлет при боковом ветре	80
2. Взлет с попутным ветром	82
3. Взлет с уменьшением шума на местности	87
4. Отказ одного из двигателей на взлете	—
V. Набор высоты после взлета	90
Отказ одного из двигателей в наборе высоты	94
VI. Горизонтальный полет на высоте эшелона	97
1. Полет на максимальных скоростях и предельных числах М	104
2. Минимальные скорости полета	—
3. Ограничения по выполнению разворотов	106
4. Отказ одного из двигателей в крейсерском полете	107
5. Пилотирование самолета при температуре наруж- ного воздуха, отличающейся от стандартной	108
6. Экстренное снижение	—
VII. Снижение	110
VIII. Заход на посадку	114
IX. Посадка	123
1. Посадка при боковом ветре	133
2. Посадка на увлажненную и обледеневшую полосу	135
3. Посадка с максимально допустимым посадочным весом	—
4. Неполный выпуск шасси при заходе на посадку	136
5. Довыпуск шасси от аварийной системы	137
6. Отказ основной и аварийной систем выпуска шасси	—
7. Посадка с невыпущенной передней ногой шасси	138
8. Посадка на одну ногу основного шасси и переднюю ногу	—
9. Посадка на фюзеляж	139
10. Посадка при отказе системы выпуска закрылков	140
11. Срочная посадка с применением слива топлива	—
12. Посадка и уход на второй круг с одним неработаю- щим двигателем	143
13. Уход на второй круг при двух работающих двига- телях	—
X. Экстренное покидание самолета пассажирами и экипа- жем на земле при помощи брезентового желоба	145
XI. Заруливание на стоянку и остановка двигателей	147

Глава III. Полеты в сложных метеорологических условиях

I. Применение радиосредств при заходе на посадку и при посадке	150
II. Полеты ночью	165
III. Полет в зоне атмосферной турбулентности	168
1. Метеорологические особенности состояния атмосферы на больших высотах	—
2. Пилотирование самолета в условиях болтанки	173
IV. Полет в условиях обледенения	178

V. Применение приборного оборудования при полете в сложных метеоусловиях	185
--	-----

Глава IV. Эксплуатация материальной части на земле и в полете

I. Эксплуатация двигателей на земле и в полете	187
1. Указания по запуску двигателей на земле	—
2. Выключение двигателя в полете	205
3. Запуск двигателя в полете	—
4. Указание на случай появления помпажа двигателя в полете	208
5. Указания по применению чрезвычайного режима	—
II. Указания по эксплуатации топливной системы	210
III. Полет с неработающими топливоподкачивающими насосами	215
IV. Появление в полете утечки топлива из топливной системы самолета	217
V. Тушение пожара на самолете	218
VI. А. Указания по пилотированию самолета при помощи автопилота АП-5-2 (АП-5-2М)	221
1. Включение автопилота в полете	—
2. Пользование автопилотом в полете	222
Б. Указания по пилотированию самолета при помощи автопилота АП-6Е, установленного вместо АП-5-2	225
VII. Шасси, гидравлическая и воздушная системы	230
VIII. Эксплуатация в полете системы кондиционирования герметической кабины самолета	241
IX. Эксплуатация радиооборудования	252
1. Перечень радиооборудования	—
2. Защита цепей питания радиооборудования	253
3. Включение радиоустановок и особенности их использования на самолете	—
4. Устранение в полете простейших неисправностей	277
X. Эксплуатация навигационного оборудования самолета	278
XI. Неисправности в системе электрооборудования	299
Приложения:	
1. Инструкция по распределению обязанностей в экипажах	305
2. Контрольная карта проверок самолета Ту-104 перед взлетом и посадкой	318