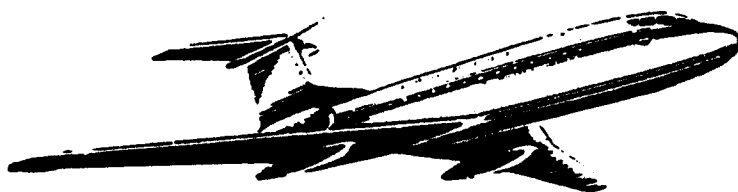


МИНИСТЕРСТВО ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ



Эталон ГС ГА



Ту-134А

ИНСТРУКЦИЯ

ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ

КНИГА I, ЧАСТЬ I

ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА



©, ЗАО "АНТЦ "ТЕХНОЛОГ", 2001

МИНИСТЕРСТВО ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ



Ту-134А

ИНСТРУКЦИЯ

ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ

КНИГА I, ЧАСТЬ I

ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

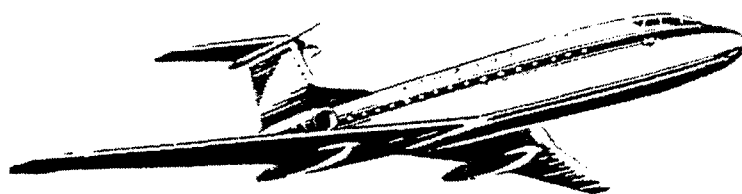


©, ЗАО "АНТЦ "ТЕХНОЛОГ", 2001

МИНИСТЕРСТВО ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ



Эталон ГС ГА



Ту-134А

ИНСТРУКЦИЯ

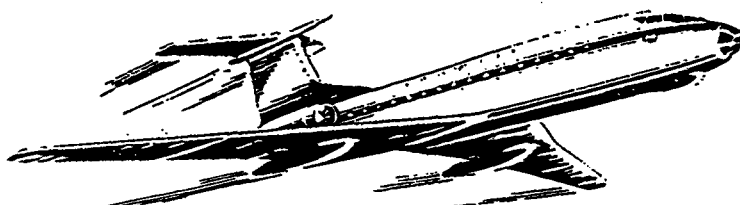
ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ

КНИГА I, ЧАСТЬ I

ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА



©, ЗАО "АНТЦ "ТЕХНОЛОГ", 2001

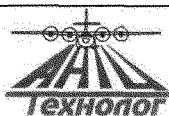


ТУ-134А

ИНСТРУКЦИЯ ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ

КНИГА I
ЧАСТЬ I

ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА



Сверен с
Эталоном

по состоянию на 09.03.2007

ИЗ. Кн. I ч. I.

Характеристики самолета с-та Ту-134
Ведущий инженер **Беседин Ю.И.**

(подпись)

©, ЗАО "АНТЦ "ТЕХНОЛОГ", 2001



Сверен с
Эталоном

по состоянию на 28.06.2007

ИЗ. Кн. I ч. I.

Характеристики самолета с-та Ту-134
Ведущий инженер **Беседин Ю.И.**

(подпись)

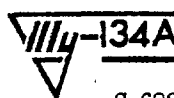
Лист контроля ведения

Дата проверки	Результат проверки	Срок устранения замечаний	Проверяющий	Устранены замечания

С 3704 и на 3503, 3601, 3604, 3609, 3702 ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ

Раздел Глава	Страница	Дата	При- ме- чание	Раздел Глава	Страница	Дата	При- ме- чание	Раздел Глава	Страница	Дата	При- ме- чание
Перечень действ. страниц	Титульн. лист				48	23.02.71			97	23.02.71	
	*I	15.03.77	ГА		49	1.03.73			98	23.02.71	
	I	20.05.70			50	1.03.73			99	15.03.76	
	2	20.05.70			51	20.05.70			100	23.02.71	
	3	20.05.70			52	20.05.70			101	23.02.71	
	4	15.03.77			53	20.05.70			102	20.05.70	
	5	20.05.70			54	1.03.73			103	10.08.73	
	6	20.05.70			55	1.03.73			104	20.05.70	
	7	20.05.70			56	20.05.70			105	20.05.70	
	8	20.05.70			57	20.05.70			106	20.05.70	
	9	20.05.70			58	10.08.73			107	25.03.76	
	10	25.01.76			59	10.08.73			108	30.10.72	
	11	25.01.76			60	10.08.73			109	25.03.76	
	12	20.05.70			61	10.08.73			110	30.10.72	
	*13	15.03.77			62	30.10.72			111	30.10.72	
	14	23.02.71			62a	10.08.73			*112	15.03.77	
	15	23.02.71			63	30.10.72			113	30.10.72	
	16	23.02.71			64	10.08.73			114	30.10.72	
	17	23.02.71			*65	15.03.77			115	30.10.72	
	18	23.02.71			66	1.03.73			116	30.10.72	
	19	23.02.71			67	1.03.73			117	20.05.70	
	20	23.02.71			68	20.05.70			118	25.03.76	
	21	10.08.73			69	20.05.70			119	1.02.71	
	22	20.05.70			70	10.08.73			120	20.05.70	
	23	30.10.72			71	1.03.73			121	25.01.76	
	24	30.10.72			72	Чист.лист			122	25.04.76	
	25	30.10.72			73	20.05.70			*123	15.03.77	
	26	20.05.70			74	10.08.73			124	1.02.71	
	27	20.05.70			75	20.05.70			125	20.05.70	
	*28	15.03.77			76	15.03.76			126	15.03.76	
	29	10.08.73			77	23.02.71			127	20.05.70	
	30	Чист.лист			78	23.02.71			128	20.05.70	
	31	23.02.71			79	23.02.71			129	20.05.70	
	31a	23.02.71			80	23.02.71			130	20.05.70	
	32	23.02.71			81	23.02.71			131	1.02.71	
	*33	15.03.77			82	23.02.71			132	10.04.73	
	34	20.05.70			83	23.02.71			133	10.04.73	
	*35	15.03.77			84	23.02.71			134	25.01.76	
	*36	15.03.77			85	10.08.73			135	25.01.76	
	*37	15.03.77			86	23.02.71			136	20.05.70	
	*38	15.03.77			86a	23.02.71			137	15.05.74	
	*39	15.03.77			87	10.08.73			138	1.02.74	
	*40	15.03.77			88	23.02.71			139	15.05.74	
	*41	15.03.77			89	23.02.71			140	20.05.70	
	*42	15.03.77			90	23.02.71			141	25.04.76	ДИСС
	*43	15.03.77			91	10.08.73			142	5.07.71	
	*44	15.03.77			92	30.10.72			143	25.04.76	ДИСС
	45	20.05.70			93	23.02.71			144	20.05.70	
	46	5.09.72			94	Чист.лист			145	5.10.76	
	47	20.05.70			95	5.11.72					
					96	Чист.лист					

Звездочкой помечены страницы, замененные или добавленные при последнем изменении № 34



Инструкция по эксплуатации

книга I часть I

С 60256

ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ

Раздел Глава	Страница	Дата	Примечание	Раздел Глава	Страница	Дата	Примечание	Раздел Глава	Страница	Дата	Примечание
Перечень действ. страниц	Титульн. лист				№ 47	15.09.78			96	Чист.лист	
	№ I	15.09.78	УВ		48	23.02.71			97	23.02.71	
	I	20.05.70			49	5.07.78	УВ		98	23.02.71	
	2	20.05.70			50	5.07.78	УВ		99	15.03.77	
	3	20.05.70			51	20.05.70			100	23.02.71	
	4	15.09.78			52	20.05.70			101	23.02.71	
	5	5.07.78	УВ		53	20.05.70			102	20.05.70	
	6	20.05.70			54	5.07.78	УВ		103	10.08.73	
	7	20.05.70			55	5.07.78	УВ		104	20.05.70	
	8	20.05.70			56	20.05.70			105	20.05.70	
	9	20.05.70			57	5.07.78	УВ		№ 106	15.09.78	
	10	25.01.76			58	5.07.78	УВ		№ 107	15.09.78	
	11	25.01.76			59	10.08.73			108	30.10.72	
	12	20.05.70			60	10.08.73			109	25.03.76	
	13	15.03.77			61	10.08.73			№ 110	15.09.78	
	14	23.02.71			62	5.07.78	УВ		111	30.10.72	
	15	23.02.71			62a	5.07.78	УВ		112	5.07.78	УВ
	16	23.02.71			63	30.10.72			113	5.07.78	УВ
	17	23.02.71			64	5.07.78	УВ		114	5.07.78	УВ
	18	23.02.71			№ 65	15.09.78	УВ		115	30.10.72	
	19	23.02.71			66	5.07.78	УВ		116	30.10.72	
	20	5.07.78	УВ		67	5.07.78	УВ		117	20.05.70	
	21	5.07.78	УВ		68	20.05.70			118	25.03.76	
	22	5.07.78	УВ		69	20.05.70			119	1.02.71	
	23	30.10.72			70	5.07.78	УВ		120	20.05.70	
	№ 24	15.09.78			71	5.07.78	УВ		121	25.01.76	
	№ 25	15.09.78			72	Чист.лист			122	25.04.76	
	26	20.05.70			73	20.05.70			123	15.03.77	
	27	20.05.70			74	10.08.73			№ 124	15.09.78	
	№ 28	15.09.78			75	20.05.70			№ 125	15.09.78	
	29	10.08.73			76	15.03.77			126	15.03.77	
	30	Чист.лист			77	23.02.71			127	5.05.78	
	31	5.07.78	УВ		78	23.02.71			128	20.05.70	
	31a	23.02.71			79	23.02.71			129	20.05.70	
	32	23.02.71			80	23.02.71			130	20.05.70	
	33	5.07.78	УВ		81	23.02.71			131	1.02.71	
	34	20.05.70			82	23.02.71			132	10.04.73	
	35	5.07.78	УВ		83	23.02.71			133	10.04.73	
	36	5.07.78	УВ		84	23.02.71			134	25.01.76	
	37	5.07.78	УВ		85	10.08.73			135	5.04.78	
	38	5.07.78	УВ		86	23.02.71			136	20.05.70	
	39	5.07.78	УВ		86a	23.02.71			137	5.05.78	
	40	5.07.78	УВ		87	10.08.73			138	5.05.78	
	41	5.07.78	УВ		88	23.02.71			139	5.05.78	
	42	5.07.78	УВ		89	23.02.71			140	20.05.70	
	43	5.07.78	УВ		90	23.02.71			141	25.04.76	ДИСС
	44	5.07.78	УВ		91	10.08.73			142	5.07.71	
	45	20.05.70			92	30.10.72			143	25.04.76	ДИСС
	46	5.09.72			93	23.02.71			144	20.05.70	
					94	Чист.лист			145	5.05.78	
					95	5.11.72					

* Звездочкой помечены страницы, измененные или добавленные при последнем изменении № 49 ...

15.09.78
УВ

ВВЕДЕНИЕ

Книга I, часть I "Характеристики самолета" содержит необходимые сведения о весах, аэродинамике, устойчивости и управляемости и прочности самолета. Дает общее представление о конструкции самолета, его системах и оборудовании.

При детальном ознакомлении с конструкцией самолета, его системами и оборудованием следует пользоваться основными книгами, указанными в "Перечне инструкций по эксплуатации".

ОГЛАВЛЕНИЕ

	<u>Стр.</u>
Глава I. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЕТЕ	5
ЭКОНОМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ	14
СВОДНАЯ ТАБЛИЦА ОСНОВНЫХ ЛЕТНЫХ И ТЕХНИЧЕСКИХ ДАННЫХ САМОЛЕТА	20
ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ И РЕГУЛИРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА	26
Глава II. ОСНОВНЫЕ ВЕСОВЫЕ И ЦЕНТРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ	33
1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ	33
2. ОСНОВНЫЕ ВЕСОВЫЕ ДАННЫЕ	35
3. ОСНОВНЫЕ ЦЕНТРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ	37
Глава III. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ	47
УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ	74
Глава IV. ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ПО ПРОЧНОСТИ	108
Глава V. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА	117
Глава VI. КОНСТРУКЦИЯ САМОЛЕТА	123
Глава VII. АВИАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	137
1. РАДИООБОРУДОВАНИЕ	137
2. ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	141
3. ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ	144



П Е Р Е Ч Е Н Ь К Н И Г

ИНСТРУКЦИИ ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ

КНИГА I

Характеристики самолета и руководство по летной эксплуатации и центровке

ЧАСТЬ I. Характеристики самолета

ЧАСТЬ II. Руководство по летной эксплуатации

ЧАСТЬ III. Руководство по центровке и загрузке

КНИГА II

Планер, бытовое и аварийно-спасательное оборудование

КНИГА III

Силовая установка

КНИГА IV

Управление самолетом, шасси, гидравлическое оборудование

КНИГА V

Высотное, кислородное оборудование и противообледенители

КНИГА VI

Электрооборудование, приборное оборудование и электронная автоматика

КНИГА VII

Радиооборудование

КНИГА VIII

Аэродромное обслуживание

КНИГА IX

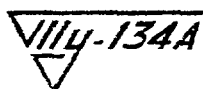
Наземное оборудование

РЕГЛАМЕНТ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ

ЧАСТЬ I. Планер и силовая установка

ЧАСТЬ II. Спецоборудование

20.05.70



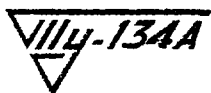
Инструкция по эксплуатации

книга | часть |

Л И С Т

учета внесенных изменений

№ п/п	Дата внесения изменения	№ изменения	№ изменен-ного раз-дела, стра-ницы	Кем внесено изменение
1.	23.02.71	Изменение № 1		ХАЗ
2.	1.02.72	Изменение № 2		ХАЗ
3.	1.04.72	Изменение № 3		ХАЗ
4.	10.10.72	Изменение № 4		ХАЗ
5.	30.10.72	Изменение № 5		ХАЗ
6.	5.11.72	Изменение № 6		ХАЗ
7.	1.02.73	Изменение № 7		ХАЗ
8.	1.02.73	Изменение № 8 (для самолетов авиакомпании "ЛОТ" ПНР)		ХАЗ
9.	1.03.73	Изменение № 9		ХАЗ
10.	1.04.73	Изменение № 10 (для самолетов авиакомпании "ИНТЕРФЛОТ" ГДР)		ХАЗ
11.	10.04.73	Изменение № 11		ХАЗ
12.	1.05.73	Изменение № 12 (для самолетов авиакомпании НРБ)		ХАЗ
13.	1.07.73	Изменение № 13 (для самолетов авиакомпании ПНР)		ХАЗ
14.	20.07.73	Изменение № 14 (для самолетов авиакомпании ПНР)		ХАЗ
15.	10.08.73	Изменение № 15		ХАЗ
16.	1.10.73	Изменение № 16 (для самолетов авиакомпании ГДР)		ХАЗ
17.	1.02.74	Изменение № 17 (для самолетов авиакомпании НРБ)		ХАЗ
18.	1.04.74	Изменение № 18 (для самолетов авиакомпании "ИНТЕРФЛОТ" ГДР)		ХАЗ
19.	15.05.74	Изменение № 19		ХАЗ
20.	1.06.74	Изменение № 20 (для самолетов авиакомпании ВНР)		ХАЗ
21.	5.07.75	Изменение № 21		ХАЗ
22.	5.11.75	Изменение № 22 (для самолетов авиакомпании "АВИАГЕНЕКС" СФРГ)		ХАЗ
23.	25.01.76	Изменение № 23		ХАЗ
24.	5.02.76	Изменение № 24 (для самолетов авиакомпании ГДР СО № 46300, 48560)		ХАЗ
25.	15.02.76	Изменение № 25 (для самолетов авиакомпании "ИНТЕРФЛОТ" ГДР)		ХАЗ
26.	25.03.76	Изменение № 26		ХАЗ
27.	5.04.76	Изменение № 27 (для самолетов авиакомпании "АВИАГЕНЕКС" СФРГ)		ХАЗ
28.	25.04.76	Изменение № 28		ХАЗ
29.	5.05.76	Изменение № 29 (для самолетов авиакомпании "ЛОТ" ПНР)		ХАЗ
30.	5.06.76	Изменение № 30 (для самолета авиакомпании ДРВ СО № 48450)		ХАЗ
31.	5.10.76	Изменение № 31		ХАЗ
32.	25.12.76	Изменение № 32 (для самолета авиакомпании НРА СО № 49830)		ХАЗ
33.	5.03.77	Изменение № 33 (для самолета № 49858 авиакомпании ЧССР СО)		ХАЗ
34.	15.03.77	Изменение № 34		ХАЗ
35.	25.03.77	Изменение № 35 (для самолета I904 авиакомпании "ИНТЕРФЛОТ" ГДР)		ХАЗ
36.	5.04.77	Изменение № 36 (для самолетов авиакомпании "АВИАГЕНЕКС" СФРГ)		ХАЗ
37.	5.06.77	Изменение № 37 (для самолетов № 49909, 49986 авиакомпании ПНР СО)		ХАЗ
38.	5.07.77	Изменение № 38 (для самолетов № 49913, 60142 авиакомпании "ЧСА" ЧССР)		ХАЗ
39.	5.08.77	Изменение № 39 (для самолета № 60035 авиакомпании "АВИАГЕНЕКС" СФРГ)		ХАЗ
40.	15.02.78	Изменение № 40 (для самолетов № 2102, 2106, 2205 авиакомпании "ИНТЕРФЛОТ" ГДР)		ХАЗ
41.	5.03.78	Изменение № 41 (для самолетов авиакомпании "АВИАГЕНЕКС" СФРГ)		ХАЗ
42.	15.03.78	Изменение № 42 (для самолетов № 2003, 2008 авиакомпании "ЛОТ" ПНР)		ХАЗ
43.	5.04.78	Изменение № 43 (для самолетов I304, I305 авиакомпании "ИНТЕР-ФЛОТ" ГДР)		ХАЗ
44.	5.05.78	Изменение № 44 (для самолетов авиакомпании ГДР СО)		ХАЗ
45.	25.05.78	Изменение № 45 (для самолета № 60495 авиакомпании "ИНТЕРФЛОТ" ГДР)		ХАЗ
46.	15.06.78	Изменение № 46 (для самолета № 60540)		ХАЗ
47.	5.07.78	Изменение № 47 (для самолетов МТА с № 60256)		ХАЗ
48.	5.09.78	Изменение № 48 (для самолета № 60642 авиакомпании "БАЛКАН" НРБ)		ХАЗ
49.	15.09.78	Изменение № 49 (с самолета № 60350)		ХАЗ



Инструкция по эксплуатации книга I часть I

Глава I. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЁТЕ

Скоростной реактивный пассажирский самолет Ту-134А представляет собой свободно-несущий моноплан цельнометаллической конструкции с низкорасположенным стреловидным крылом, однокилевым стреловидным Т-образным оперением и трехопорным шасси, фиг. I.1.

На самолете установлены два реактивных двухконтурных двигателя Д-30 II серии с устройством для реверса тяги и вспомогательная силовая установка.

Реверсивное устройство способствует значительному улучшению посадочных характеристик самолета, а наличие вспомогательной силовой установки обеспечивает независимость от наземных средств в части кондиционирования герметической кабины, запуска двигателей и электропитания. Двигатели размещены в гондолах, установленных на горизонтальных пилонах в хвостовой части фюзеляжа.

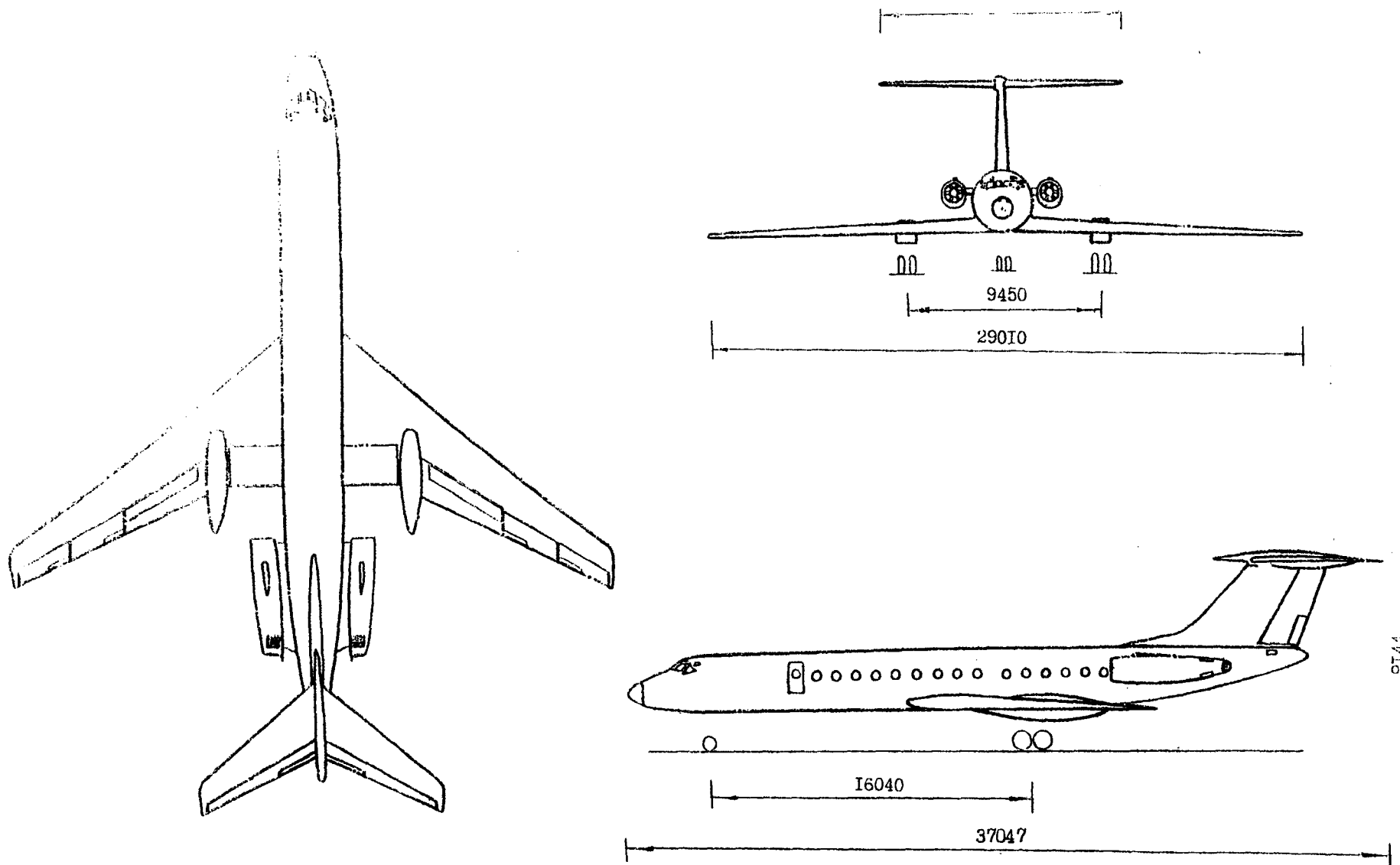
Самолет Ту-134А предназначен для перевозки пассажиров, багажа и почты на авиалиниях малой и средней протяженности.

Самолет рассчитан на перевозку до 8200 кг коммерческой нагрузки, в том числе 76 пассажиров, багажа и груза - на дальность до 2000 км и при уменьшении коммерческой нагрузки до 4800 кг - на дальность до 3200 км.

Высокие крейсерские скорости полета до 850 км/час и большие высоты полета (11000 м), а также оборудование самолета современными средствами радионавигации, радиолокации и посадки по приборам позволяют самолету производить регулярные рейсы днем и ночью в сложных метеорологических условиях. Обеспечивается заход на посадку в условиях, соответствующих I-ой категории ИКАО.

Пассажиры на самолете размещаются в общей герметической кабине, разделенной перегородкой на передний и задний салоны, фиг. I.2, I.3, в которых поддерживается нормальная температура и давление с перепадом относительно атмосферного давления равным 0,57 атм.

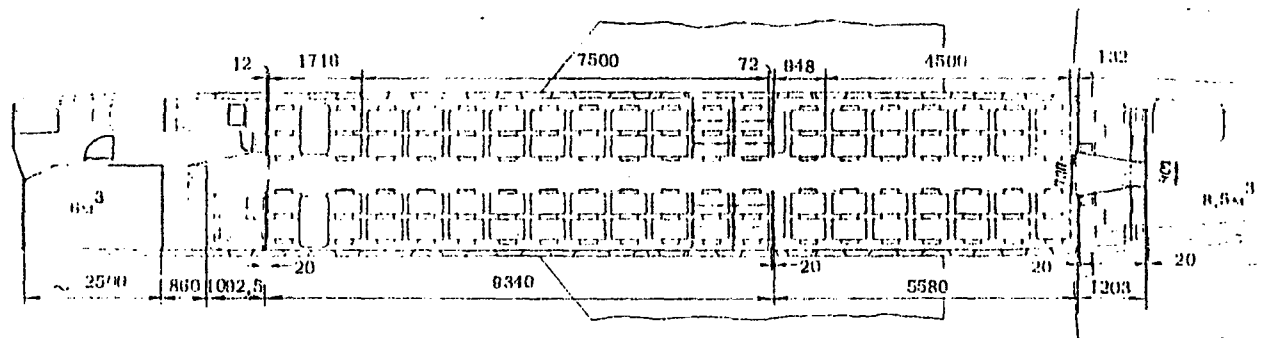
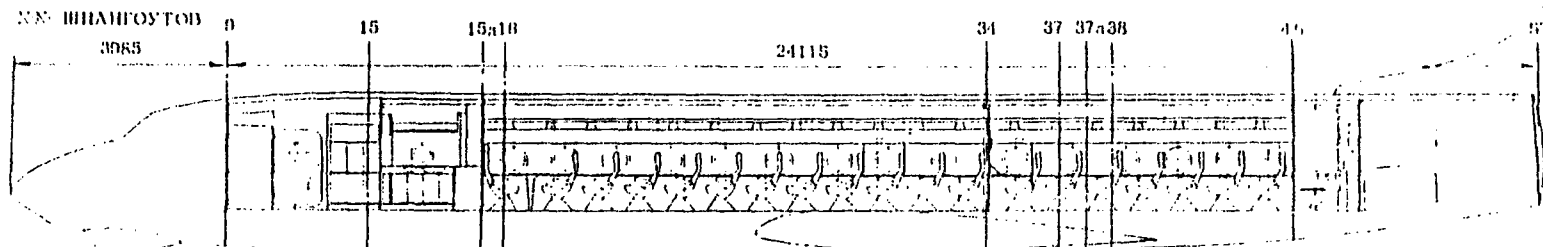
Экипаж самолета состоит из 3 или 4 человек: 2 пилотов, штурмана и бортмеханика. Штурман выполняет обязанности сапота и является оператором радиолокатора "РОС-I", используемого на самолете для целей навигации и обзора местности при отсутствии видимости. Для обслуживания пассажиров на борту самолета размеща-



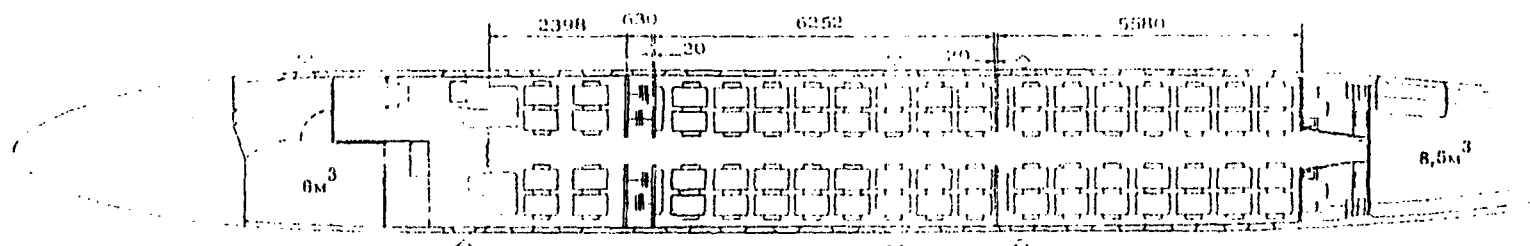
ФИГ.1.1 ОБЩИЙ ВИД САМОЛЕТА ТУ-134А

20.05.70

76 МЕСТ СТАНДАРТНЫЙ ВАРИАНТ



68 МЕСТ-СМЕШАННЫЙ ВАРИАНТ



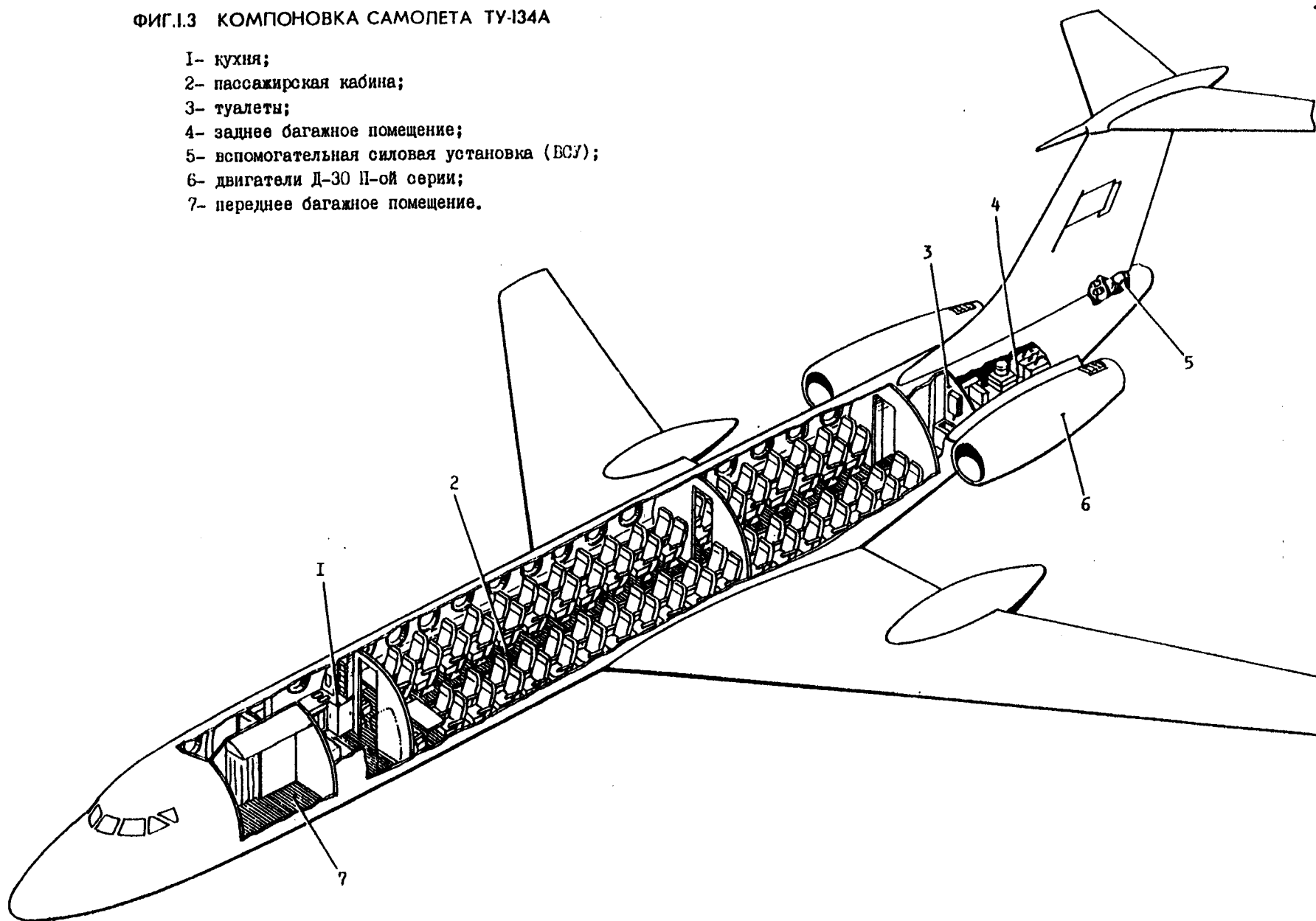
Ту-134А

Инструкция по эксплуатации
книга 1 часть 1

ФИГ.1.2 ВАРИАНТЫ КОМПОНОВКИ ПАССАЖИРСКИХ КАБИН САМОЛЕТА ТУ-134А

ФИГ.1.3 КОМПОНОВКА САМОЛЕТА ТУ-134А

- 1- кухня;
- 2- пассажирская кабина;
- 3- туалеты;
- 4- заднее багажное помещение;
- 5- вспомогательная силовая установка (ВСУ);
- 6- двигатели Д-30 II-ой серии;
- 7- переднее багажное помещение.



ТУ-134А

Инструкция по эксплуатации
книга 1 часть 1

ются два бортипроводника, для которых установлены откидные сиденья.

Фюзеляж удлинен на 2,1 м по сравнению с самолетом ТУ-134, что позволяет удобно разместить дополнительное количество пассажиров и увеличить объем переднего багажника, доведя его до 6,0 м³.

В передней части фюзеляжа, на левом борту, расположена открывающаяся внутрь входная дверь для пассажиров.

Пассажирская кабина отделена от кабины экипажа вестибюлем, буфетом-кухней и передним багажным помещением. Предусматриваются два варианта компоновки пассажирской кабины - стандартный и смешанный. В стандартном 76-ти местном варианте устанавливаются 19 рядов кресел туристского класса (по два двухместных блока в ряду) шагом 750 мм как в переднем, так и заднем салонах. В смешанном 68-ми местном варианте в передней кабине размещается, отделенный съемной перегородкой, салон I класса с 8-мью более комфортабельными креслами, установленными шагом 900 мм, на 8 пассажиров. В этом салоне имеется также гардероб. В общей кабине устанавливаются унифицированные пассажирские кресла шагом 750 мм на 60 пассажиров.

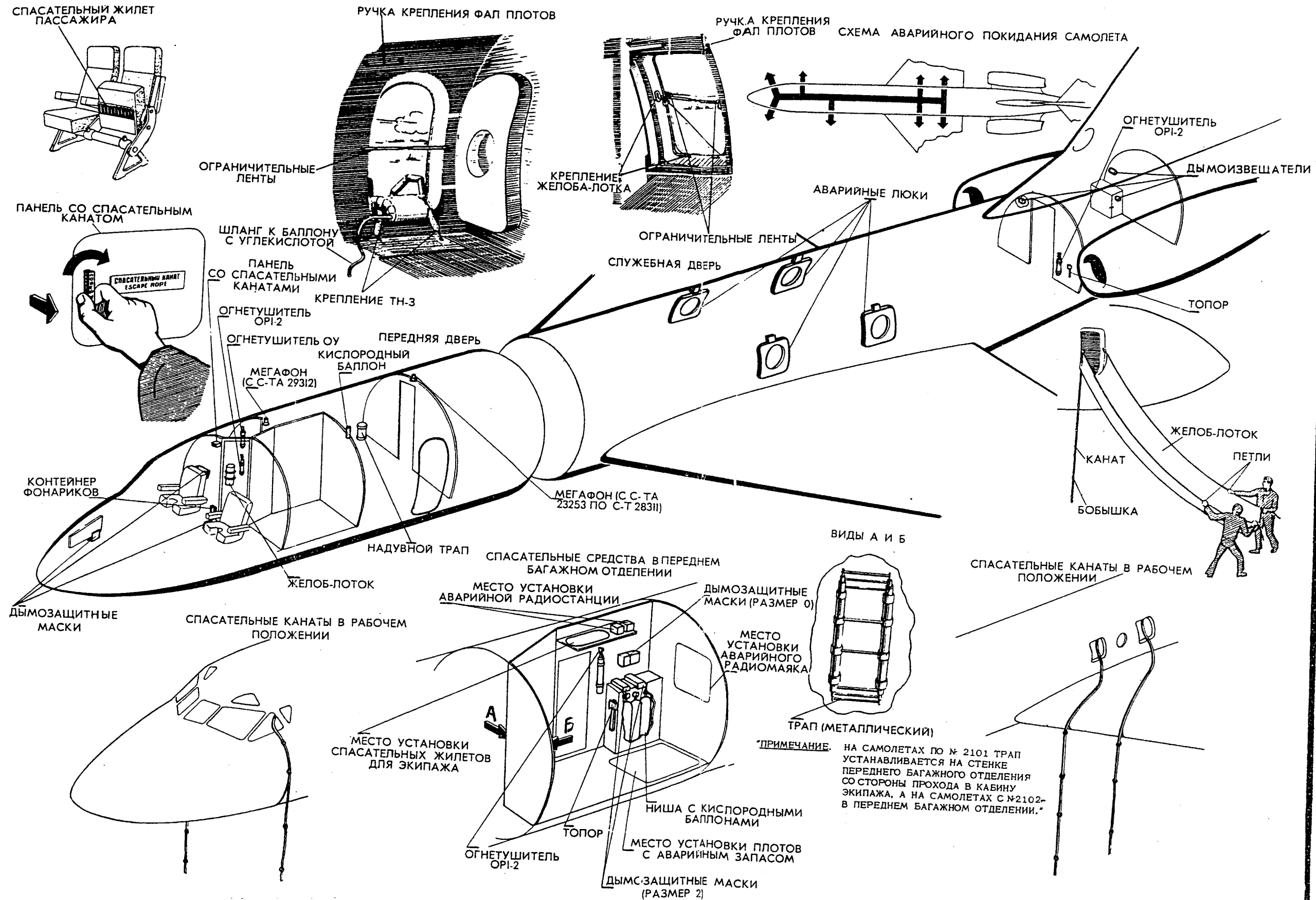
За пассажирской кабиной размещены два туалета, за ними заднее багажное помещение (задний багажник).

Загрузка багажа и груза в переднее и заднее багажные помещения производится: в переднее - через служебную дверь на правом борту, в заднее - через люк на правом борту. Передней служебной дверью пользуется также экипаж и аэродромный персонал при загрузке буфета-кухни. Под полом пассажирских кабин размещается техническое оборудование, доступ к которому обеспечивается через съемные панели в полу пассажирских кабин и через герметические люки снаружи.

При создании самолета ТУ-134А особое внимание было обращено на решение задач максимального обеспечения безопасности полета и дальнейшее улучшение комфорта и удобств для пассажиров.

БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТА НА САМОЛЕТЕ ТУ-134А ОБЕСПЕЧИВАЕТСЯ:

- надежностью работы двигателей Д-30 П серии. Двигатели имеют холодный внешний контур, оборудованы автоматической пожарной системой и изолированы от остальных агрегатов самолета;



ФИГ. 1.4 РАЗМЕЩЕНИЕ АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНЫХ СРЕДСТВ И ЗАПАСНЫХ ВЫХОДОВ НА САМОЛЕТЕ

Проведен бюллетень 507Дл.

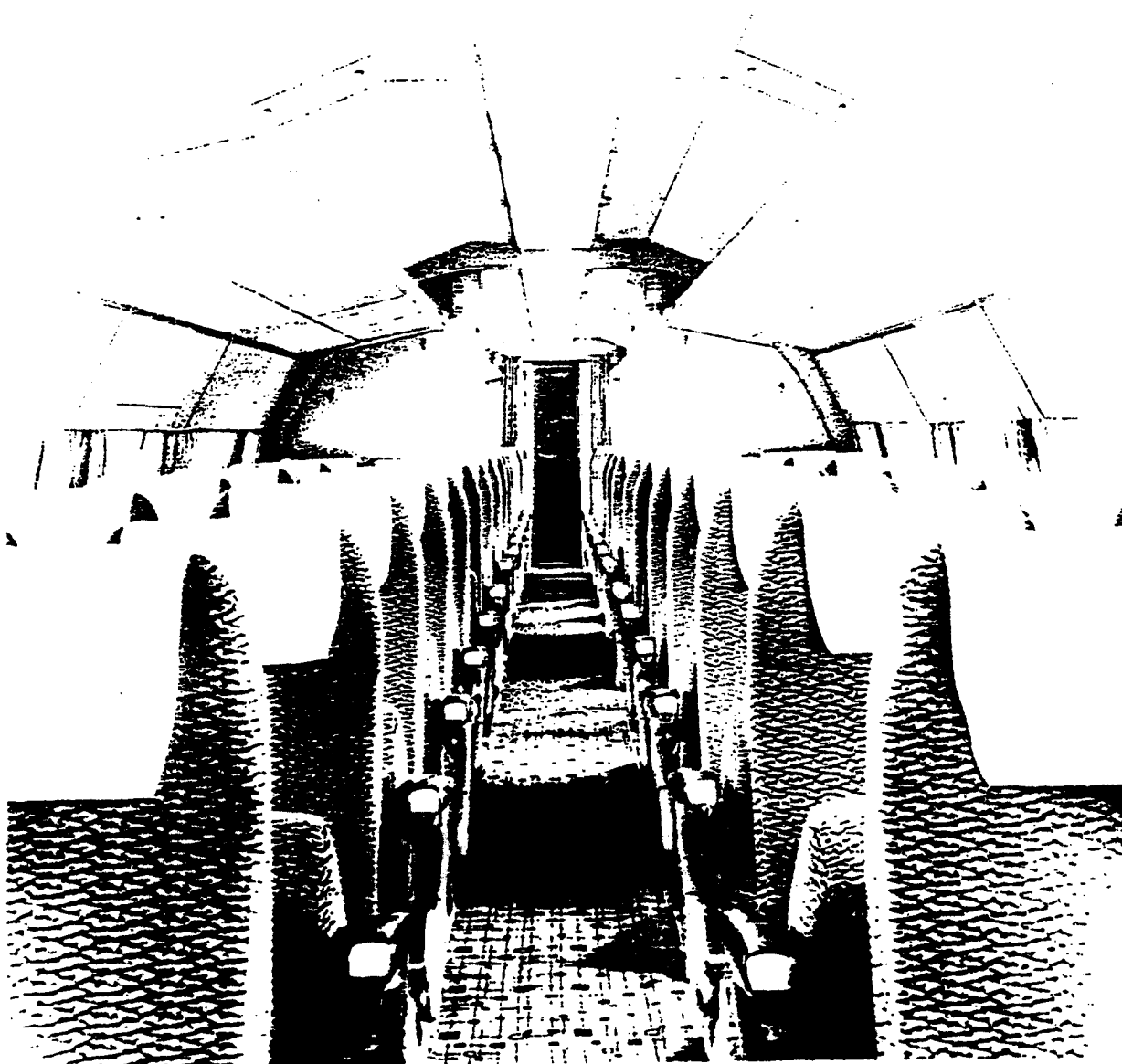
- возможностью совершать полет на 2-х двигателях на высотах выше 10000 м, т. е. выше зоны облачности;
 - возможностью продолжать взлет при отказе одного из двигателей;
 - возможностью продолжать полет на одном двигателе на высоте 5500-6000 м практически без уменьшения дальности полета с сохранением нормального кондиционирования воздуха в кабине;
 - установкой аппаратуры, обеспечивающей простое и надежное пилотирование и посадку самолета в сложных метеорологических условиях;
 - повышенной прочностью конструкции герметической части фюзеляжа и особенно мест вырезов под окна, люки и двери, а также остекления, исключающей возможность разгерметизации кабины;
 - возможностью ускоренного снижения самолета с выпущенным шасси с большой высоты на безопасную в случае разгерметизации кабины;
 - установкой аварийных дублирующих агрегатов в основных системах и оборудовании самолета;
 - наличием на самолете противообледенительной системы крыла, хвостового оперения, воздухозаборников, двигателей и остекления фонарей кабины экипажа;
 - возможностью быстрого покидания самолета пассажирами и экипажем в случае аварийной посадки самолета с убраным шасси на сушу или на воду.
- Для этой цели самолет оборудован запасными выходами, соответствующими требованиям ICAO, и необходимым спасательным оборудованием (надувной трап, авиантенный желоб, индивидуальные спасательные жилеты, аварийная радиостанция, топоры, спасательные канаты и трап для выхода из пассажирской кабины), предусмотрены места для расположения 3-х комплектов плотов с аварийным запасом и радиостанциями^{ж)}, фиг. I.4;
- наличием на самолете системы обнаружения дыма.

КОМФОРТ

На самолете Ту-134А внутренняя отделка пассажирских помещений, удобные кресла, хорошая звукоизоляция обеспечивают пассажирам комфортабельные условия полета.

Пассажирские места - мягкие, удобные кресла с подлокотниками. Кресла оборудованы пепельницами, карманами для книг и откидными столиками, смонтированными в спинки впереди стоящих кресел. Наклон спинки кресел может быть изменен пассажиром. Все кресла снабжены привязными ремнями.

^{ж)} Устанавливается на самолете с I209.



ФИГ.1.5. ПАССАЖИРСКИЕ САЛОНЫ

Общее освещение пассажирского помещения осуществляется при помощи плафонов с люминесцентными лампами дневного света, размещенных на потолке. При выключенном общем освещении включаются плафоны местного освещения. Кроме того, каждый пассажир может пользоваться индивидуальным светильником, смонтированным в панели багажной полки. На этой же панели размещены насадки индивидуальной вентиляции.

Стены и потолки пассажирской кабины и других помещений облицованы декоративно-отделочным синтетическим материалом. По желанию заказчика декоративная отделка пассажирской кабины может быть выполнена в согласованном цветовом варианте. Светлые тона расцветок облицовочного материала, приятные для глаза, создают уют в кабине.

В конструкции пола, потолка, перегородок, стен и других агрегатов внутренней отделки кабины введены звукоизоляционные слои, а крепление самих панелей к каркасу фюзеляжа выполнено на упругом основании. Это хорошо снижает уровень шума и вибрацию от силовых установок. Ковровые дорожки обеспечивают надежную теплозвукоизоляцию пола кабины.

В кабинах самолета при помощи системы кондиционирования воздуха создается искусственный климат. В любое время года и на любой высоте во время полета температура воздуха поддерживается около 20°C . Давление в кабинах поддерживается равным земному до высоты 6300 м, с подъемом на высоту давление воздуха в кабинах постепенно понижается, сохраняется постоянный перепад давлений между кабинным и атмосферным равный 0,57 атм. На высоте полета 12000 м давление в кабине соответствует давлению на высоте 2400 м.

Оборудование буфета-кухни позволяет обеспечивать пассажиров в полете горячей пищей, холодными закусками и напитками.

На услуги пассажиров две хорошо оборудованные туалетные комнаты.

При полетах в холодное время года в середине кабины легкоосъемной перегородкой отгораживается помещение для гардероба.

Пассажирская кабина оборудована сигнализацией вызова бортпроводника каждым пассажиром со своего места и радиотелефоном для информации пассажиров командиром корабля или бортпроводником.

ЭКОНОМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

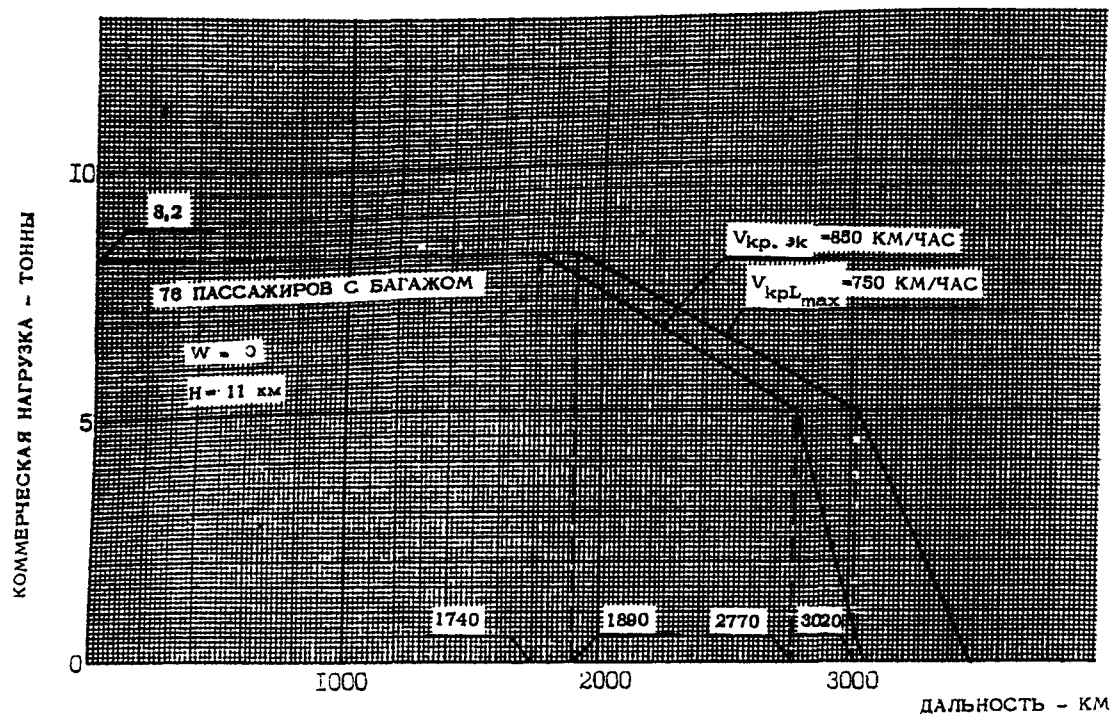
Самолет Ту-134А обладает высокими экономическими характеристиками и может успешно и рентабельно эксплуатироваться на средних и малых по протяженности воздушных линиях. Этому способствует:

- наличие современных средств самолетовождения, позволяющих эксплуатировать самолет в сложных метеорологических условиях в любое время суток;
- малые потери времени при наборе высоты и снижении, что обеспечивает высокие рейсовые скорости самолета;
- сравнительно низкие расходы топлива при высокой часовой производительности, достигающей (при максимальной коммерческой нагрузке) 6000 тонно-километров;
- относительная простота технического обслуживания самолета и возможность быстрой замены двигателя;
- высокие общие и межремонтные сроки службы двигателей, конструкции и оборудования.

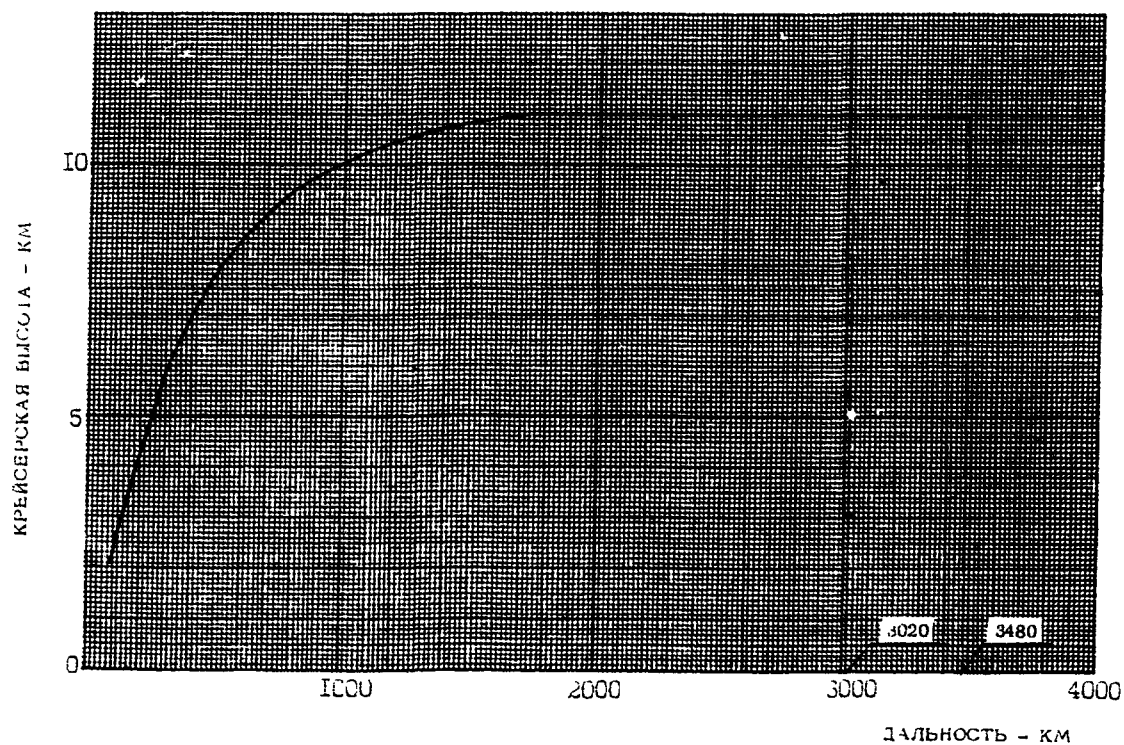
Графики изменения по дальности коммерческой нагрузки, крейсерской высоты, рейсового запаса топлива, рейсовой скорости представлены на фиг. I.8+I.12. Расчет дальности произведен с учетом резерва топлива на час полета и на возможный предпосадочный маневр.

 -134А Инструкция по эксплуатации

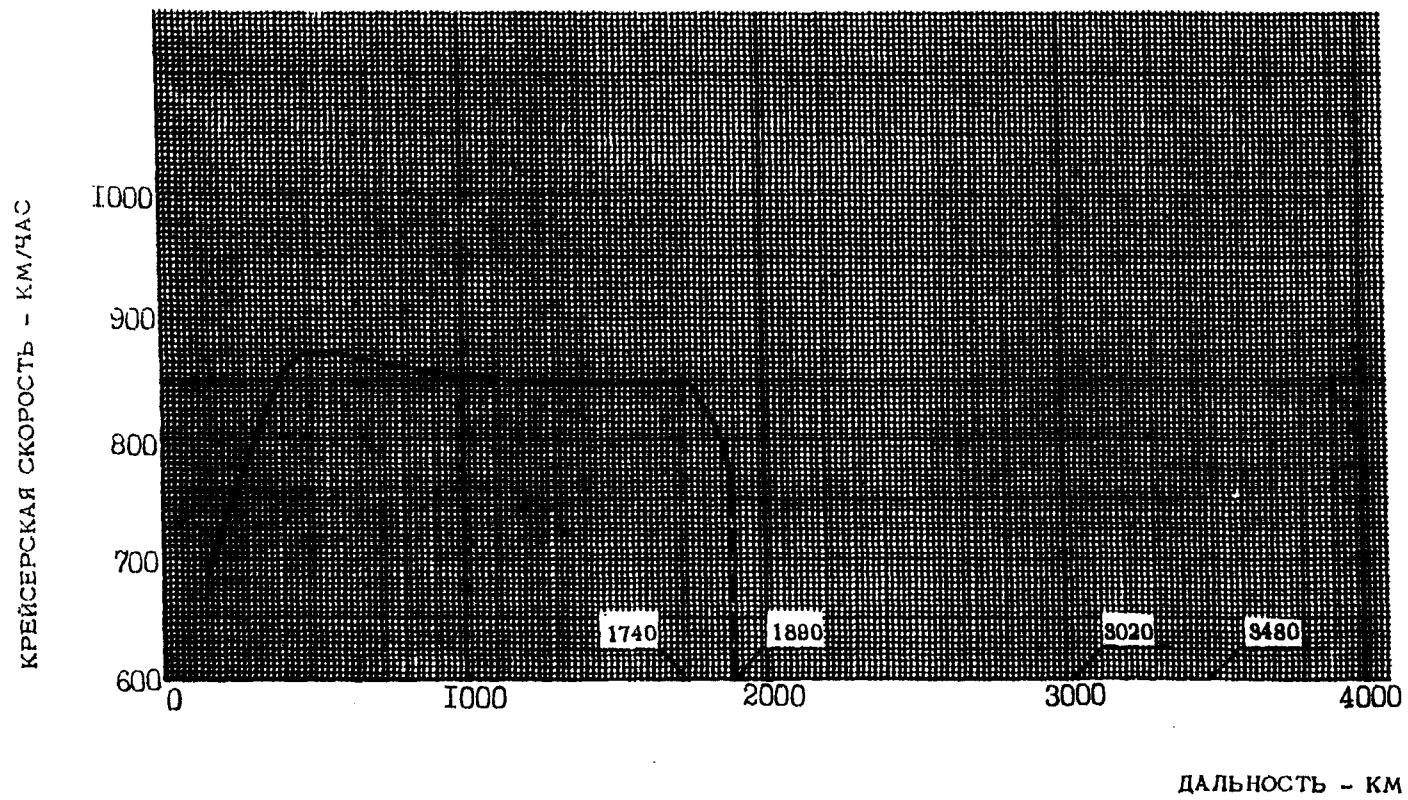
книга I часть I



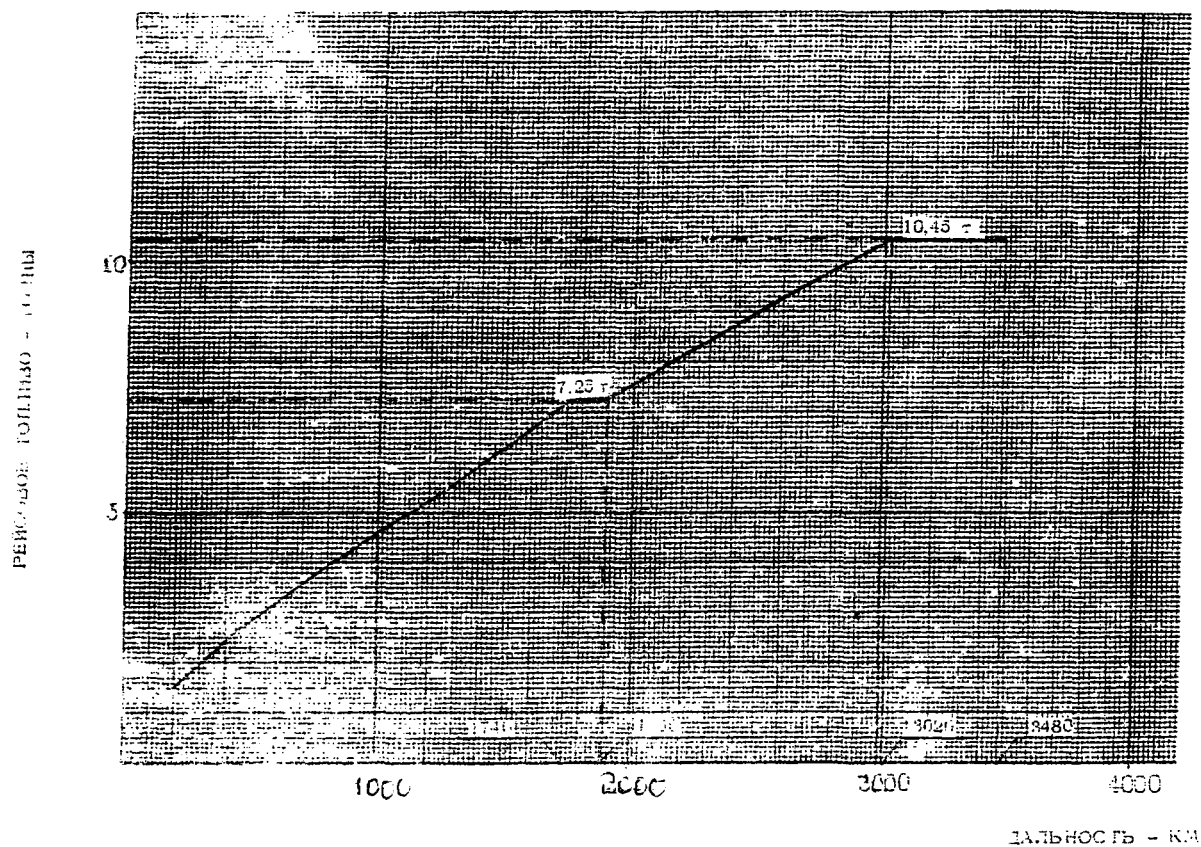
ФИГ.1.8 ИЗМЕНЕНИЕ КОММЕРЧЕСКОЙ НАГРУЗКИ ПО ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА САМОЛЕТА



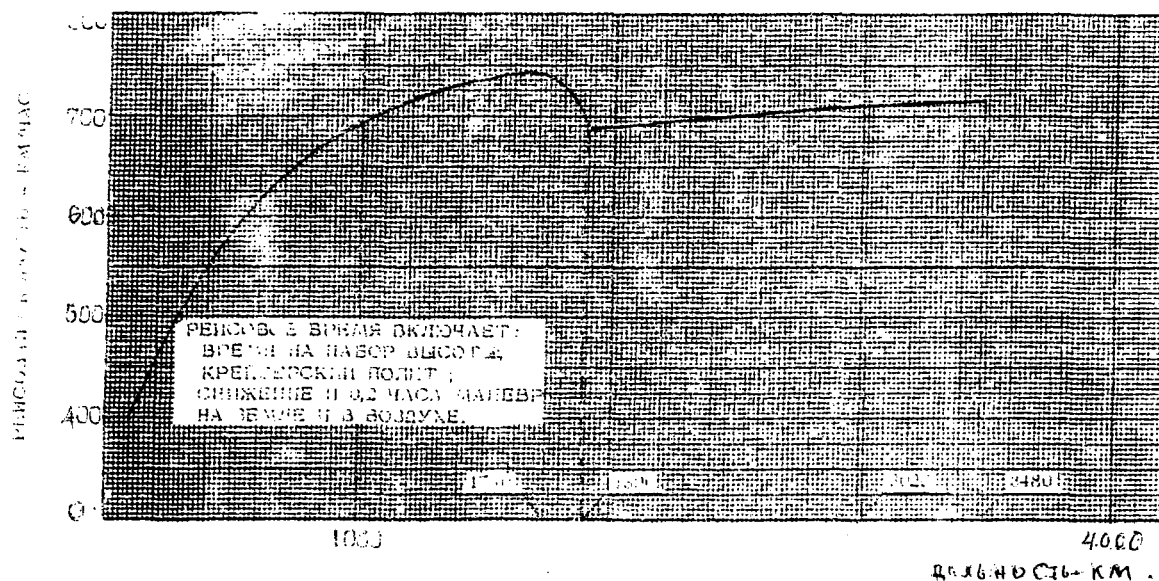
ФИГ.1.9 ИЗМЕНЕНИЕ КРЕЙСЕРСКОЙ ВЫСОТЫ ПО ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА САМОЛЕТА



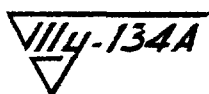
ФИГ.1.10 ИЗМЕНЕНИЕ ЭКОНОМИЧЕСКОЙ КРЕЙСЕРСКОЙ СКОРОСТИ
 ПО ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА САМОЛЕТА



ФИГ.11 ИЗМЕНЕНИЕ РЕЙСОВОГО ЗАПАСА ТОПЛИВА (ВЫГОРАЕМОГО)
ПО ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА САМОЛЕТА



ФИГ.12 ИЗМЕНЕНИЕ РЕЙСОВОЙ СКОРОСТИ ПО ДАЛЬНОСТИ
ПОЛЕТА САМОЛЕТА



Инструкция по эксплуатации
книга I часть I

СВОДНАЯ ТАБЛИЦА ОСНОВНЫХ ЛЕТНЫХ И ТЕХНИЧЕСКИХ ДАННЫХ САМОЛЕТА

Весовые данные и центровки

1. Максимальный рулежный вес	- 47800 кг
2. Максимальный взлетный вес	- 47600 кг
3. Максимальный посадочный вес	- 43000 кг
4. В аварийных условиях допускаются посадки на бетонированную ВПП со взлетным весом	- 47600 кг
5. Вес пустого снаряженного самолета	- 29800 кг
6. Летный экипаж (3-4 чел.)	- 240-320 кг
7. Максимальная коммерческая нагрузка	- 8200* кг
в том числе: пассажиры (76 человек)	- 5700 кг
багаж, груз и продукты	- 2500 кг
8. Коммерческая нагрузка при полной заправке самолета топливом, в том числе:	- 4800 кг
пассажиры (45 человек)	- 3375 кг
багаж, груз и продукты	- 1425 кг
9. Максимальный запас топлива при централизованной заправке	- 13200 кг
10. Допустимые эксплуатационные центровки:	
а) предельно-передняя центровка на взлете, в полете и на посадке с выпущенным шасси	21%

Инструкция по эксплуатации

Книга I часть I

Вложить после
стр. 20

На I листе

Согласовано:

- I. ММЗ "Опыт"
Зам. руководителя
т. Селяков Л.Л.
2. Нач. ГосНИИ ГА
т. Сакач Р.В.

Утвержден
20.01.78 г.
начальником
УЛС МГА
т. Грубием Б.Д.

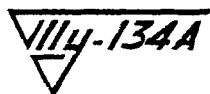
В К Л А Д Ы Ш

Временное изменение № I

в инструкцию по эксплуатации самолета Ту-134А с
взлетным весом 47600 кг

В связи с увеличением максимального взлетного веса самолета Ту-134А до 47600 кг и веса пустого самолета до 29250 кг взлетные и летно-технические характеристики получать для максимального взлетного веса экстраполированием графиков инструкции по эксплуатации.

Копия верна:



Инструкция по эксплуатации
книга I часть I

б) предельно-задняя центровка на взлете, в полете и на посадке с убранными шасси - 38%

II. Нагрузка на квадратный метр крыла при взлетном весе 47600 кг - 414 кг/м²

Летные характеристики

I. Максимальная крейсерская скорость горизонтального полета для среднего полетного веса 42000 кг, на номинальном режиме работы двигателей:

- на высоте H = 10000 м 884 км/час
- на высоте H = 8600 м 904 км/час

2. Диапазон крейсерских экономических скоростей 750-850 км/час

3. Время набора высоты при взлетном весе 47000 кг, с учетом времени на взлет и установление режима скороподъемности:

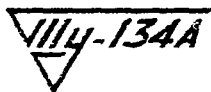
- практического потолка 38,5 мин
- высоты 10000 м 24,5 мин
- высоты 6000 м 11,0 мин

4. Практический потолок самолета при взлетном весе 47600 кг и полете на двух двигателях, работающих на номинальном режиме 11400 м

5. Практическая дальность полета при взлетном весе 47600 кг с крейсерской скоростью 750 км/час, на высоте 11000 м, с резервом топлива на 1 час полета

встречный штиль
ветер -
50 км/час

- с максимальной коммерческой нагрузкой 8200 кг
(нормальная дальность, G_{топл.} = 9600 кг) 1270 км 1980 км
- с коммерческой нагрузкой 4800 кг
(максимальная дальность, G_{топл.} = 13000 кг) 3040 км 3220 км



Инструкция по эксплуатации

книга I часть I

Взлетные характеристики ($\xi_3=20^\circ$)
(стандартные условия старта)

1. Взлетный вес	47600 кг
2. Нормальная скорость отрыва	274 км/час
3. Скорость в точке принятия решения	255 км/час
4. Скорость отрыва передней ноги	267 км/час
5. Безопасная скорость взлета:	
$\delta_3=20^\circ$; шасси убрано	274 км/час
$\delta_3=0^\circ$; шасси убрано	311 км/час
6. Фактическая длина разбега с 2 работающими двигателями	1420 м
7. Потребная длина разбега с 2 работающими двигателями	1780 м
8. Потребная взлетная дистанция при двух работающих двигателях	2200 м
9. Сбалансированная длина ВПП, $\delta_3=20^\circ$	2400 м

Посадочные характеристики

$\xi_3=38^\circ$, интерцепторы отклоняются на пробеге на 52° ,
с включенным реверсом тяги

(Стандартные условия посадки)

1. Максимальный посадочный вес	43000 кг
2. Минимальная скорость пересечения входной кромки ВПП V_{AT_0}	265 км/час
3. Нормальная скорость касания $V_{кас}$	248 км/час
4. Длина пробега после касания	780 м
5. Посадочная дистанция с $H=15$ м	1340 м

6. Потребная длина ВПП для посадки:

- | | |
|---|--------|
| - по международным нормам ICAO ($k=1,43$) | 1920 м |
| - по английским нормам BCAR ($k=1,67$) | 2240 м |

Для эксплуатации установлены следующие ограничения:

1. При полете с пустым кессон-баком № 3 в ОЧК

а) максимальная скорость нормальной эксплуатации

$$V_{\text{н.э.}}^{\text{приб.}} = V_{\text{пред.}}^{\text{приб.}} = 600 \text{ км/час}$$

на высотах от земли до $H=8600$ м (при этом скоростной напор изменяется от $q = 1740 \text{ кг/м}^2$ у земли до $q = 1560 \text{ кг/м}^2$ на высоте 8600 м) и максимальное число M : $M_{\text{н.э.}} = M_{\text{пред.}} = 0,82$ на высотах более 8600 м (см. фиг.4.1).

При полетах с пассажирами превышение этой скорости не допускается на всех режимах полета.

б) расчетная предельная скорость

$$V_{\text{max max}}^{\text{приб.}} = 650 \text{ км/час}$$

на высотах от земли до $H=8400$ м (при этом скоростной напор изменяется от $q = 2040 \text{ кг/м}^2$ у земли до $q = 1810 \text{ кг/м}^2$ на высоте $H=8400$ м) и расчетное число M : $M_{\text{max max}} = 0,87$ на высотах более 8400 м.

Превышение этой скорости не допускается ни при каких обстоятельствах.

2. При полете с залитым кессон-баком № 3 в ОЧК

а) максимальная скорость нормальной эксплуатации:

$$V_{\text{н.э.}}^{\text{приб.}} = V_{\text{пред.}}^{\text{приб.}} = 500 \text{ км/час}$$

на высотах от земли до $H=11100$ м (при этом скоростной напор изменяется от $q = 1200 \text{ кг/м}^2$ у земли до $q = 1070 \text{ кг/м}^2$ на высоте $H=11100$ м) и максимальное число M : $M_{\text{н.э.}} = M_{\text{пред.}} = 0,82$ на высоте более 11100 м.

При полетах с пассажирами превышение этой скорости не допускается на всех режимах полета.



Инструкция по эксплуатации

КНИГА 1 ЧАСТЬ 1

б) расчетная предельная скорость

$$v_{\max \max}^{\text{приб.}} = 550 \text{ км/час}$$

на высотах от земли до $H=10750$ м (при этом скоростной напор изменяется от $q = 1460 \text{ кг/м}^2$ у земли до $q = 1270 \text{ кг/м}^2$ на высоте $H=10750$ м) и расчетное число M : $M_{\max \max} = 0,87$ на высотах более 10750 м.

Превышение этой скорости не допускается ни при каких обстоятельствах.

3. В случае внезапной разгерметизации пассажирской кабины экстренное снижение производится с выпущенным шасси, при этом скорость по траектории не должна превышать

$$v_{\text{н.э.}}^{\text{приб.}} = v_{\text{пред.}}^{\text{приб.}} \quad \text{или} \quad M_{\text{н.э.}} = M_{\text{пред.}}, \text{ указанных в п. 1а и 2а}$$

4. Предельно-допустимое число M при экстренном снижении 0,82

5. Эксплуатационная перегрузка в центре тяжести самолета при маневре не должна превышать (из условий прочности) 2,5^{х)}

6. Максимально-допустимая боковая составляющая ветра при взлете и посадке 20 м/сек

7. Выпуск и уборка шасси производится на приборной скорости не более 400 км/час

8. Максимально-допустимая приборная скорость:
 - с закрылками, отклоненными во взлетное положение $\delta_{\text{внутр.}} = 20^\circ$; $\delta_{\text{внеш.}} = 18^\circ$ 400 км/час
 - с закрылками, отклоненными в посадочное положение $\delta_{\text{внутр.}} = 38^\circ$; $\delta_{\text{внеш.}} = 35^\circ$ 340 км/час

9. Избыточное давление в гермокабине не более 0,57 атм

10. Выпуск интерцепторов может производиться только при посадке после касания колесами земли во время пробега или в случае прерванного взлета.

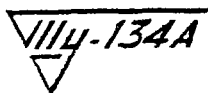
х)

Ограничение по перегрузке определяется:

а) аэродинамикой самолета, т.е. величиной коэффициента $C_{y \text{ доп.}}$

б) прочностью самолета, т.е. коэффициентом $n_{\max}^3 = 2,5$

Величины предельно-допустимых перегрузок при вертикальных маневрах, в зависимости от высоты H и числа M , определяются по графику, фиг.3.31.



Инструкция по эксплуатации
книга I часть I

II. При полете с убранными закрылками и включенным гидро-
усилителем угол отклонения руля направления не должен
превышать

$\pm 5^\circ$

12. Перестановка стабилизатора производится на приборной
скорости не более

400 км/час

13. В случае отказа демпфера рыскания скорость не должна
превышать

$$V_{\text{приб. н.э.}} = V_{\text{приб. пред.}} = 550 \text{ км/час}$$

14. В случае не отключения от ДР-134М сигнала ω_x после
уборки закрылков скорость не должна превышать

$$V_{\text{приб. н.э.}} = V_{\text{приб. пред.}} = 400 \text{ км/час}$$

"ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВСЕ ПРИВЕДЕННЫЕ В НАСТОЯЩЕЙ ИНСТРУКЦИИ ПРИБОРНЫЕ СКОРОСТИ
($V_{\text{приб.}}$) ОПРЕДЕЛЕНЫ С УЧЕТОМ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ПОПРАВКИ
(δV_a), НО БЕЗ УЧЕТА ИНСТРУМЕНТАЛЬНОЙ ПОПРАВКИ ($\delta V_{\text{инстр.}}$),
КОТОРАЯ ПРИНЯТА РАВНОЙ НУЛЮ.

ПОЭТОМУ ПРИВЕДЕННЫЕ ПРИБОРНЫЕ СКОРОСТИ ДОЛЖНЫ БЫТЬ ИСПРАВЛЕ-
НЫ НА ВЕЛИЧИНУ $\delta V_{\text{инстр.}}$ В СООТВЕТСТВИИ С ПАСПОРТНЫМИ ДАННЫМИ
КАЖДОГО ПРИБОРА ПО ФОРМУЛЕ:

$$V_{\text{приб. (на борту)}} = V_{\text{приб. (по инструкции)}} - \delta V_{\text{инстр. (по пас-}} \\ \text{порту)"}.$$

ПРИМЕЧАНИЕ. На самолетах по № 60348 устанавливался посадочный щиток с углом от-
клонения 40° .

С самолета № 60350 щиток не устанавливается. Ниппа щитка закрывается
защелкой.

ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ И РЕГУЛИРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

Самолет

Размах крыла	- 29,01 м
Длина самолета	- 37,047 м
Высота самолета	- 9,144 м
Угол установки крыла	- $+1^{\circ}$
Поперечное V крыла до I5 нервюры	- $-1^{\circ}30'$
Поперечное V крыла от I5 нервюры до конца	- $0^{\circ}33'10''$

Фюзеляж

Длина фюзеляжа	- 33,17 м
Максимальный диаметр	- 2,90 м
Площадь мицеля фюзеляжа	- $6,602 \text{ м}^2$
Площадь подфюзеляжного щитка	- $5,32 \text{ м}^2$
Размах подфюзеляжного щитка	- 2,8 м

Крыло

Площадь крыла без наплывов	- 115 м^2
Площадь крыла с наплывами	- $127,3 \text{ м}^2$
Средняя аэродинамическая хорда крыла (теоретическая без учета наплывов)	- 4,318 м
Корневая хорда крыла с наплывами	- 8,658 м
Концевая хорда крыла (по полету)	- 1,916 м
Начало САХ от II-го лонжерона вперед	- 322,31 мм
Удлинение крыла без наплывов	- 7,3
Сужение крыла без наплывов	- 3,139
Стреловидность отъемной части крыла по линии 1/4 хорд	- 35°

Элероны

Площадь двух элеронов с осевой компенсацией, без носа	- $9,68 \text{ м}^2$
--	----------------------

Площадь осевой компенсации двух элеронов без ножа, без учета вырезов	- 3,02 м ²
Площадь триммеров-флетнеров	- $2 \times 0,187 = 0,374$ м ²
Площадь флетнеров (без ножа)	- $2 \times 0,164 = 0,328$ м ²
Размах элеронов	- $2 \times 5,15 = 10,3$ м

Закрылки

Площадь закрылков (внутренних)	- 10,34 м ²
Площадь закрылков (внешних)	- 12,16 м ²
Размах закрылков (внутренних)	- 5,41 м
Размах закрылков (внешних)	- 7,69 м

Интерцепторы

Площадь интерцепторов	- 4,48 м ²
Размах интерцепторов	- 7,01 м

Горизонтальное оперение

Площадь горизонтального оперения	- 30,68 м ²
Площадь руля высоты (двух)	- 6,417 м ²
Площадь осевой компенсации Р.В.	- 31%
Площадь осевой компенсации триммеров Р.В.	- 25%
Площадь триммеров Р.В.	- 0,684 м ²
Стреловидность горизонтального оперения по линии 1/4 хорд	- 38°
Удлинение	- 4,54
Сужение	- 2,46
Размах	- 11,8 м
Площадь стабилизатора	- 24,263 м ²

Вертикальное оперение

Площадь вертикального оперения с фюзеляжем	- 21,25 м ²
Площадь вертикального оперения без фюзеляжа	- 20,03 м ²

Площадь руля направления	- 5,76 м ²
Площадь осевой компенсации руля направления	- 1,7 м ²
Площадь триммера руля направления	- 0,594 м ²
Площадь осевой компенсации триммера Р.Н.	- 0,148 м ²
Стреловидность вертикального оперения по 1/4 хорд	- 40°01'
Размах вертикального оперения	- 4,325 м
Удлинение с форкилем	- 0,9338
без форкиля	- 0,8802
Сужение	- 1,7533
Размах триммера руля направления	- 1,5 м

Шасси

Ширина колеи шасси	- 9,45 м
Продольная база шасси*	- 15,83 м
Размеры основных колес КТ-81/3 ⁻⁵ ₋₆	- 930x305 мм
Размеры передних колес К-288 или К-288Д	- 660x200 мм

Отклонение органов управления

Руль высоты	вверх	22±1°
	вниз	16-1°
Триммер руля высоты - управление тросовое	вверх, вниз	8±0,5°
Триммер руля высоты - управление электрическое	вверх, вниз	-3±0,5°+4±0,5°
Триммер руля высоты - управление от АТ-2		-4±0,5°+7±0,5°
Руль направления -	при убранных закрылках вправо, влево	5°
	при выпущенных закрылках вправо, влево	25±1°
Флетнер руля направления	вправо, влево	17°30'±1°30'
Триммер руля направления	вправо, влево	1°30'±30'
Элероны	вверх, вниз	19±1°
Флетнеры элеронов	вверх, вниз	6±0,5°
Триммеры элеронов	вверх, вниз	3±0,5°
Закрылки внутренние -	на взлете	10-20°
	на посадке	38±1°
Закрылки внешние -	на взлете	9-18°
	на посадке	35±1°
Интерцепторы на пробеге (максимально) вверх		52±1°

* При необжатых стойках шасси

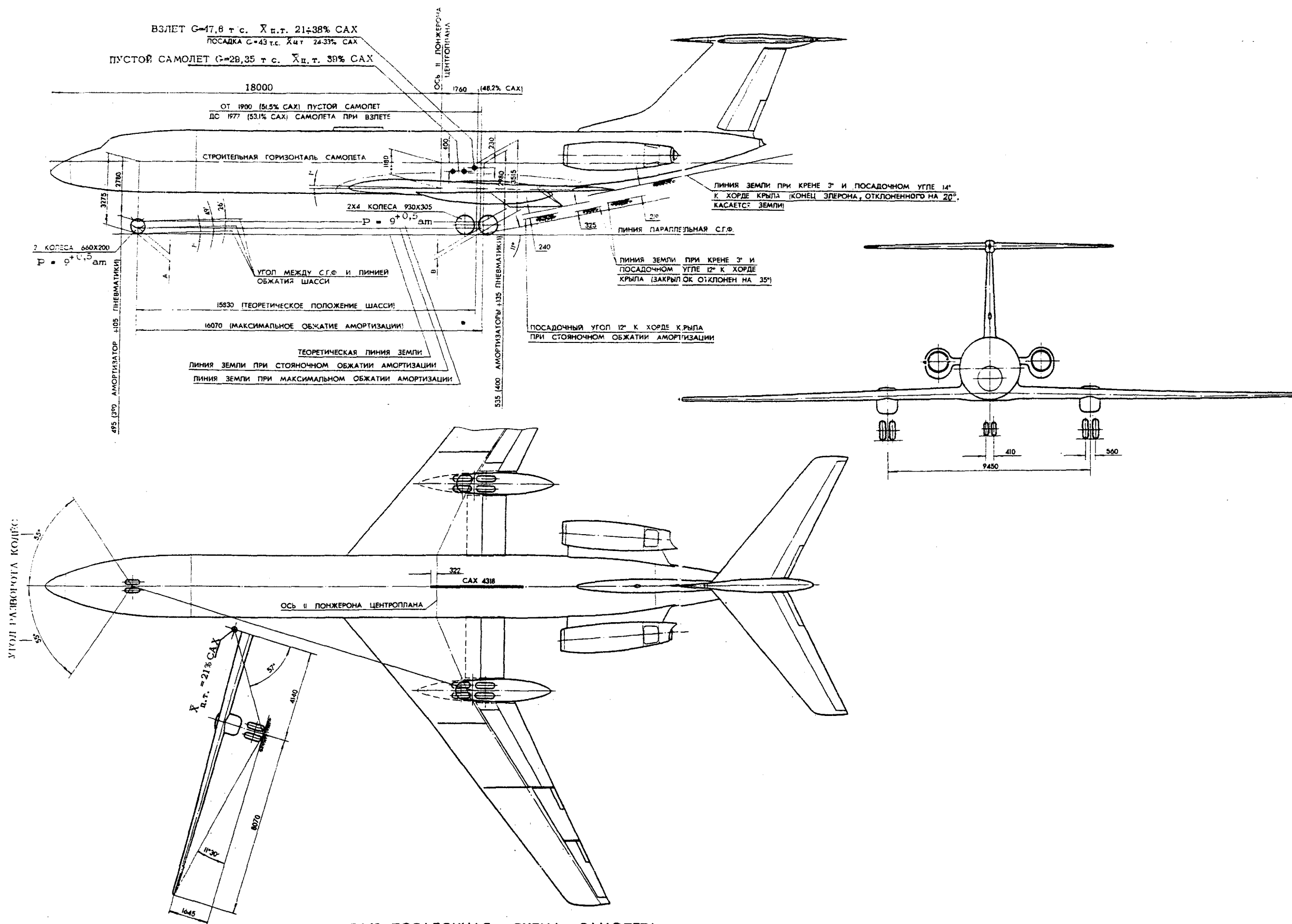
Установочный угол стабилизатора (к СГФ):

- для режима взлета
- для захода на посадку
- для остальных режимов полета

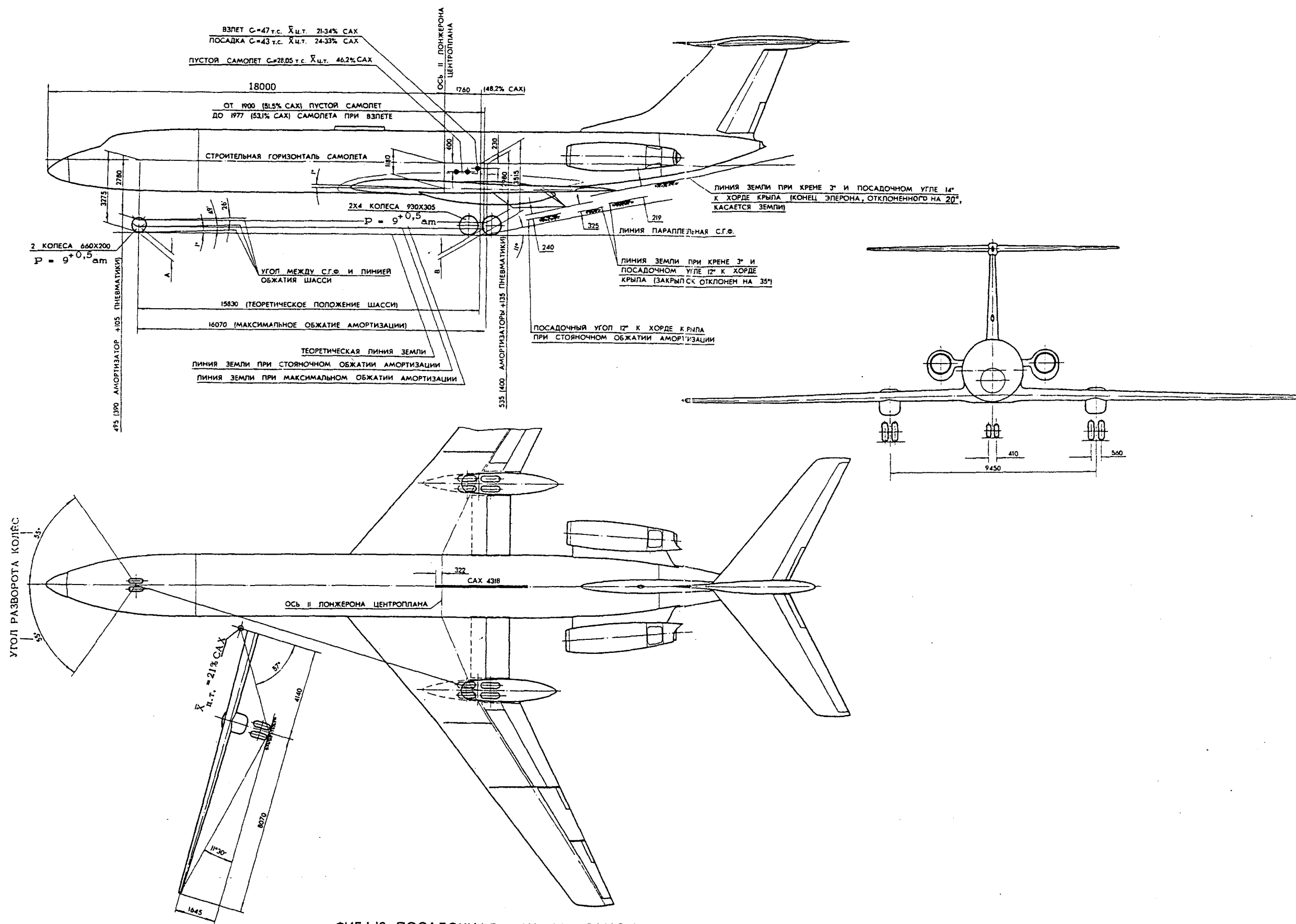
минус 3° ;
до минус 4° ;
минус $1^{\circ}30'$.

Посадочная схема самолета приведена на фиг. I.13.

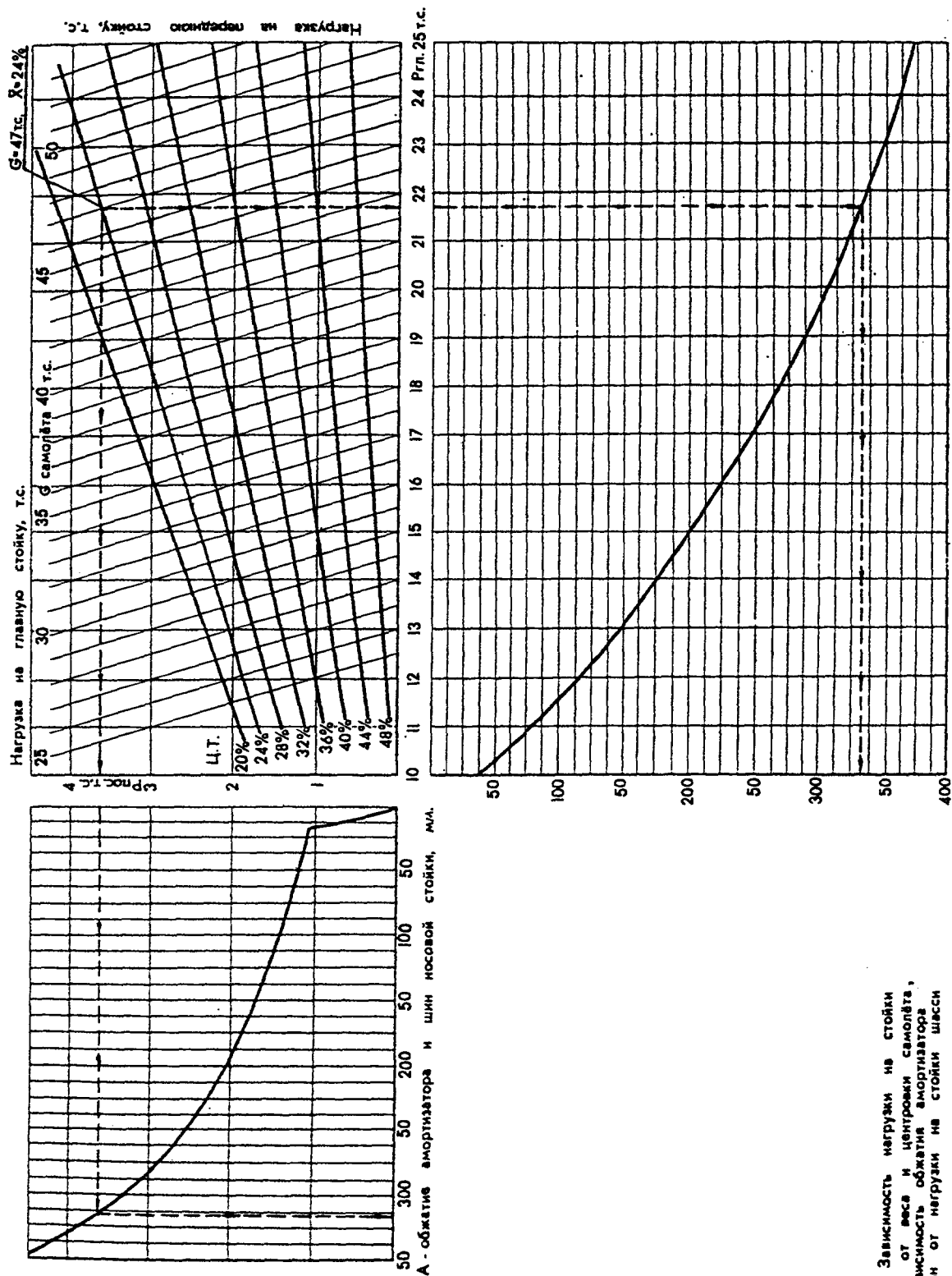
Расчетный общий вид самолета приведен на фиг. I.14.

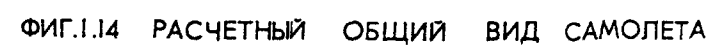


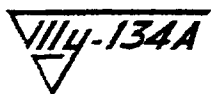
ФИГ.1.13 ПОСАДОЧНАЯ СХЕМА САМОЛЕТА



ФИГ.1.13 ПОСАДОЧНАЯ СХЕМА САМОЛЕТА







Инструкция по эксплуатации
книга 1 часть 1

Глава II. ОСНОВНЫЕ ВЕСОВЫЕ И ЦЕНТРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ

I. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Для самолета Ту-134А установлены следующие веса:

1. Максимальный рулежный вес - 47800 кг
2. Максимальный взлетный вес - 47600 кг
3. Максимальный посадочный вес - 43000 кг
4. В аварийных условиях допускаются посадки на бетонированную ВПП со взлетным весом - 47600 кг
5. Вес пустого снаряженного самолета - 29800 кг
6. Максимальный вес топлива при централизованной заправке - 13200 кг

Нижеследующие рассматриваются варианты загрузки:

Максимальной грузоподъемности: $G_{\text{ком.нагр.}} = 8200 \text{ кг}$
при полете с 76 пассажирами,
 $G_{\text{ком.нагр.}} = 8100 \text{ кг}$

при полете с 68 пассажирами.

Максимальной дальности: $G_{\text{ком.нагр.}} = 4800 \text{ кг}$ при полете
с 45 пассажирами.

Состав коммерческой нагрузки

Коммерческая нагрузка	Количество пассажиров	Вес пассажиров	Багаж	Почта и грузы	Продукты
3200	76	5700	1520	880	100
8100	68	5100	1360	1540	100
4800	45	3375	900	475	50

Размеры багажников

Багажники	Используе- мый объем м ³	Пло- щадь пола м ²	Допустимая удельная на- грузка на пол, кг/м ²	Максималь- ная нагр. кг	Емкость при размещении	
					багажа (150 кг/м ³)	почты и гру- зов (285 кг/м ³)
передний	6,0	3,2	600	1920	900	1710
задний	8,5	4,5	600	2700	1275	2420

Диапазон предельно-допустимых центровок на взлете, в полете и на посадке устанавливается в пределах:

передняя - 21% САХ - шасси выпущено;

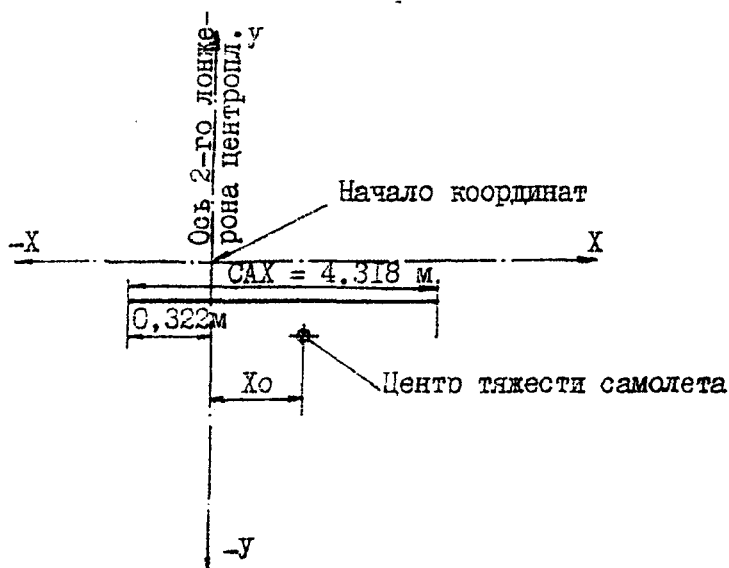
задняя - 38% САХ - шасси убрано.

При расчете центровки за начало координат принята точка пересечения СГФ с вертикальной плоскостью, проходящей через ось 2 лонжерона центроплана.

Центровка самолета в % САХ вычисляется по следующей формуле:

$$\bar{X} = \frac{X_0 + 0,322}{4,318} \quad 100\% \text{ САХ}$$

где: X_0 - координата центра тяжести самолета от начала координат - в метрах;
0,322 - расстояние между началом координат и началом САХ - в метрах;
4,318 - величина САХ - в метрах.



- ПРИМЕЧАНИЯ.** 1. Для обеспечения центровок в допустимом диапазоне загрузка самолета должна производиться по центровочному графику "Руководства по центровке и загрузке самолета Ту-134А".
2. На фиг.2.1+2.3 приведены графики изменения центровок самолета в полете в зависимости от выгорания топлива.

2. ОСНОВНЫЕ ВЕСОВЫЕ ДАННЫЕ

Наименование	Вариант максимальной грузоподъемности (76 пассажиров)	Вариант с 68 пассажирами	Вариант максимальной дальности (45 пассажиров)
	Г к.н.=8200 кг	Г к.н.=8100 кг	Г к.н.=4800 кг
I. Взлетный вес, кг	47600	47600	47600
в том числе:			
1. Вес пустого самолета	29350	29350	29350
2. Вес экипажа (3-4 чел.)	240-320	240-320	240-320
3. Вес бортипроводника (2 чел.)	130	130	130
Итого: Вес снаряженного самолета	29720-29800	29720-29800	29720-29800
4. Вес коммерческой нагрузки	8200	8100	4800
в том числе:			
а) пассажиры	5700	5100	3375
б) багаж, грузы и почта	2400	2900	1375
в) продукты	100	100	50
5. Вес топлива	9600-9680	9700-9780	13000-13080
2. Максимальный посадочный вес, кг	43000	43000	43000
в том числе:			
Вес топлива	5000-5080	5100-5180	8400-8480

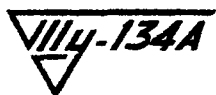
✓

книга | часть |

Весовая сводка пустого самолета

Конструкция, кг	14980
в том числе:	
1. Крыло	6250
2. Фюзеляж	5035
3. Оперение	1540
4. Шасси	1860
5. Обтекатель шасси	295
Силовая установка, кг	5740
в том числе:	
1. Двигатели Д-30 II серии с самолетными агрегатами и генераторами	4030
2. Капоты и установка двигателей	695
3. Топливная система	430
4. Моторное оборудование	365
5. ВСУ	220
Оборудование, кг	6286
в том числе:	
1. Электрооборудование без генераторов	2100
2. Радиооборудование	720
3. Аэронавигационное и кислородное	840
4. Высотное и теплоизоляция	1100
5. Сиденья экипажа	70
6. Бортинструмент	25
7. Спасательные средства экипажа	21
8. Управление самолетом	550
9. Гидравлическое оборудование	860
Пассажирское оборудование, кг	2070
в том числе:	
1. Сиденья пассажиров и обслуживающего персонала	710
2. Оборудование пассажирских и подсобных помещений	180
3. Буфет, кухня, посуда	380
4. Водопровод и санузлы	110
5. Вода и влажность	60
6. Облицовка	430
7. Перегородки, гардеробы и двери	160
8. Надувной трап	40
Невырабатываемое топливо и масло, кг	120
Окраска, кг	80
Неучтенный вес, кг	74
Вес пустого самолета, кг	29350

ПРИМЕЧАНИЕ. В вес пустого самолета 29350 кг включены веса систем АБСУ-134, ЛОСР-64 и МАРС-МБ.



Инструкция по эксплуатации
книга I часть I

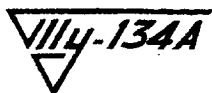
3. ОСНОВНЫЕ ЦЕНТРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ

ВАРИАНТ МАКСИМАЛЬНОЙ ГРУЗОПОДЪЕМНОСТИ (76 ПАССАЖИРОВ)

Максимальный взлетный вес $G = 47600$ кг

G ком. нагр. = 8200 кг, G топлива = 9600 кг

Наименование	G , кг	X , м	$G \cdot X$, кгм	$\bar{X}$ в % САХ
I	2	3	4	5
Пустой самолет - шасси выпущено	29350	1,362	39974	39,0
Штурман (I)	80	-16,75	-1340	
Пилоты и бортмеханик (3)	240	-14,87	-3569	
Бортпроводник (I)	65	-10,5	-682	
Бортпроводник (I)	65	6,70	435	
Пассажиры (76)	5700	-1,80	-10260	
Продукты	100	-10,5	-1050	
Багаж и почта в переднем багажнике $V = 6,0 \text{ м}^3$	600	-12,5	-7500	
Багаж и почта в заднем багажнике $V = 8,5 \text{ м}^3$	1800	8,45	15210	
Итого: Самолет без топлива - шасси выпущено	38000	0,821	31219	26,5
Топливо:	9600	0,347	3340	
в I-м бак-кессоне	6100	-0,60	-3660	
во II-м бак-кессоне	3500	2,00	7000	
Взлетный вес - шасси выпущено	47600	0,726	34559	24,3
Уборка шасси	-		1550	
Взлетный вес - шасси убрано	47600	0,758	36109	25,0



Инструкция по эксплуатации
книга I часть I

Максимальный посадочный вес $G = 43000$ кг; G ком.нагр. = 8200 кг;

G топлива = 5000 кг

I	2	3	4	5
Самолет без топлива - шасси выпущено	38000	0,821	31219	26,5
Топливо:	5000	-0,08	-400	
в I-м бак-кессоне	4000	-0,60	-2400	
во 2-м бак-кессоне	1000	2,00	2000	
Максимальный посадочный вес - шасси выпущено	43000	0,717	30819	24,1
Уборка шасси	-		1550	
Максимальный посадочный вес - шасси убрано	43000	0,753	32369	24,9



С_{ком. нагр.} = 8,2 т (76 ПЛАССАЖИРОВ)

ВАРИАНТ - 68 ПАССАЖИРОВ

Максимальный взлетный вес $G = 47600$ кг

$G_{\text{ком.нагр.}} = 8100$ кг; $G_{\text{топлива}} = 9700$ кг

Наименование	G , кг	X , м	$G \cdot X$, кгм	$\bar{X}$ в % САХ
I	2	3	4	5
Пустой самолет - шасси вы- пущено	29350	1,362	39974	39,0
Штурман (1)	80	-16,75	-1340	
Пилоты и бортмеханик (3)	240	-14,87	-3569	
Бортпроводник (1)	65	-10,5	-682	
Бортпроводник (1)	65	6,70	435	
Пассажиры (68)	5100	-1,113	-5676	
Продукты	100	-10,5	-1050	
Багаж и груз в переднем багажнике $V = 6,0 \text{ м}^3$	1100	-12,5	-13750	
Багаж и груз в заднем багаж- нике $V = 8,5 \text{ м}^3$	1800	8,45	15210	
Итого: Самолет без топлива - шасси выпущено	37900	0,779	29549	25,5
Топливо	9700	0,338	3280	
в I-м бак-кессоне	6200	-0,60	-3720	
во 2-м бак-кессоне	3500	2,00	7000	
Взлетный вес - шасси выпущено	47600	0,689	32829	23,4
Уборка шасси	-		1550	24,2
Взлетный вес - шасси убрано	47600	0,722	34379	

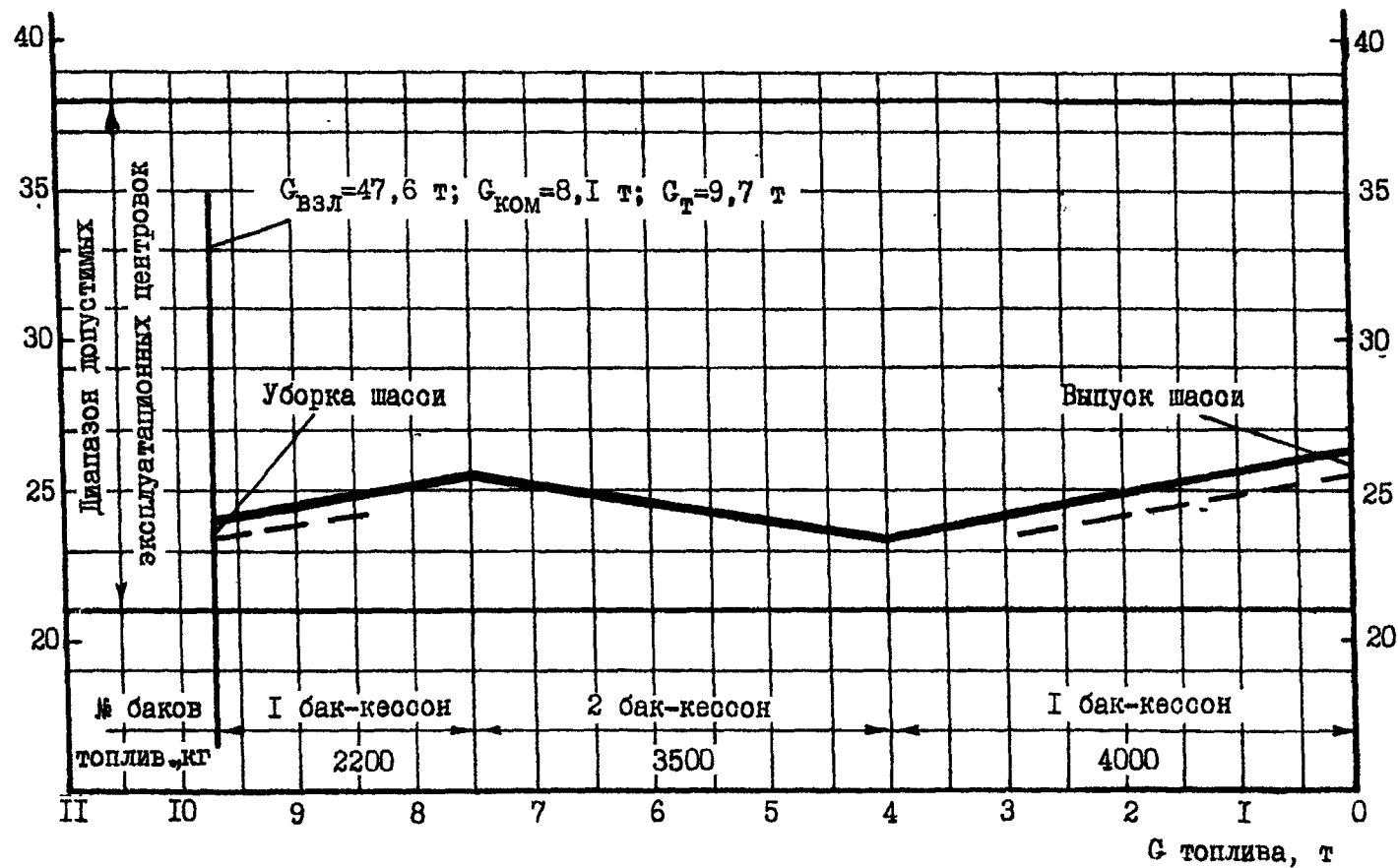
Максимальный посадочный вес $G = 43000$; $G_{\text{ком.нагр.}} = 8100$ кг

$G_{\text{топлива}} = 5100$ кг

I	2	3	4	5
Самолет без топлива - шасси выпущено	37900	0,779	29549	25,5
Топливо	5100	-0,039	-200	
в I-м бак-кессоне	4000	-0,60	-2400	
во 2-м бак-кессоне	1100	2,00	2200	
Максимальный посадочный вес - шасси выпущено	43000	0,682	29349	23,3
Уборка шасси	-		1550	
Максимальный посадочный вес - шасси убрано	43000	0,718	30899	24,1

Центровка в % САХ

Центровка в % САХ



ФИГ.2.2. ГРАФИК ИЗМЕНЕНИЯ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА В ПОЛЕТЕ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ КОЛИЧЕСТВА ТОПЛИВА В БАКАХ (БЕЗ УЧЕТА НА ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ И ВЫРУЛИВАНИЕ)

$G_{ком. нагр.} = 8,1 \text{ т}$

ВАРИАНТ МАКСИМАЛЬНОЙ ДАЛЬНОСТИ (45 Пассажиров)

Максимальный взлетный вес $G=47600$ кг; $G_{\text{ком.нагр.}}=4800$ кг; $G_{\text{топл.}}=13000$ кг

Наименование	G, кг	X, м	G · X, кгм	$\bar{X}$ в % САХ
I	2	3	4	5
Пустой самолет - шасси выпущено	29350	1,362	39974	39,0
Штурман (I)	80	-16,75	-1340	
Пилоты и бортмеханик (3)	240	-14,87	-3569	
Бортпроводник (I)	65	-10,5	-682	
Бортпроводник (I)	65	6,70	435	
Пассажиры (45)	3375	-2,963	-10000	
Продукты	50	-10,5	-525	
Багаж в переднем багажнике $V = 6 \text{ м}^3$	500	-12,5	-6250	
Багаж и почта в заднем багажнике $V = 8,5 \text{ м}^3$	875	8,45	7390	
Итого: Самолет без топлива - шасси выпущено	34600	0,735	25434	24,5
Топливо:	13000	0,768	9990	
в I-м бак-кессоне	7860	-0,60	-4720	
во 2-м бак-кессоне	3500	2,00	7000	
в 3-м бак-кессоне	1640	4,70	7710	
Взлетный вес - шасси выпущено	47600	0,744	35424	24,7
Уборка шасси	-		1550	25,4
Взлетный вес-шасси убрано	47600	0,776	36974	

Максимальный посадочный вес $G = 43000$ кг; $G_{\text{ком.нагр.}}=4800$ кг;
 $G_{\text{топл.}}=8400$ кг

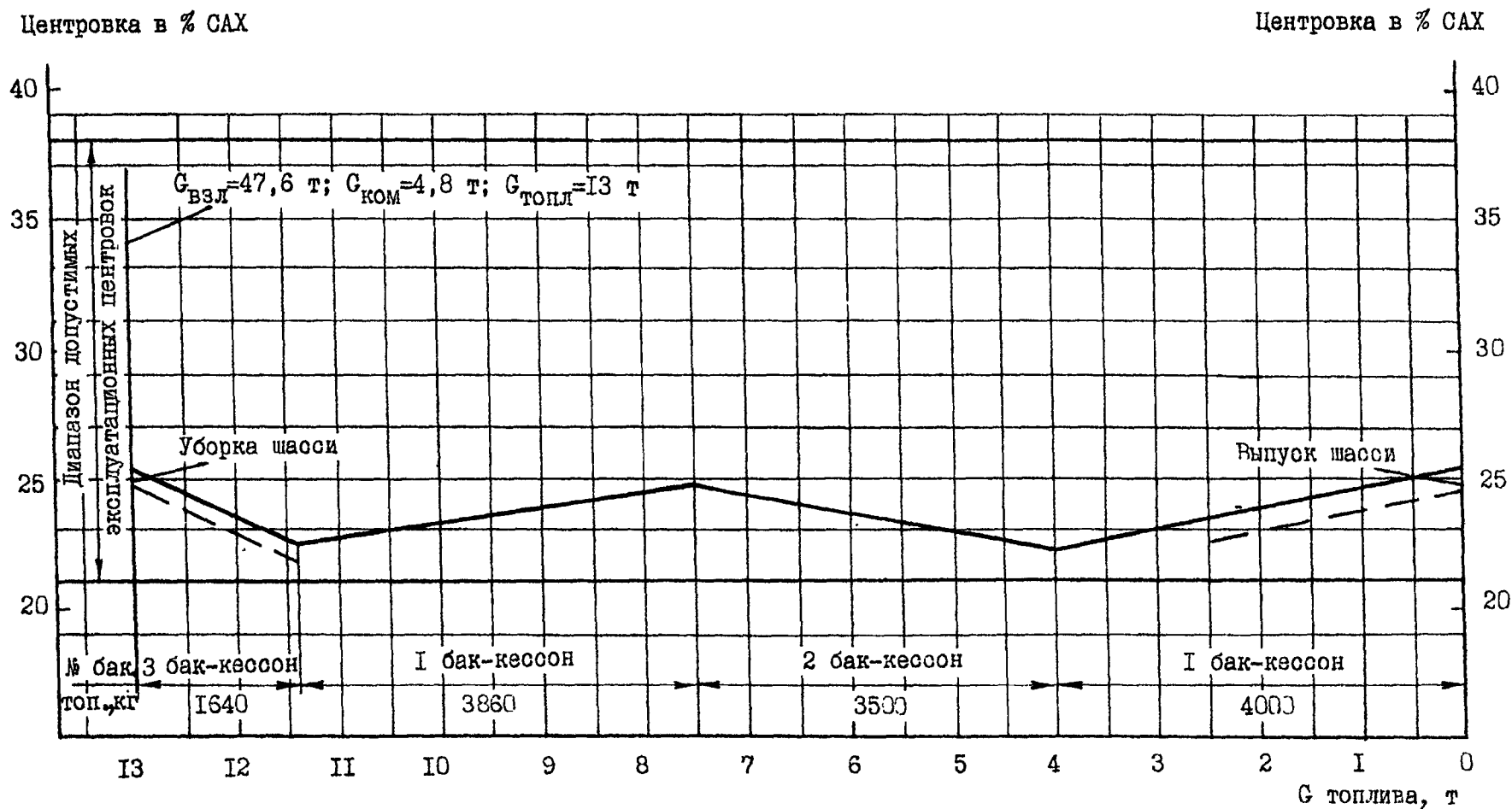
Самолет без топлива - шасси выпущено	34600	0,735	25434	24,5
Топливо:	8400	0,483	4060	
В I-м бак-кессоне	4900	-0,60	-2940	
во 2-м бак-кессоне	3500	2,00	7000	
Максимальный посадочный вес - шасси выпущено	43000	0,686	29494	23,3
Уборка шасси	-		1550	24,2
Максимальный посадочный вес - шасси убрано	43000	0,722	31044	

5.07.78
УВ

44

ИИ-134А

Инструкция по эксплуатации
книга 1 часть 1



ФИГ.23. ГРАФИК ИЗМЕНЕНИЯ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА В ПОЛЕТЕ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ КОЛИЧЕСТВА ТОПЛИВА В БАКАХ (БЕЗ УЧЕТА НА ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ И ВЫРУЛИВАНИЕ)

$G_{ком. нагр.} = 4,8 \text{ т}$

ЦЕНТРСОВЧНЫЕ ДАННЫЕ РАЗМЕЩЕНИЯ ПАССАЖИРОВ ПО РЯДАМ
(76 чел.)

Наименование	Кол-во пасса- жиров	G кг.	X м	G·X кг м
Пассажиры	76	5700	-1,80	-10293
I-й ряд	4	300	-8,94	-2682
2-й ряд	4	300	-7,87	-2361
3-й ряд	4	300	-7,12	-2136
4-й ряд	4	300	-6,37	-1911
5-й ряд	4	300	-5,62	-1686
6-й ряд	4	300	-4,87	-1461
7-й ряд	4	300	-4,12	-1236
8-й ряд	4	300	-3,37	-1011
9-й ряд	4	300	-2,62	-786
10-й ряд	4	300	-1,87	-561
11-й ряд	4	300	-1,12	-336
12-й ряд	4	300	-0,37	-111
13-й ряд	4	300	0,60	180
14-й ряд	4	300	1,35	405
15-й ряд	4	300	2,10	630
16-й ряд	4	300	2,85	855
17-й ряд		300	3,60	1080
18-й ряд	4	300	4,35	1305
19-й ряд	4	300	5,10	1530

ЦЕНТРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ РАЗМЕЩЕНИЯ ПассажиРОВ ПО РЯДАМ

(68 чел.)

Наименование	Кол-во пасса- жиров	G кг	X м	G·X кг·м
Пассажиры	68	5100	-1,113	-5676
1-й ряд	4	300	-8,34	-2502
2-й ряд	4	300	-7,44	-2232
3-й ряд	4	300	-5,59	-1677
4-й ряд	4	300	-4,84	-1452
5-й ряд	4	300	-4,09	-1227
6-й ряд	4	300	-3,34	-1002
7-й ряд	4	300	-2,59	-777
8-й ряд	4	300	-1,84	-552
9-й ряд	4	300	-1,09	-327
10-й ряд	4	300	-0,34	-102
11-й ряд	4	300	0,69	207
12-й ряд	4	300	1,44	432
13-й ряд	4	300	2,19	657
14-й ряд	4	300	2,94	882
15-й ряд	4	300	3,69	1107
16-й ряд	4	300	4,44	1332
17-й ряд	4	300	5,19	1557

Г л а в а Ш

А Э Р О Д И Н А М И Ч Е С К И Е Д А Н Н Ы Е

Летно-технические данные самолета даны на основании аэродинамического расчета, расчета устойчивости и управляемости самолета с учетом летных испытаний самолета Ту-134.

1. ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИКИ САМОЛЕТА

Самолет Ту-134А с двумя двухконтурными реактивными двигателями Д-30 II серии – свободнонесущий моноплан с низкорасположенным стреловидным крылом. В целях дальнейшего улучшения эксплуатационно-технических характеристик самолета на нем устанавливаются двигатели с реверсом тяги.

Крыло имеет стреловидность 35° по линии, проходящей через $1/4$ хорд. На верхней поверхности крыла установлены две пары аэродинамических перегородок.

Для получения достаточного приращения подъемной силы от закрылков на взлете, при минимальном сопротивлении, закрылок смещается назад на большую часть своего хода, а отклоняется на сравнительно небольшой взлетный угол – до 20° .

При этом на отрыве при угле атаки крыла, равном $\alpha_{отр.} = 9,5^\circ$ с учетом влияния земли, коэффициент подъемной силы равен $C_{y_{отр.}} = 1,19$, а аэродинамическое качество равно $K=12$ (при $\delta_z = 20^\circ$).

При посадке закрылки выдвигаются дополнительно лишь на небольшое расстояние, а отклоняются на угол 38° .

Сравнительно низкое аэродинамическое качество при закрылках, отклоненных на угол $\delta_z = 38^\circ$, позволяет при необходимости иметь крутую траекторию предпосадочного планирования.

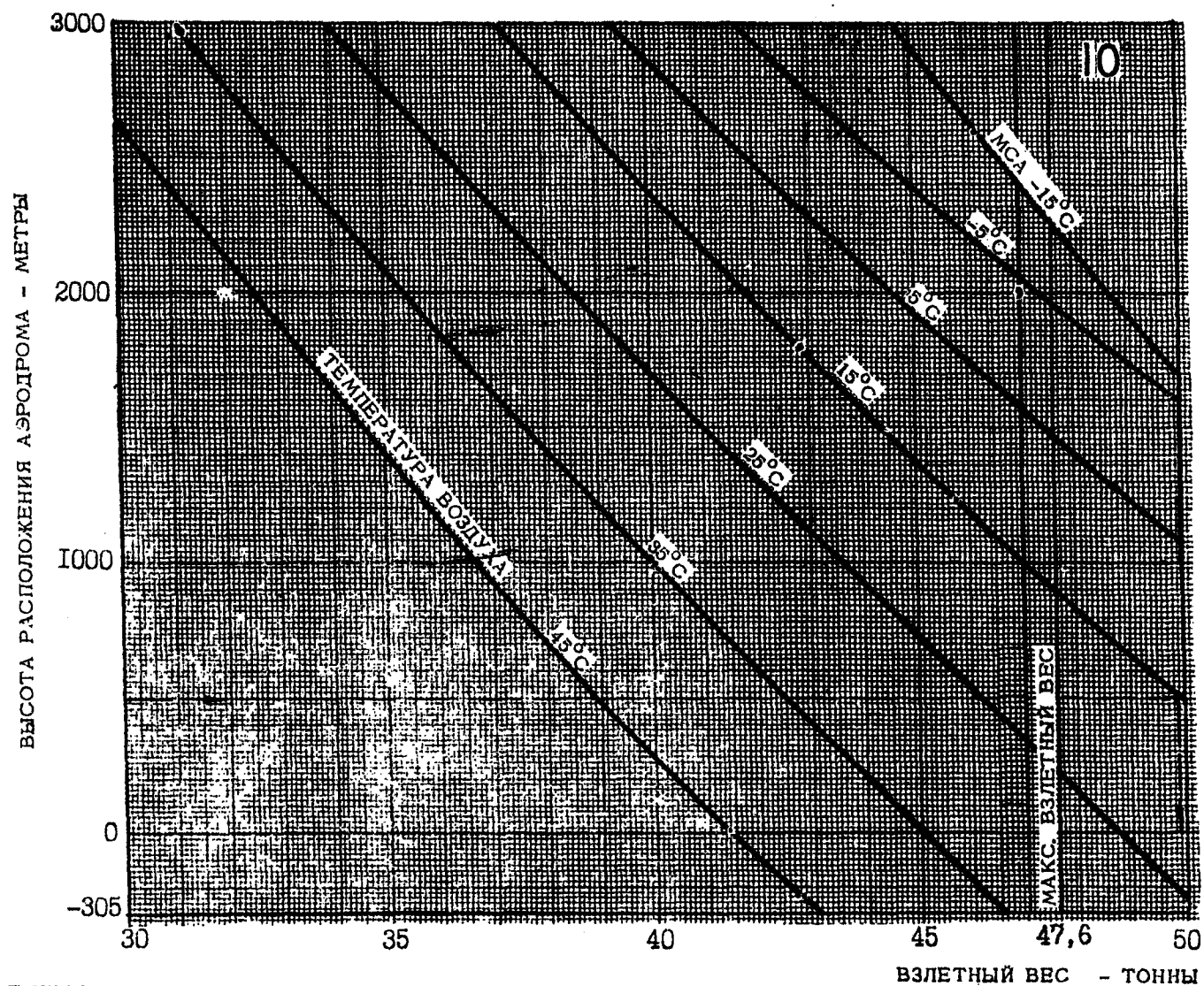
Для уменьшения длины пробега перед внешними закрылками установлены воздушные тормоза – интерцепторы. Интерцепторы, срывая поток с верхней поверхности крыла, резко уменьшают подъемную силу и создают значительное дополнительное сопротивление. Выпускаются интерцепторы (только после касания колес о землю) на угол 52° .

Обратная тяга двигателей с целью уменьшения пробега самолета при посадке или прерванном взлете создается за счет изменения направления вектора скорости газоз воздушного потока. Включение реверса тяги двигателей осуществляется рычагами реверса (на каждый двигатель отдельно), закрепленными на РУД левого пульта пилотов (управление реверсом может производиться только с левого пульта пилотов). Для включения реверса РУД устанавливаются в положение малый газ (так как только в этом положении блокировочный механизм позволяет перемещать рычаг реверса) и рычаги реверса переводят в положение максимальной обратной тяги. Первоначальное движение рычага реверса обеспечивает установку створок реверсивного устройства в закрытое положение, при этом создается тяга реверса, соответствующая режиму малого газа. Однако тут же двигатель выводится на номинальные обороты (за счет последующего движения рычага реверса) и развивается полная обратная тяга. Таким образом, существуют два положения: реверс выключен – прямая тяга, реверс включен – обратная тяга.

Аэродинамическая компоновка самолета и его энерговооруженность обеспечивают эксплуатацию самолета на высоких крейсерских скоростях, хорошие характеристики устойчивости и управляемости, а также хорошие взлетно-посадочные характеристики.

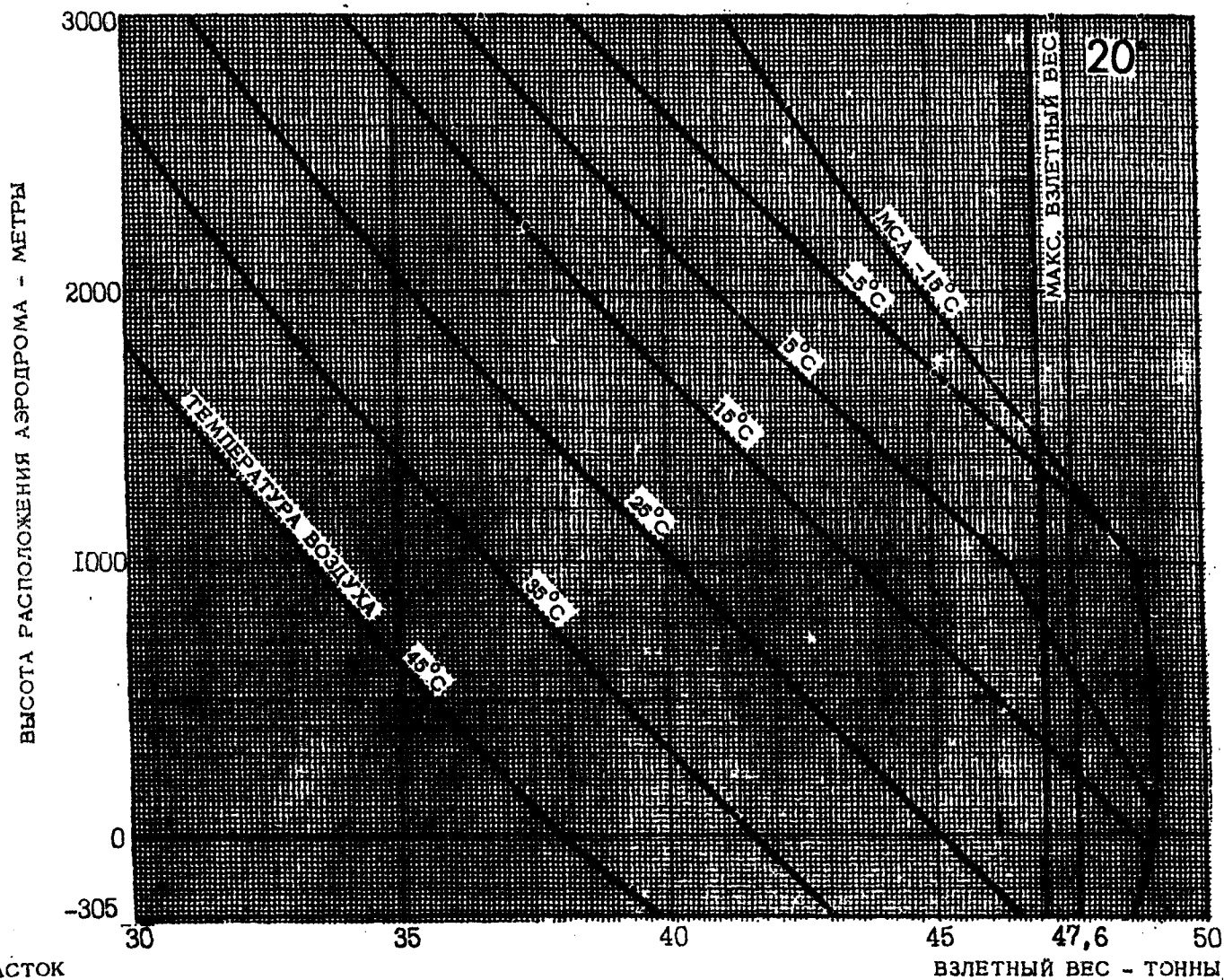
2. ВЗЛЕТ САМОЛЕТА

Взлет самолета Ту-134А производится на взлетном режиме работы двигателей с отклоненными закрылками при $\psi_{ст} = -1,5^\circ$ по УПС. Угол отклонения закрылков на взлете, в целях обеспечения безопасности при отказе одного двигателя на разбеге, устанавливается исходя из конкретных внешних условий (температура и давление на аэродроме, располагаемая длина ВПП).



П УЧАСТОК
ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА 2,4%
ЗАКРЫЛКИ ВЫПУЩЕНЫ НА 10°
ШАССИ УБРАНО
РЕЖИМ РАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ - ВЗЛЕТНЫЙ
КРИТИЧЕСКИЙ ДВИГАТЕЛЬ НЕ РАБОТАЕТ

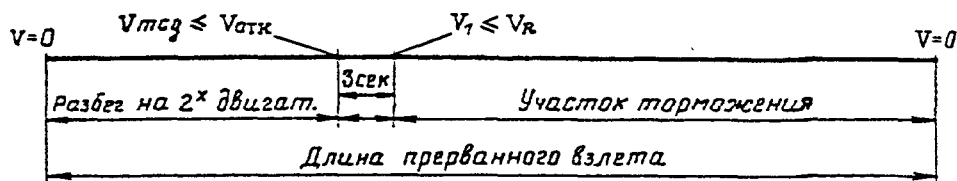
ФИГ.3.1 МАКСИМАЛЬНЫЙ ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС В ЗАВИСИМОСТИ ОТ
ТЕМПЕРАТУРЫ И ВЫСОТЫ РАСПОЛОЖЕНИЯ АЭРОДРОМА



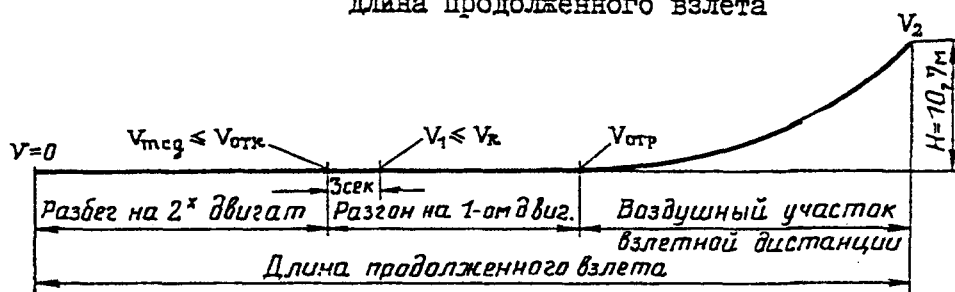
ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА 2,4%
ЗАКРЫЛКИ ВЫПУЩЕНЫ НА 20°
ШАССИ УБРАНО
РЕЖИМ РАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ - ВЗЛЕТНЫЙ
КРИТИЧЕСКИЙ ДВИГАТЕЛЬ НЕ РАБОТАЕТ

ФИГ.3.2 МАКСИМАЛЬНЫЙ ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС В ЗАВИСИМОСТИ ОТ
ТЕМПЕРАТУРЫ И ВЫСОТЫ РАСПОЛОЖЕНИЯ АЭРОДРОМА

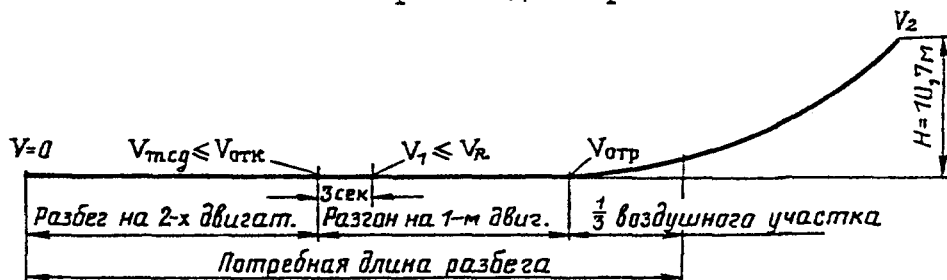
Длина прерванного взлета



Длина продолженного взлета



Потребная длина разбега



УСЛОВИЕ СБАЛАНСИРОВАННОЙ ДЛИНЫ ВП

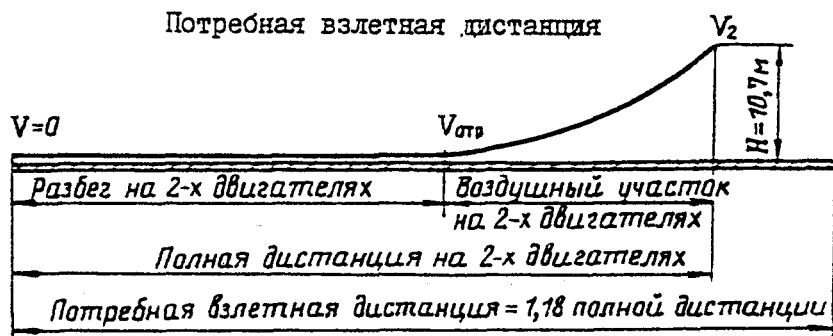
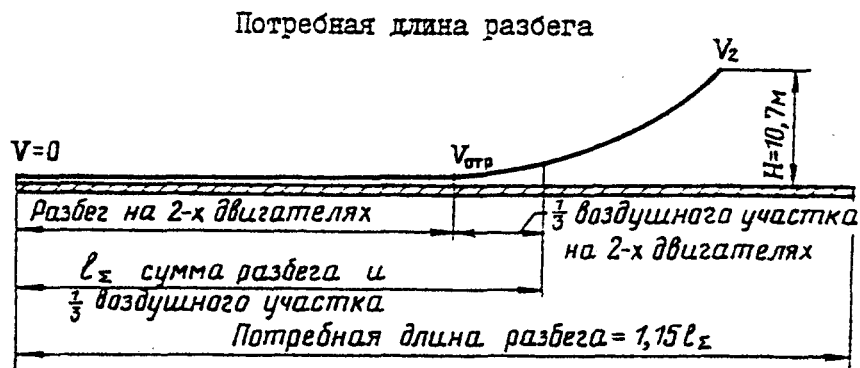
Длина прерванного взлета = длине продолженного взлета

УСЛОВИЕ СБАЛАНСИРОВАННОЙ ДЛИНЫ ПРОБЕГА

Длина прерванного взлета = потребной длине разбега

- $V_{мсг}$ — минимальная скорость по управляемости на земле
- $V_{отк.}$ — скорость отказа одного двигателя
- V_I — скорость принятия решения $V_{отк.} + \Delta V_{t=3 \text{ сек.}}$
- V_R — скорость отрыва передней ноги
- $V_{отр.}$ — скорость отрыва самолета
- V_2 — безопасная скорость взлета $\geq 1,2 V_{мс_1}$
- $V_{мс_1}$ — скорость срыва при взлетной конфигурации самолета

Фиг. 3.3. УЧАСТКИ ВЗЛЕТНОЙ ДИСТАНЦИИ ПРИ РАБОТЕ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ



Фиг. 3.4. УЧАСТИ ВЗЛЕТНОЙ ДИСТАНЦИИ ПРИ РАБОТЕ
ВСЕХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Допустимый взлетный вес в конкретных условиях старта также определяется совместным рассмотрением характеристик аэродрома взлета и характеристик самолета на участках взлетной дистанции, чистой траектории набора высоты и набора высоты по маршруту. На фиг. 3.1 и 3.2 представлены графики, позволяющие определять максимальный взлетный вес в зависимости от температуры и высоты расположения аэродрома для второго участка траектории. На фиг. 3.3 показаны участки взлетной дистанции. При этом определяющим является:

1. Потребная длина разбега должна быть не больше располагаемой длины разбега, т.е. ВПШ.

2. Потребная длина прерванного взлета должна быть не больше располагаемой длины прерванного взлета, т.е. взлетно-посадочная полоса плюс концевая полоса безопасности.

3. Потребная длина продолженного взлета должна быть не больше располагаемой длины продолженного взлета, т.е. взлетно-посадочная полоса плюс концевая полоса безопасности плюс полоса воздушных подходов.

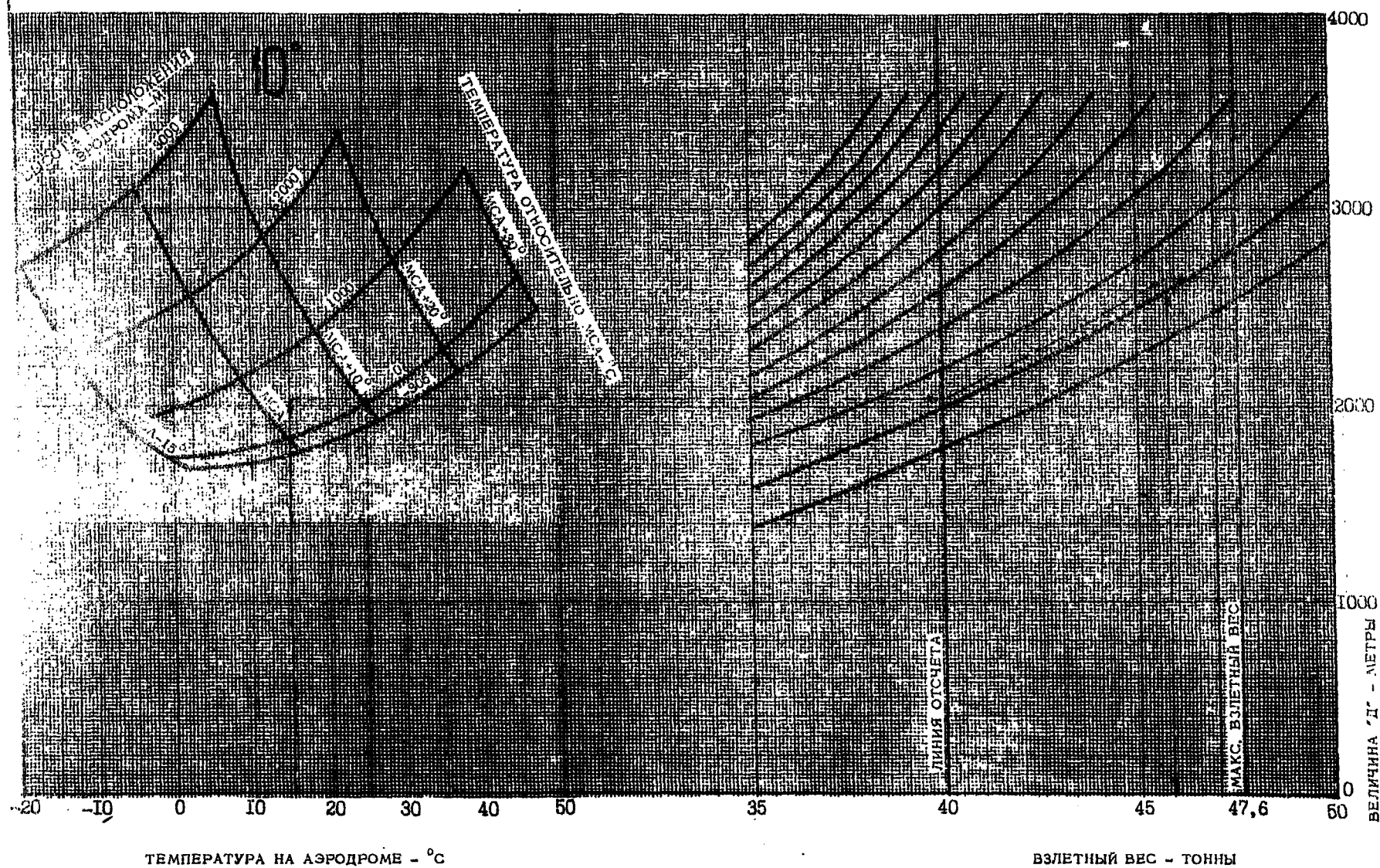
4. Чистая траектория набора высоты должна обеспечивать нормируемые зазоры над препятствиями в полосе воздушных подходов в направлении взлета, а при необходимости обеспечивать разворот без значительного уменьшения градиента набора.

Определение максимального взлетного веса для располагаемой длины прерванного и продолженного взлета - "Д" показано на фиг. 3.5 и 3.6. Более подробно выбор оптимального угла отклонения закрылков и допустимого взлетного веса см. в "Руководстве по летной эксплуатации", книга I, часть II.

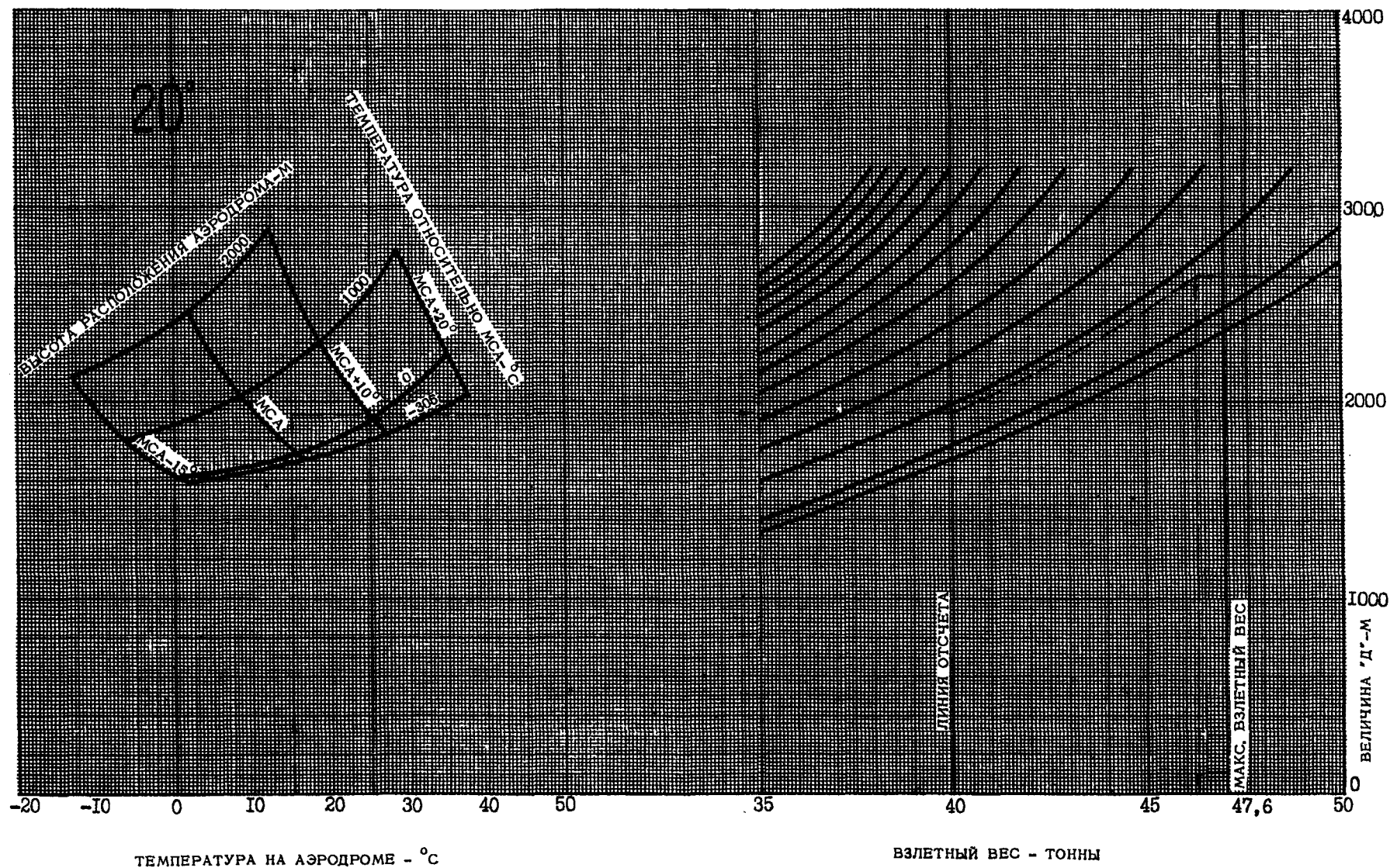
Отрыв самолета должен производиться на безопасной скорости взлета $V_2 \geq 1,2 V_{MSI}$, где V_{MSI} - минимальная скорость самолета, полученная в летных испытаниях, фиг. 3.7. При этих скоростях, достигнутых в летных испытаниях, происходит сваливание самолета на крыло.

Скорость отрыва для $\delta_3 = 10^\circ$ соответствует $C_{y_{без}} = 1,06$, а для $\delta_3 = 20^\circ$ - $C_{y_{без}} = 1,19$. Этим значениям коэффициентов подъемной силы соответствуют углы атаки $9,5^\circ$ и $8,5^\circ$ соответственно (с учетом влияния земли).

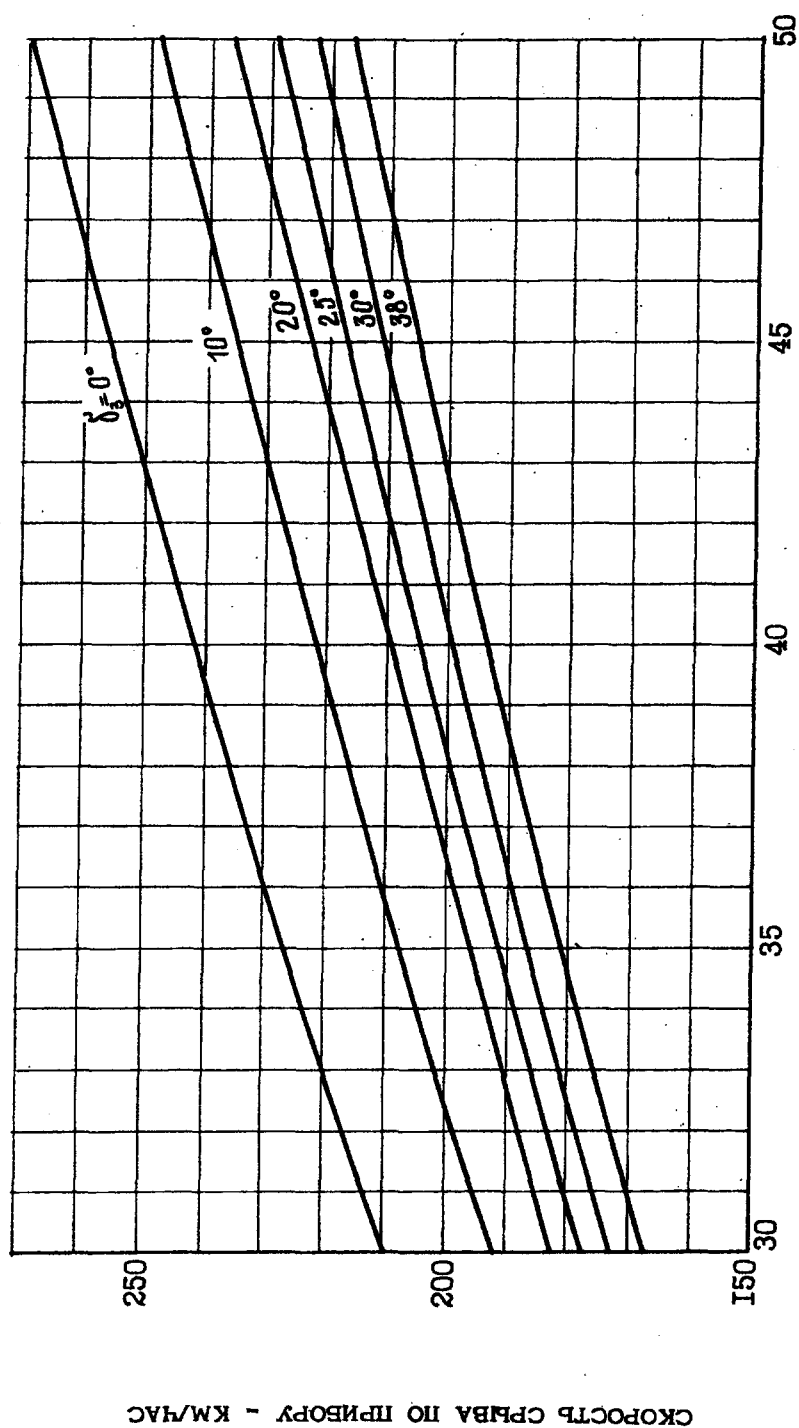
Вывод самолета на $\alpha_{отр.}$ должен производиться по достижении скорости отрыва передней ноги V_R , которая на 5-10 км/час меньше V_2 . Скорость принятия решения V_I всегда должна быть меньше (или равна) скорости V_R , т.е. самолет не должен выводиться на $\alpha_{отр.}$ до тех пор, пока не принято решение (в случае



ФИГ.3.5 МАКСИМАЛЬНЫЙ ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС ДЛЯ РАСПОЛАГАЕМОЙ
ДЛИНЫ ПРЕРВАННОГО И ПРОДОЛЖЕННОГО ВЗЛЕТА



ФИГ.3.6 МАКСИМАЛЬНЫЙ ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС ДЛЯ РАСПОЛАГАЕМОЙ ДЛИНЫ ПРЕРВАННОГО И ПРОДОЛЖЕННОГО ВЗЛЕТА



ФИГ. 8.7. СКОРОСТЬ СРЫВА НА РЕЖИМЕ МАЛОГО ГАЗА

отказа двигателя) взлет продолжать.

Таблица взлетных характеристик самолета

Условия старта: стандартные $p=760$ мм рт.ст. $t=+15^{\circ}\text{C}$
 расчетные $p=730$ мм рт.ст. $t=+30^{\circ}\text{C}$

Условия старта		Стандартные	Расчетные
Взлетный вес	кг	47600	45200
Нагрузка на 1 м^2 крыла	кг/м ²	414	393
Оптимальный угол отклонения закрылков		20°	10°
Миним. скорость срыва при взлетной конфигурации	км/час	230	237
Скорость в точке принятия решения $V_{\text{пр.реш.}}$	км/час	255	273
Скорость отрыва передней ноги	км/час	267	273
Нормальная скорость отрыва самолета $V_{\text{отр.}}$	км/час	273	281
Безопасная скорость взлета:			
закрылки выпущены; шасси убрано	км/час	274	281
закрылки убраны; шасси убрано	км/час	311	307
Сбалансированная длина ВПП	м	2400	3000
Фактическая длина разбега (все двигатели работают)	м	1420	1530
Потребная длина разбега (все двигатели работают)	м	1780	2180
Потребная взлетная дистанция (все двигатели работают)	м	2200	2700

- ПРИМЕЧАНИЯ:**
1. Все указанные скорости являются приборными.
 2. Фактическая длина разбега при взлете на 2 двигателях составляет $\approx 70\%$ потребной длины разбега, т.е. $L_{\text{разб. факт.}} = 0,7 L_{\text{разб. потр.}}$

3. НАБОР ВЫСОТЫ

После отрыва самолет переводится в разгон с постепенным набором высоты.

На высоте 10 м необходимо затормозить колеса и убрать шасси. Набор высоты выполняется на скорости 300 км/час. На высоте 400 м необходимо увеличить скорость до 330 км/час, убрать закрылки и переставить стабилизатор в положение "С" по УПС или ИП, перевести двигатели на номинальный режим, после чего произвести разгон самолета до наиболее выгодной скорости набора высоты. При взлете само-

лета с курсом на заселенную местность для уменьшения шума набор высоты осуществляют по крутым траекториям или с дросселированием двигателей. Более подробно см. "Руководство по летной эксплуатации" кн. I ч. II - "Взлет с уменьшением шума на местности".

С увеличением веса самолета несколько увеличивается скорость набора высоты. Но для одного и того же веса самолета наибольшая вертикальная скорость обеспечивается в довольно широком диапазоне скоростей набора ($v_{\text{наб.}} \pm 30$ км/час). Поэтому практически набор высоты можно производить на одной скорости для любого веса самолета, а именно, на высоте $H=0-6$ км - на скорость $v_{\text{приб.}}=500$ км/час, далее уменьшая приборную скорость приблизительно на 10-20 км/час на каждые 1000 м высоты, фиг. 3.8.

При взлетном весе $G_{\text{взл.}}=47600$ кг самолет набирает высоту $H=10000$ м в условиях МСА за 22,5 минут (без учета времени на взлет и установление режима скороподъемности), при этом практический потолок самолета равен 11400 м.

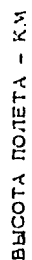
Характеристики набора высоты в зависимости от взлетного веса и высоты набора показаны на фиг. 3.9-3.12. Из графиков видно, что на набор высоты $H=10000$ м при взлетном весе $G=47600$ кг расходуется 1720 кг топлива, а проходимый путь равен 265 км.

4. КРЕЙСЕРСКИЙ ПОЛЕТ

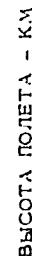
Крейсерская высота и скорость полета выбираются из условия получения наиболее выгодных сочетаний по экономике.

При полетах с полной коммерческой нагрузкой на дальность до 1800-1900 км (с учетом $G_{\text{АНЗ}}=2500$ кг и 300 кг топлива для захода на посадку) экономическая крейсерская скорость лежит в пределах до 870-850 км/час, а при полетах на большую дальность крейсерская скорость выбирается в соответствии с наименьшими километровыми расходами.

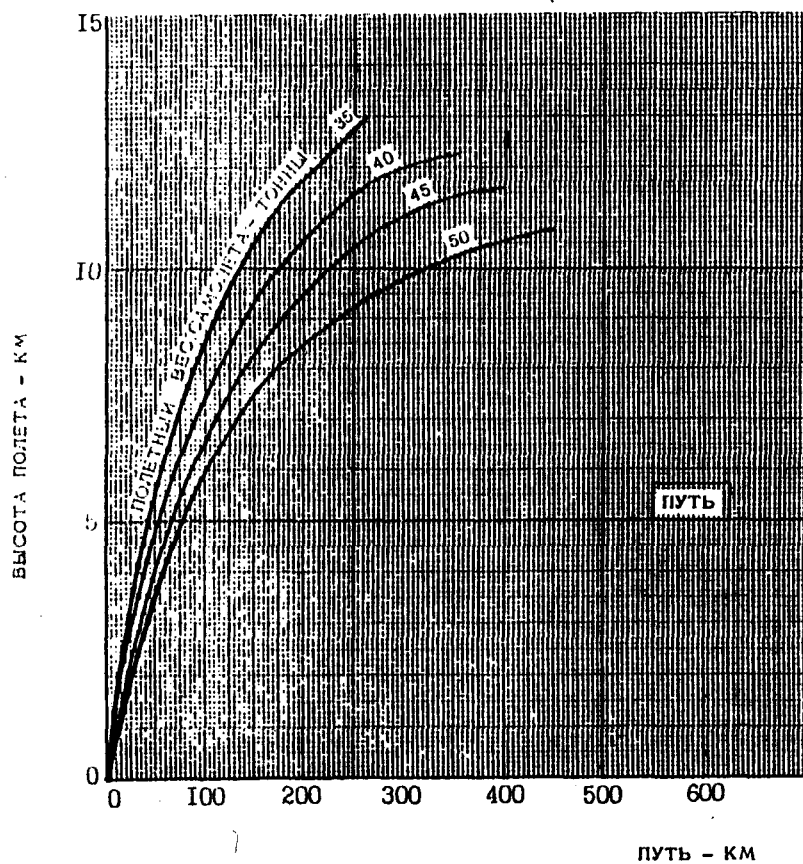
Максимальные скорости горизонтального полета ограничиваются числом $M=0,82$ на высотах более 8600 м, а на высотах менее 8600 м ограничиваются приборной скоростью 600 км/час, фиг. 3.13, (при полете с полной заправкой



СКОРОСТЬ ПО ПРИБОРУ - КМ/ЧАС

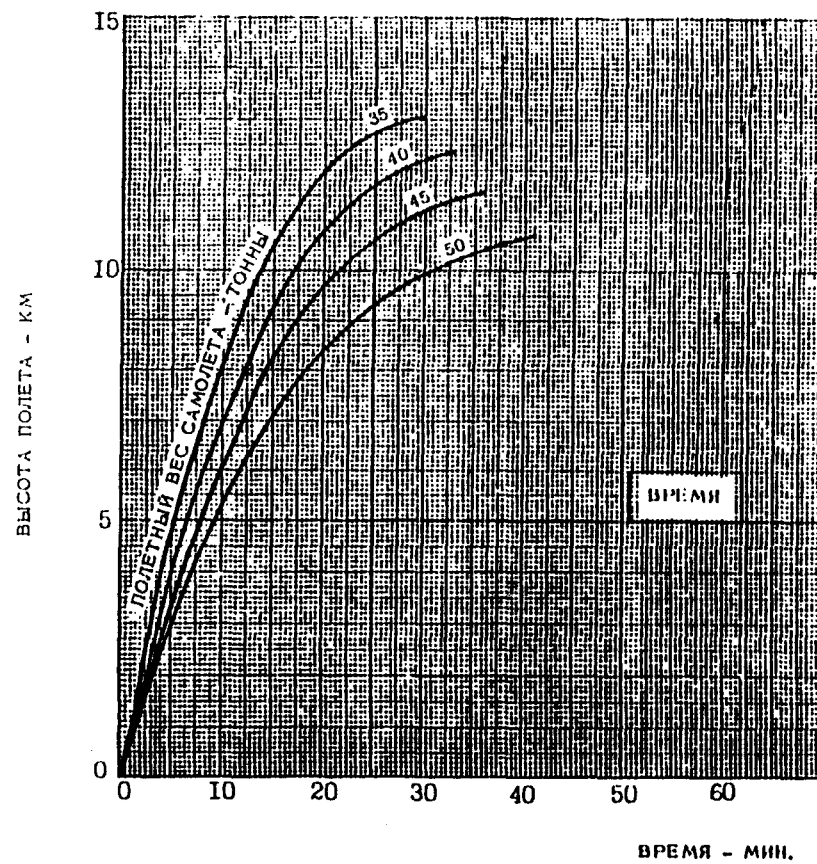


ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ - М/СЕК



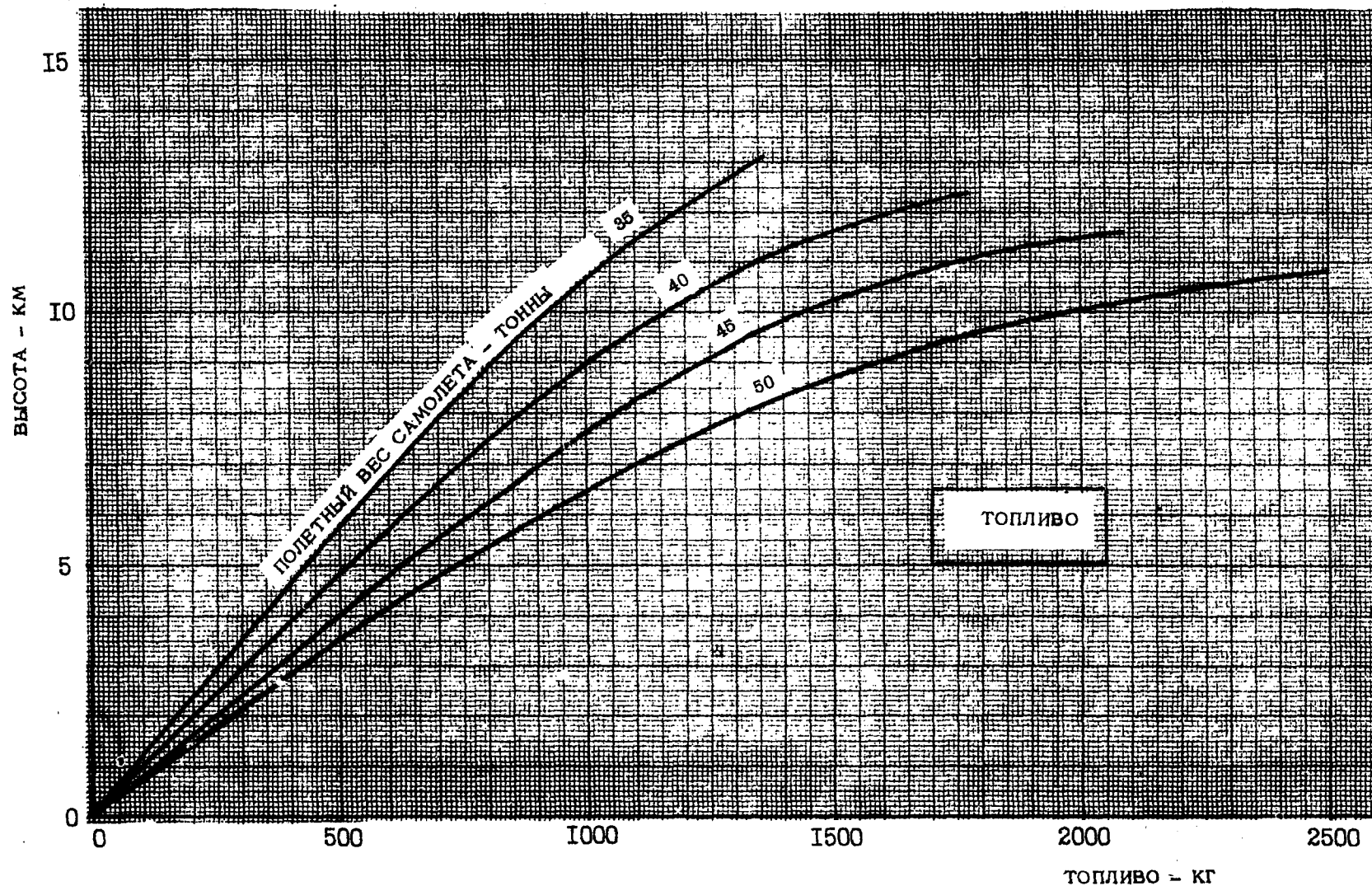
ФИГ. 3.10. ХАРАКТЕРИСТИКИ НАБОРА ВЫСОТЫ

ДВА ДВИГАТЕЛЯ - НОМИНАЛЬНЫЙ РЕЖИМ, МСА



ФИГ. 3.11 ХАРАКТЕРИСТИКИ НАБОРА ВЫСОТЫ

ДВА ДВИГАТЕЛЯ - НОМИНАЛЬНЫЙ РЕЖИМ, МСА



ФИГ.3.12 ХАРАКТЕРИСТИКИ НАБОРА ВЫСОТЫ
ДВА ДВИГАТЕЛЯ - НОМИНАЛЬНЫЙ РЕЖИМ, МСА

топлива, до выгорания топлива из бака № 3 на наборе, вводится дополнительное ограничение по скорости, равное 500 км/час по прибору).

Таблица максимальных скоростей горизонтального полета и их ограничений

Режим двигателей – номинальный, вес самолета = 40000 кг

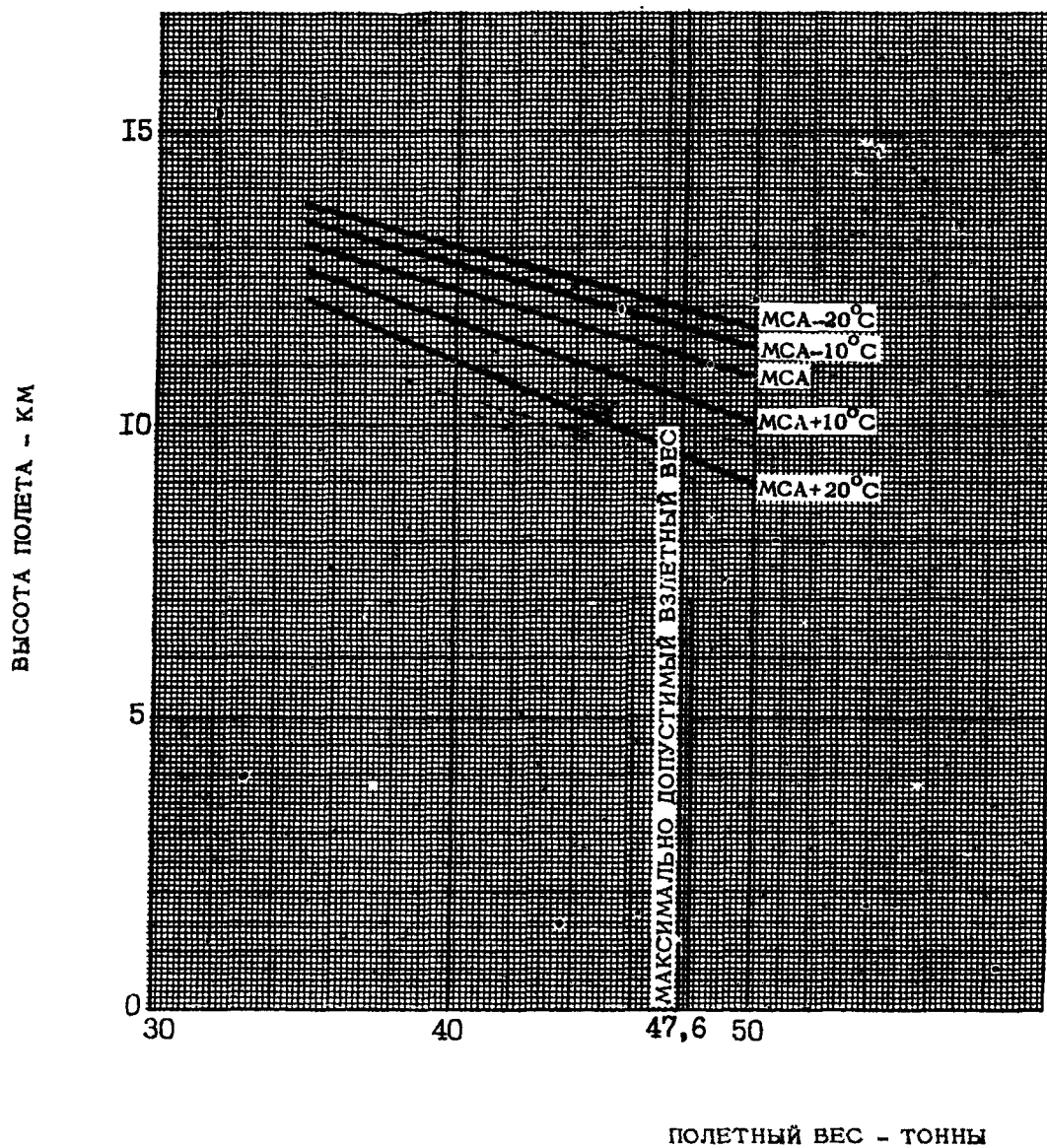
H, м	Скорость звука, км/час	Максимальная скорость, км/час		$M = \frac{V_{ист.}}{V_a}$
		Истинная	Приборная	
0	I225	600	600	0,490
1000	I211	629	600	0,519
2000	II97	660	600	0,550
3000	II83	690	600	0,583
4000	II68	722	600	0,619
5000	II54	757	600	0,656
6000	II39	794	600	0,697
7000	II24	834	600	0,741
8000	II08	875	600	0,788
8600	II00	901	600	0,82
9000	I093	896	583	0,82
10000	I078	884	543	0,82
11000	I062	871	504	0,82
12000	I062	840	450	0,792

ПРИМЕЧАНИЕ. $\delta V_a = -5$ км/час, $\delta V_{инстр.} = 0$.

5. СНИЖЕНИЕ САМОЛЕТА

Снижение самолета с крейсерской высоты до H=8000 м производится на режиме работы двигателей 83%, с H=8000 м до H=5000 м на режиме работы двигателей 81%, а с 5000 м до высоты круга над аэродромом производится на режиме малого газа. При этом с высоты 11000 м поддерживается число M=0,82 до достижения $V_{пр} = 600$ км/час, далее $V_{пр} = 600$ км/час до H=3000 м. С высоты H=3000 м необходимо поддерживать $V_{пр} = 450$ км/час и вертикальную скорость $V_y \leq 10$ м/сек до H=1200 м, а далее $V_{пр} = 400$ км/час и $V_y \leq 7$ м/сек до высоты 500 м.

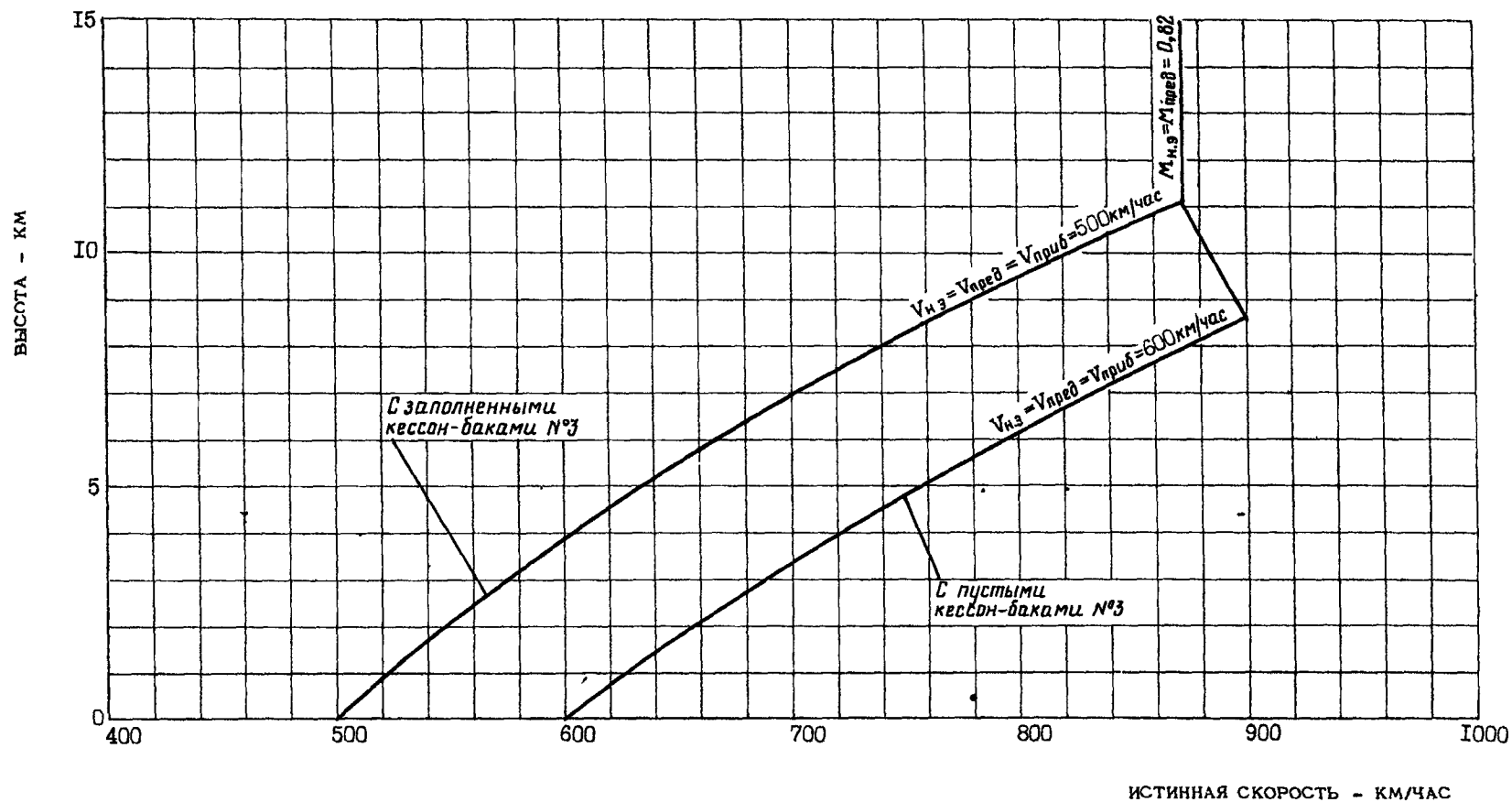
На фиг. 3.14 показаны расход топлива, путь и время при снижении самолета с разных высот.



ФИГ.3.12а ХАРАКТЕРИСТИКИ НАБОРА ВЫСОТЫ

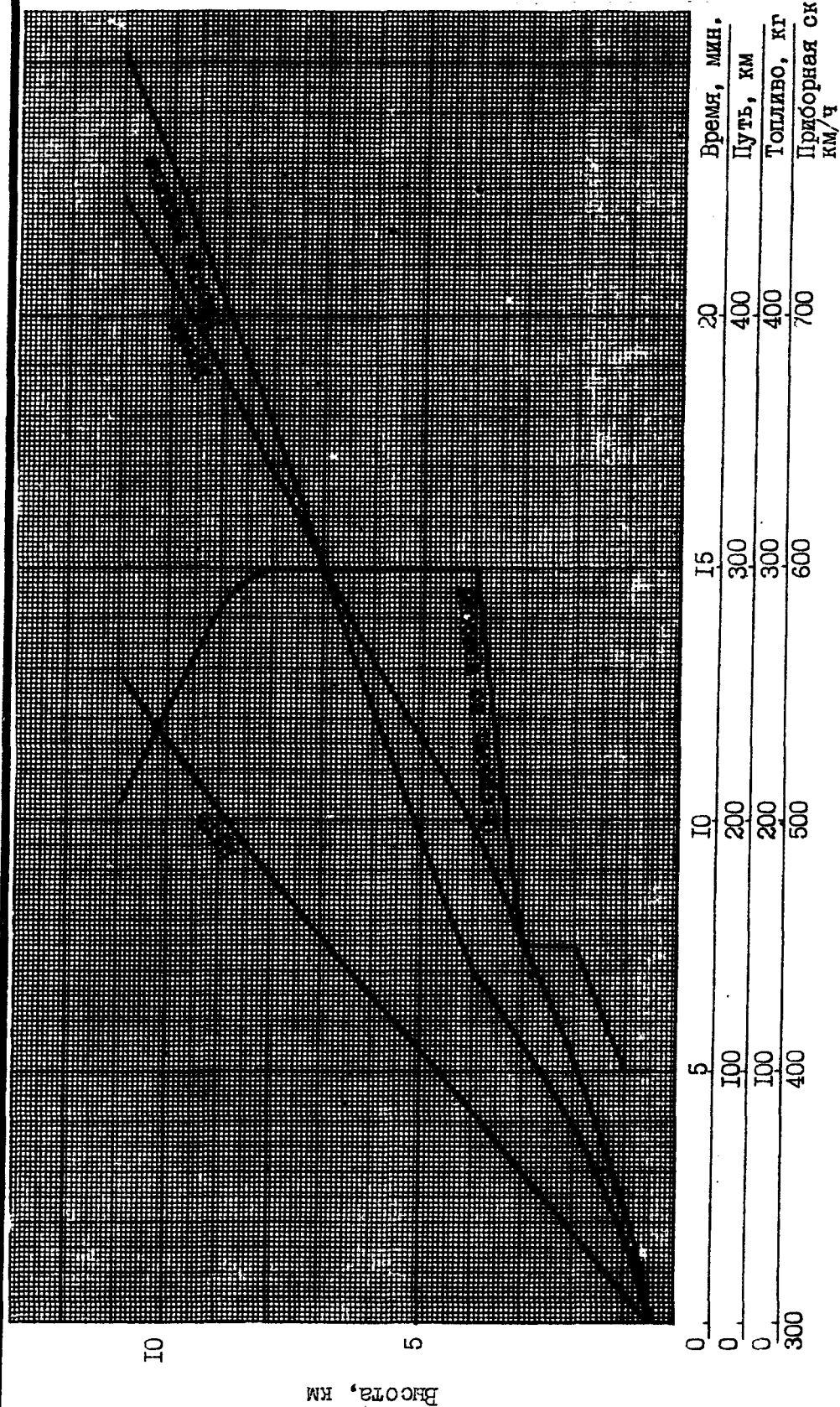
ПРАКТИЧЕСКИЙ ПОТОЛОК САМОЛЕТА

ДВА ДВИГАТЕЛЯ-НОМИНАЛЬНЫЙ РЕЖИМ



ПРИМЕЧАНИЕ: В СЛУЧАЕ ОТКАЗА ДЕМПФЕРА РЫСКАНИЯ ДР-134М ИЛИ ПРИ ВЫКЛЮЧЕНИИ ГИДРОСИСТЕМЫ УСТАНОВЛИВАЕТСЯ
 $V_{н.з} = V_{пред} = V_{проб} = 550 \text{ КМ/ЧАС}$

ФИГ.3.13. ГРАФИК ОГРАНИЧЕНИЯ СКОРОСТЕЙ



Режимы снижения

Высота	Обороты	M/V проб
До 8 км	83%	0,82
До 5 км	81%	600 км/ч
С 5 км	Малый газ	600 км/ч

ФИГ.3.14 ХАРАКТЕРИСТИКИ СНИЖЕНИЯ

С высоты $H=11000$ м до высоты $H=500$ м самолет снижается за 15 мин, проходя при этом путь равный 190 км, затрачивая на снижение 355 кг топлива.

6. ПРАКТИЧЕСКАЯ ДАЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

Практическая дальность полета в зависимости от коммерческой нагрузки (см. фиг. I.8) приведена с резервом топлива на 1 час полета на крейсерской скорости – 2500 кг и резервом топлива для захода на посадку 300 кг (в течение 6 мин).

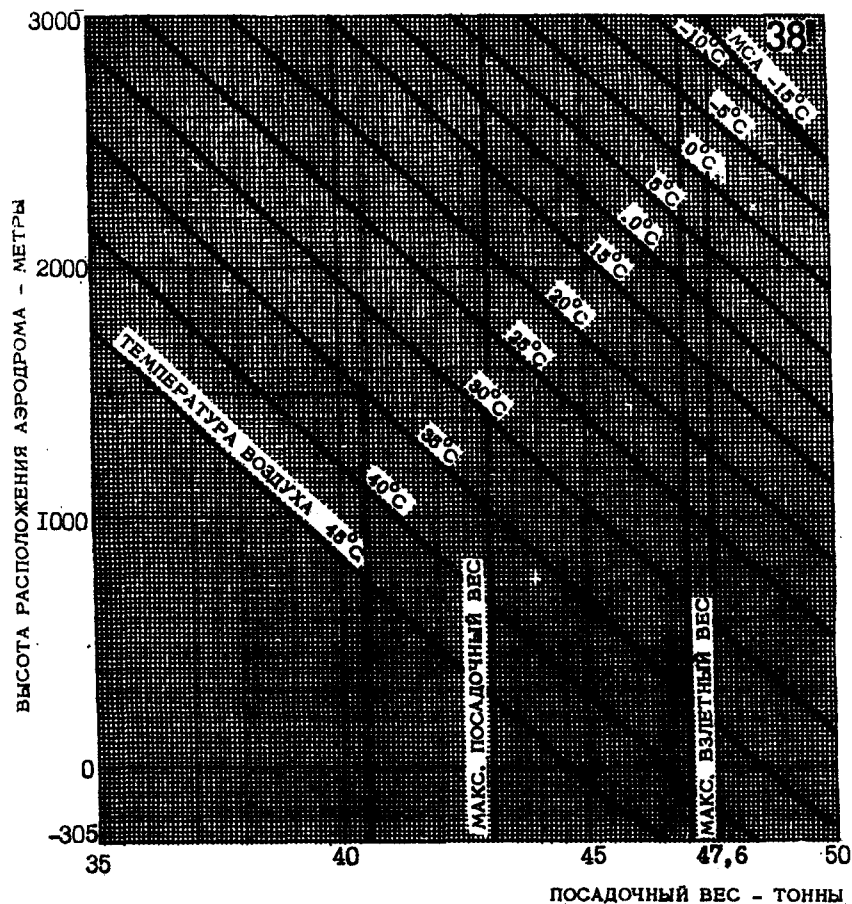
Значения дальности полета при встречном ветре 50 км/час с максимальной коммерческой нагрузкой, а также максимальным количеством топлива приведены в таблице:

Наименование	Полет с максимальной коммерческой нагрузкой	Полет с максимальным запасом топлива
Взлетный вес, кг	47600	47600
Вес пустого снаряженного самолета, кг	29800	29800
Вес коммерческой нагрузки, кг	8200	4800
Вес рейсового топлива, кг (в том числе 300 кг для захода на посадку)	7100	10500
$G_{АНЗ}$, кг	2500	2500
Высота полета, м	11000	11000
Крейсерская скорость полета, км/час	850-750	850-750
Практическая дальность, км	1740-1870	2780-3040

7. ПОСАДКА САМОЛЕТА

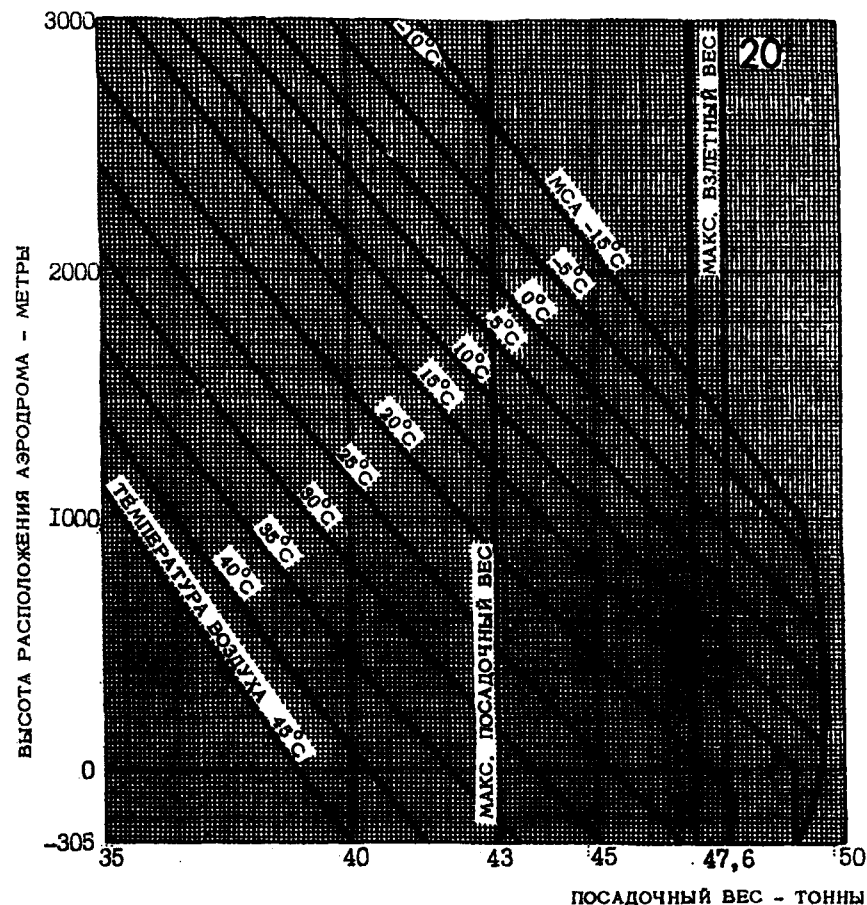
На посадке закрылки отклоняются на 38° .

После касания колес земли включается реверс тяги двигателей, интерцепторы отклоняются на 52° и применяются тормоза. В конкретных условиях посадки до-

**ПРЕРВАННЫЙ ЗАХОД НА ПОСАДКУ**

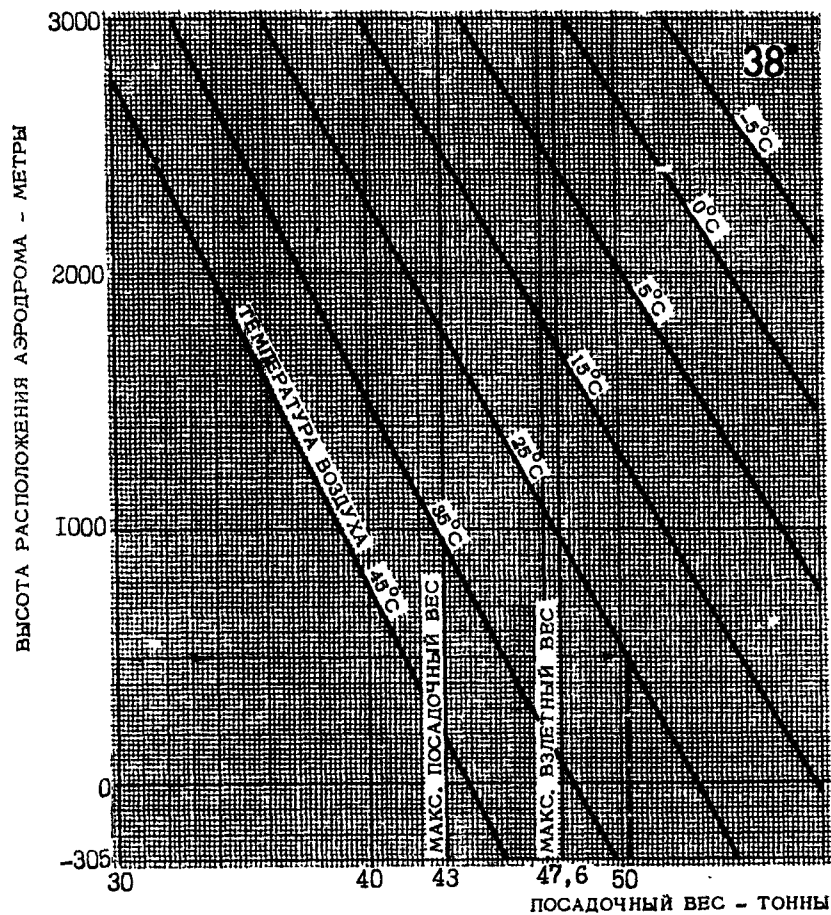
ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ 3,2%
ШАССИ ВЫПУЩЕНО
УГОЛ ОТКЛОНЕНИЯ ЗАКРЫЛКОВ 38°
УГОЛ ОТКЛОНЕНИЯ ШИТКА 40°
ВСЕ ДВИГАТЕЛИ РАБОТАЮТ НА
РЕЖИМЕ 0,96 P_{max} .

ФИГ.3.15 МАКСИМАЛЬНЫЙ ПОСАДОЧНЫЙ ВЕС В ЗАВИСИМОСТИ
ОТ ТЕМПЕРАТУРЫ И ВЫСОТЫ РАСПОЛОЖЕНИЯ АЭРОДРОМА

**ПРЕРВАННЫЙ ЗАХОД НА ПОСАДКУ**

ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА 1,1%
УГОЛ ОТКЛОНЕНИЯ ЗАКРЫЛКОВ 20°
ШАССИ ВЫПУЩЕНО
РЕЖИМ РАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ - ВЗЛЕТНЫЙ

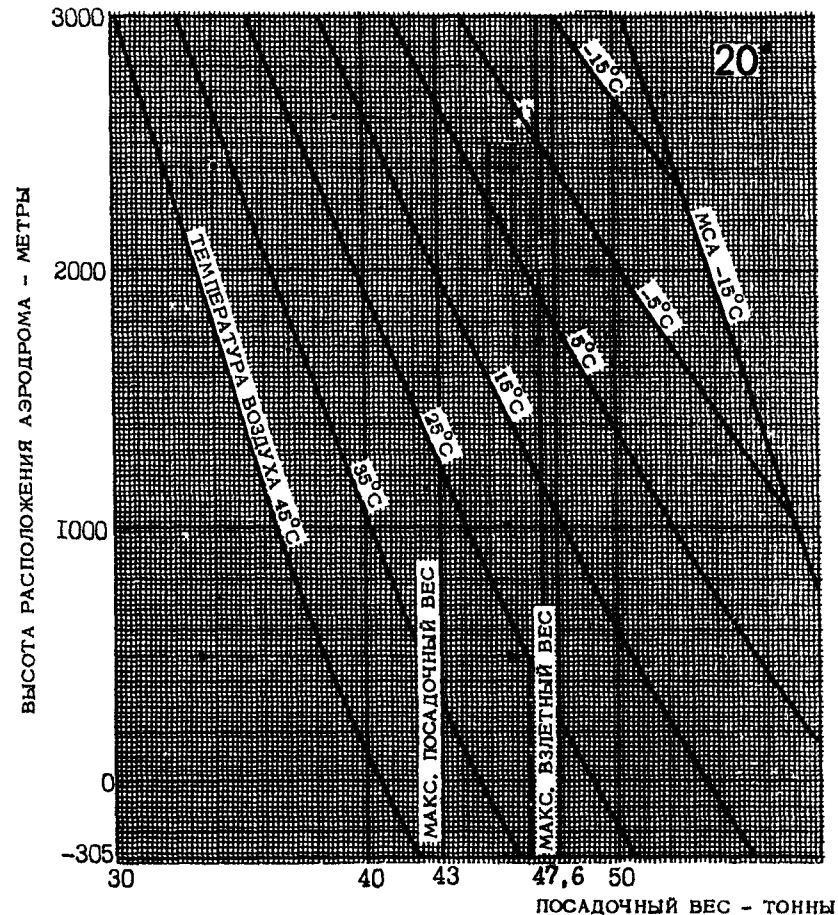
ФИГ.3.16 МАКСИМАЛЬНЫЙ ПОСАДОЧНЫЙ ВЕС В ЗАВИСИМОСТИ
ОТ ТЕМПЕРАТУРЫ И ВЫСОТЫ РАСПОЛОЖЕНИЯ АЭРОДРОМА
(КРИТИЧЕСКИЙ ДВИГАТЕЛЬ НЕ РАБОТАЕТ)



ПРОДОЛЖЕННЫЙ ЗАХОД НА ПОСАДКУ

ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ СНИЖЕНИЯ 0%
УГОЛ ОТКЛОНЕНИЯ ЗАКРЫЛКОВ 88°
УГОЛ ОТКЛОНЕНИЯ ШИТКА 40°
ШАССИ ВЫПУЩЕНО
ВСЕ ДВИГАТЕЛИ РАБОТАЮТ НА
НОМИНАЛЬНОМ РЕЖИМЕ

ФИГ.3.17 МАКСИМАЛЬНЫЙ ПОСАДОЧНЫЙ ВЕС В ЗАВИСИМОСТИ
ОТ ТЕМПЕРАТУРЫ И ВЫСОТЫ РАСПОЛОЖЕНИЯ АЭРОДРОМА



ПРОДОЛЖЕННЫЙ ЗАХОД НА ПОСАДКУ

ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ СНИЖЕНИЯ - 2%
УГОЛ ОТКЛОНЕНИЯ ЗАКРЫЛКОВ 20°
ШАССИ ВЫПУЩЕНО
РЕЖИМ РАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ - НОМИНАЛЬНЫЙ
КРИТИЧЕСКИЙ ДВИГАТЕЛЬ НЕ РАБОТАЕТ

ФИГ.3.18 МАКСИМАЛЬНЫЙ ПОСАДОЧНЫЙ ВЕС В ЗАВИСИМОСТИ
ОТ ТЕМПЕРАТУРЫ И ВЫСОТЫ РАСПОЛОЖЕНИЯ АЭРОДРОМА

пустимый посадочный вес определяется совместным рассмотрением характеристик аэродрома назначения или запасного аэродрома и характеристик самолета на посадке:

1. Длина потребной посадочной дистанции должна быть не больше располагаемой длины для посадки, т.е. ВПП + КИБ.

2. Характеристики самолета должны обеспечивать возможность ухода на второй круг на взлетном режиме, т.е. прерванного захода на посадку, фиг.3.15, (определение максимального посадочного веса в зависимости от температуры и высоты расположения аэродрома).

3. Характеристики самолета должны обеспечивать возможность подтягивания самолета при посадке со всеми работающими двигателями, фиг.3.17, (определение максимального посадочного веса в зависимости от температуры и высоты расположения аэродрома).

4. Характеристики самолета не должны допускать резкого снижения с градиентом более $\frac{V_y}{V} = -2\%$ в случае посадки с одним неработающим двигателем (см. фиг.3.18 - определение максимального посадочного веса в зависимости от температуры и высоты расположения аэродрома, критический двигатель не работает).

Схема определения потребной посадочной дистанции на аэродроме назначения показана на фиг.3.19.

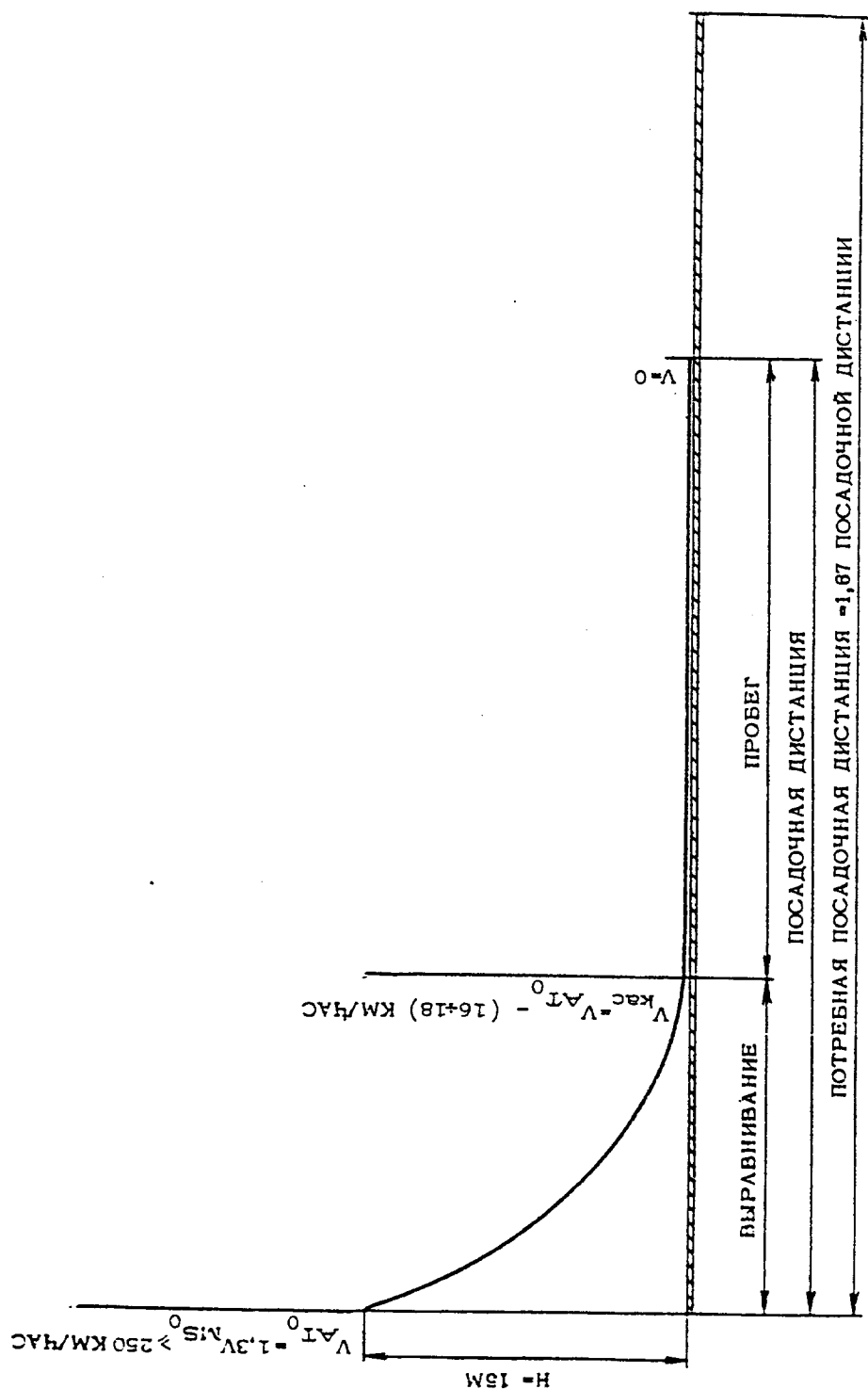
Потребная посадочная дистанция на запасном аэродроме составляет 0,95 от потребной посадочной дистанции на аэродроме назначения.

Входную кромку ВПП самолет проходит на скорости $V_{АТО} = 1,3V_{МСО}$, где $V_{МСО}$ - минимальная скорость срыва в посадочной конфигурации - см. фиг.3.7.

Касание ВПП происходит на скорости $V_{кас.} = V_{АТО} - 16 \pm 18$ км/час.

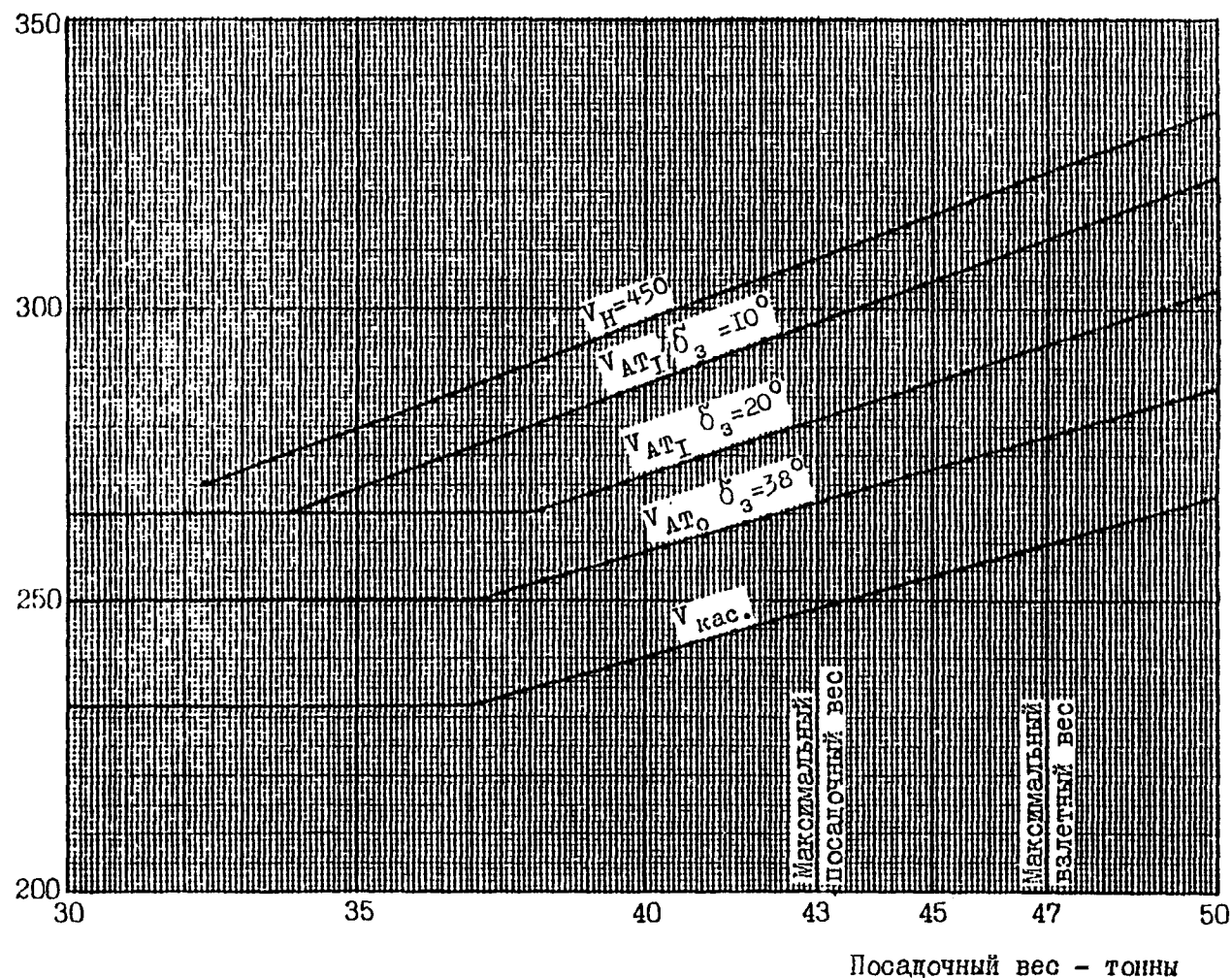
Скорость на посадке показана на фиг.3.20.

Потребная длина ВПП для посадки, т.е. потребная посадочная дистанция на аэродроме назначения и на запасном аэродроме, показана на фиг.3.21. Посадочные характеристики для нормального и максимального посадочных весов приведены в таблице посадочных характеристик на стр.73.



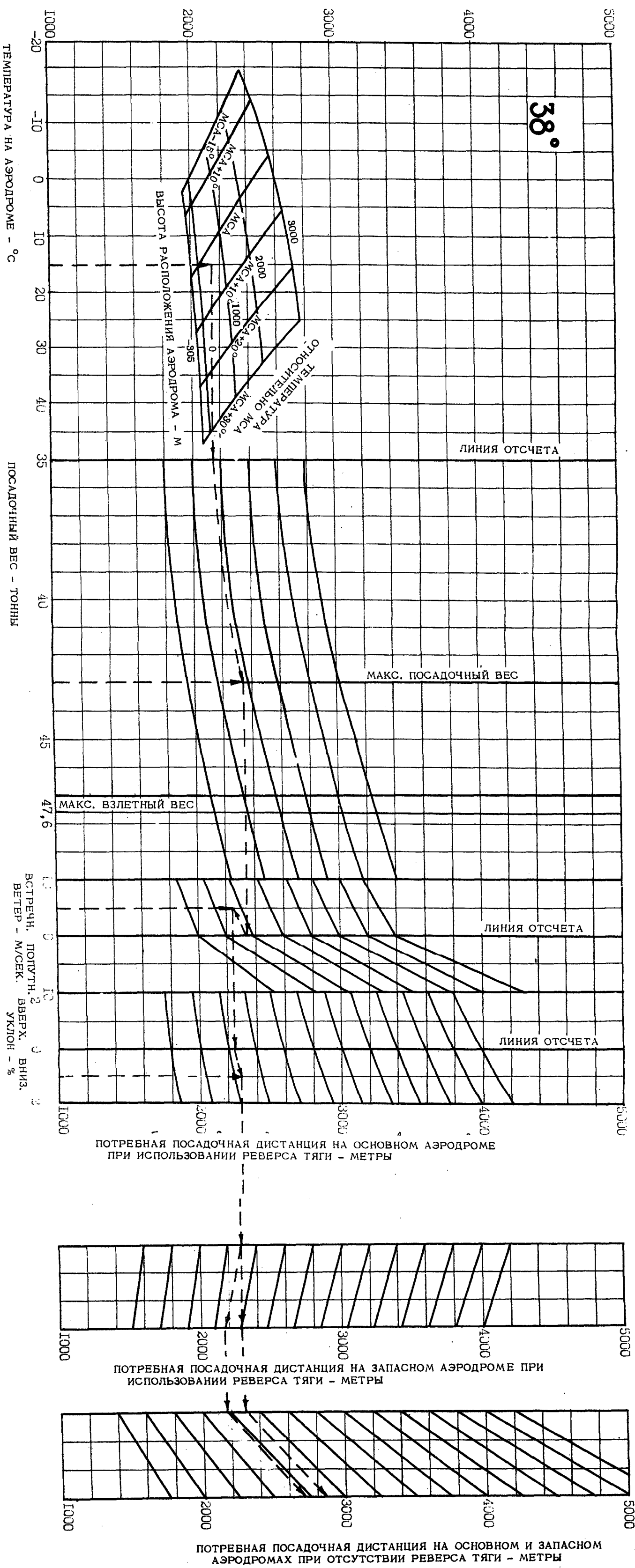
ФИГ.3.19 РАСЧЕТНАЯ СХЕМА ПОСАДКИ

Скорость полета по глиссаде



V_{ATO} - скорость полета по глиссаде до начала выравнивания на двух работающих двигателях. $\delta_z = 38^\circ$, $\delta_{щ} = 0^\circ - 40^\circ$
 V_{ATI} - скорость полета по глиссаде до начала выравнивания при одном неработающем двигателе. $\delta_z = 20^\circ$ и 10° , $\delta_{щ} = 0^\circ$

ФИГ.3.20 СКОРОСТИ ПОЛЕТА ПО ГЛИССАДЕ



ФИГ. 3.21 ПОТРЕБНАЯ ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ

$L_{ВПП} = L_{ПОС.ДИСТ.} \cdot 1,17$ (нормы ВСАР)



Таблица посадочных характеристик

$\delta_3 = 38^\circ$; $\delta_{\text{ш}} = 40^\circ$; реверс тяги включается на земле; интерцепторы отклоняются на пробеге на 52°

Условия посадки: стандартные $p = 760$ мм рт.ст.; $t = +15^\circ\text{C}$
расчетные $p = 730$ мм рт.ст.; $t = +30^\circ\text{C}$

Посадочный вес	кг	$G_{\text{норм.пос.}} = 40000$	$G_{\text{max.пос.}} = 43000$
Нагрузка на 1 м^2 крыла	кг/м ²	348	374
Условия посадки		Станд.	расч.
Минимальная скорость срыва при посадочной конфигурации V_{MSO} км/час		194	200
Минимальная скорость пересечения входной кромки ВПП V_{ATO} км/час		256	265
Нормальная скорость касания $V_{\text{кас}}$ км/час		238	248
Длина пробега после касания	м	720	780
Длина посадочной дистанции с $H = 15$ м	м	1280	1350
Потребная длина ВПП для посадки по международным нормам ICAO ($K = 1,43$) по английским нормам BSAR ($K = 1,67$)		1830 2140	1930 2250
			1920 2240
			2020 2350

ПРИМЕЧАНИЕ. Все указанные скорости являются приборными.

Потребная для посадки длина ВПП определяется исходя из длины посадочной дистанции, умножая ее на коэффициент 1,67 – по английским нормам легкой годности (BSAR) и 1,43 по нормам ICAO.

УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

I. УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ

На самолете Ту-134А установлен переставной стабилизатор, управление рулем высоты и элеронами – безбустерное, а управление рулем направления производится с помощью бустера (гидроусилителя). В случае отказа гидроусилителя пилот переходит на безбустерное управление.

Изменять угол установки стабилизатора в полете разрешается на скоростях полета не более 400 км/час по прибору.

Управление стабилизатором – электрическое.

Диапазон углов отклонения стабилизатора:

$\varphi = 0^{\circ} + 2,5^{\circ}$ по УПС (указателю положения стабилизатора) или $\varphi = -1,5^{\circ} + -4^{\circ}$ относительно СГФ, или $\varphi = -2,5^{\circ} + -5^{\circ}$ относительно хорды крыла.

Угол установки стабилизатора при взлете принят равным $\varphi = -3^{\circ}$ относительно СГФ или $\varphi = -1,5^{\circ}$ по УПС. Угол установки стабилизатора при заходе на посадку – $0^{\circ} + 2,5^{\circ}$ по УПС.

В полете угол установки стабилизатора – постоянный и равен $\varphi = -1,5^{\circ}$ относительно СГФ или $\varphi = 0^{\circ}$ по УПС. На посадке угол установки стабилизатора может быть установлен до -4° относительно СГФ или $\varphi = -2,5^{\circ}$ по УПС.

В системе управления рулем направления установлен гидроусилитель необратимого типа ГУ-108Д.

Наличие в системе управления необратимого гидроусилителя означает, что воздушная нагрузка, возникающая в полете на рулевой поверхности, не передается на рычаг управления и пилот лишается "чувства управления". В связи с этим загрузку рычагов управления приходится имитировать искусственным образом; для этой цели на самолете Ту-134А в системе управления рулем направления имеются два пружинных загрузателя, которые создают нагрузку на педалях.

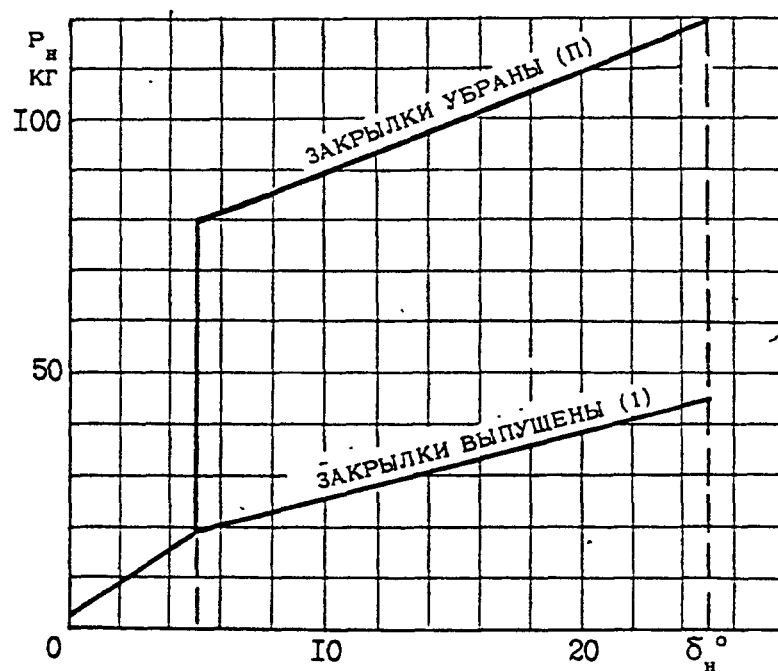
Нагрузка на педалях в зависимости от угла отклонения руля направления представлена на графике, фиг.3.22.

Необходимость применения гидроусилителя в системе путевого управления на самолете Ту-134А вызвана тем, что в канале курса самолета установлен демпфер рыскания.

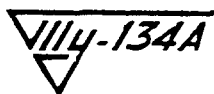
При работе демпфера рыскания увеличивается интенсивность затухания боковых колебаний: это значит, что число колебаний до полного затухания и общее время затухания уменьшаются.

ПРИ УБОРКЕ ЗАКРЫЛКОВ ПОСЛЕ ВЗЛЕТА
ЗАГРУЖАТЕЛЬ АВТОМАТИЧЕСКИ ПЕРЕКЛЮ-
ЧАЕТСЯ С ПРУЖИНЫ (1) НА ПРУЖИНУ (П)

ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ ПРИ ВЫПУСКЕ
ЗАКРЫЛКОВ ЗАГРУЖАТЕЛЬ ПЕРЕКЛЮЧАЕТ-
СЯ ОБРАТНО, С ПРУЖИНЫ (П) НА
ПРУЖИНУ (1).



ФИГ.3.22 ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРУЖИННЫХ ЗАГРУЖАТЕЛЕЙ
РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ



Инструкция по эксплуатации

книга 1 часть 1

Значения кинематических параметров системы управления самолетом ТУ-134А приведены в таблице.

Таблица номинальных значений кинематических параметров системы управления самолетом ТУ-134А

<u>Угол установки стабилизатора</u>	при взлете	- $\varphi_{ст.} = -4^{\circ}$	относительно хорды крыла
	при посадке	- $\varphi_{ст.} = -2,5^{\circ} \div -5^{\circ}$	
	при остальных режимах полета	- $\varphi_{ст.} = -2,5^{\circ}$	

Руль высоты	Руль направления	Элероны
Гидроусилители: нет	Гидроусилители: 1 шт. - ГУ-108Д	Гидроусилители: нет
$\delta_{\text{вверх}} = -22^{\circ}$ $\delta_{\text{вниз}} = +16^{\circ}$ на себя = 347 мм или 330 мм $X_{\text{кол.от себя}} = 156 \text{ мм}$ $R_{\text{кол.}} = 945 \text{ мм}$ $K_{\text{ш.в.}} = 1,38$ $\tau_{\text{флет.}} = \text{нет}$ $K_{\text{флет.}} = \text{нет}$ $\tau_{\text{трим.}} = -3^{\circ} \div +4^{\circ}$ электр.упр. $\tau_{\text{трим.}} = -4^{\circ} \div +7^{\circ}$ от АТ-2 $\tau_{\text{трим.}} = \pm 8^{\circ}$ механ. упр.	$\delta_{\text{н}} = \pm 25^{\circ}$ при вып.закр. $\delta_{\text{н}} = \pm 5^{\circ}$ при убр.закр. $\varphi_{\text{пед.}} = 23,7^{\circ}$ $R_{\text{пед.}} = 305 \text{ мм}$ $K_{\text{ш.н.}} = 3,46$ $\tau_{\text{флет.}} = \pm 17,5^{\circ}$ $K_{\text{флет.}} = -0,70$ $\tau_{\text{трим.}} = \pm 1,5^{\circ}$ электр.упр.	$\delta_{\text{э}} = \pm 19^{\circ}$ $\varphi_{\text{шт.}} = \pm 125^{\circ}$ $R_{\text{шт.}} = 190 \text{ мм}$ $K_{\text{ш.э.}} = 0,88$ $\tau_{\text{флет.}} = \pm 6^{\circ}$ $K_{\text{флет.}} = -0,31$ $\tau_{\text{трим.}} = \pm 3^{\circ}$ элек. упр.
<u>Отклонения рулей от автопилота</u>		
$\Delta \delta_{\text{вверх}} = -13^{\circ} \pm 0,5^{\circ}$ $\Delta \delta_{\text{вниз}} = 9^{\circ} \pm 0,5^{\circ}$	$\Delta \delta_{\text{н}} = \pm 4,5^{\circ}$	$\Delta \delta_{\text{э}} = \pm 5,5^{\circ} \pm 0,5^{\circ}$

2. ПРОДОЛЬНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

Для нормальной эксплуатации самолета ТУ-134А установлены следующие ограничения по центровкам:

1. Предельно-задняя центровка на взлете, в полете и на посадке, с убраннным шасси 38% САХ
2. Предельно-передняя центровка на взлете с выпущенным шасси 21% САХ
3. Предельно-передняя центровка в полете и на посадке с выпущенным шасси 21% САХ

Проведены бюллетени
603ДЖ, 603ДЖ-А0

В пределах указанных ограничений по центровкам характеристики продольной устойчивости и управляемости - нормальны. Ниже приводятся отдельно группы параметров, определяющие продольную устойчивость и управляемость самолета. Главным параметром, определяющим продольную устойчивость самолета, является запас устойчивости по перегрузке.

Запас устойчивости по перегрузке, определяемый как разность между нейтральной центровкой (при которой самолет имеет безразличное равновесие) и фактической центровкой, составляет более $G > 10\%$ САХ, при освобожденном управлении в полете с предельно-задней центровкой -

$$X_{Тфакт.} = 38\% \text{ САХ, см. фиг. 3.23.}$$

Кроме статической устойчивости по перегрузке, т.е. способности самолета быстро восстанавливать угол атаки, если под действием возмущения он был изменен, требуется наличие у самолета статической устойчивости по скорости.

Устойчивость по скорости, например, при прямолинейном ускоренном движении самолета, проявляется в том, что при возрастании скорости необходимо штурвал отдавать "от себя", иначе траектория центра тяжести будет искривляться, причем ее наклон к горизонту будет возрастать.

В диапазоне центровок $X_T = 21\% \div 38\%$ самолет устойчив по скорости.

Продольная управляемость самолета характеризуется величинами производных:

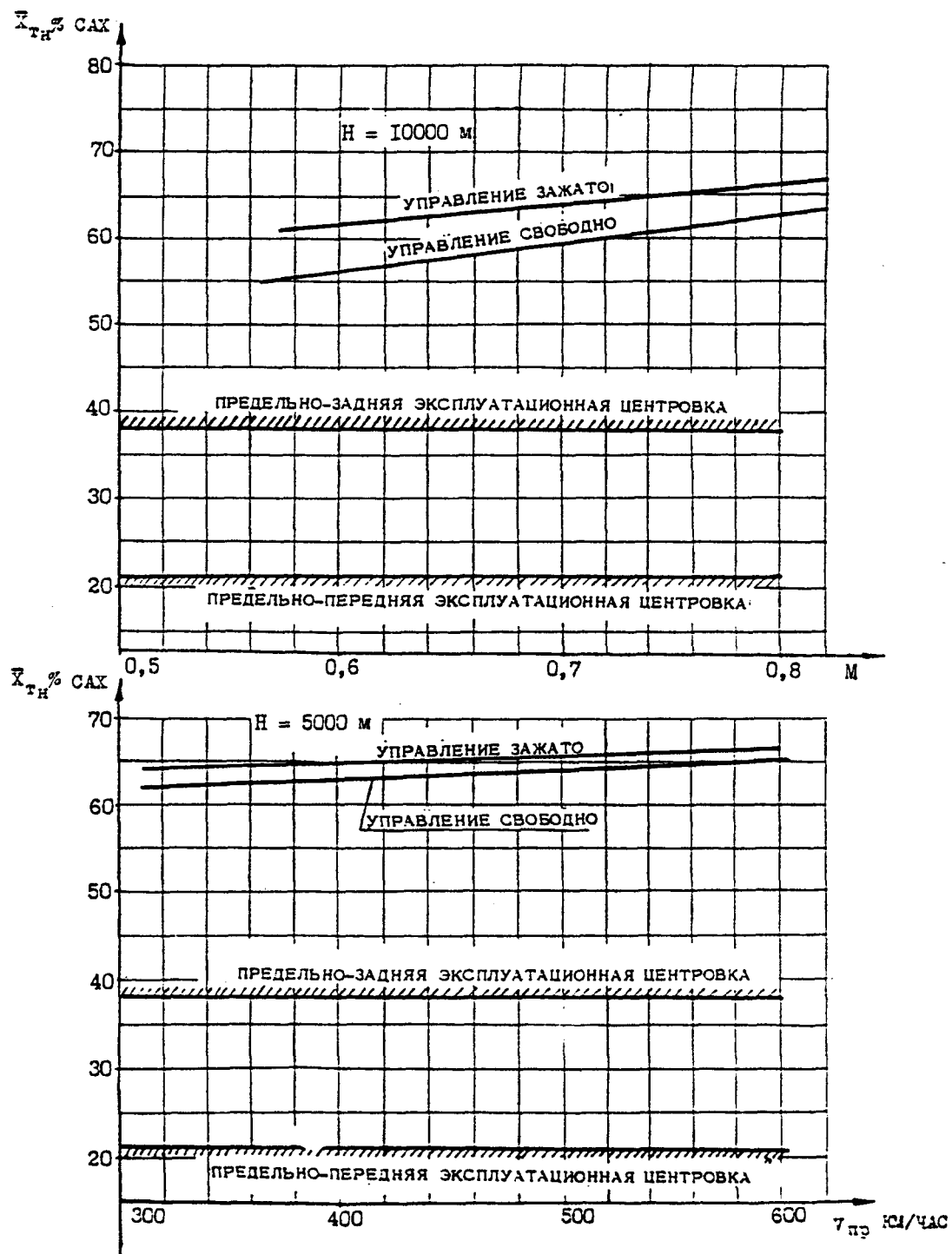
$$\frac{dP_a}{dn_y}; \frac{d\delta_a}{dn_y}; \frac{dP_a}{dV}$$

Среди этих характеристик наиболее важную роль играет производная $\frac{dP_a}{dn_y}$ показывающая, какое усилие необходимо приложить к штурвалу, чтобы изменить перегрузку на единицу. Величина $\frac{dP_a}{dn_y}$ называется градиентом усилия по перегрузке.

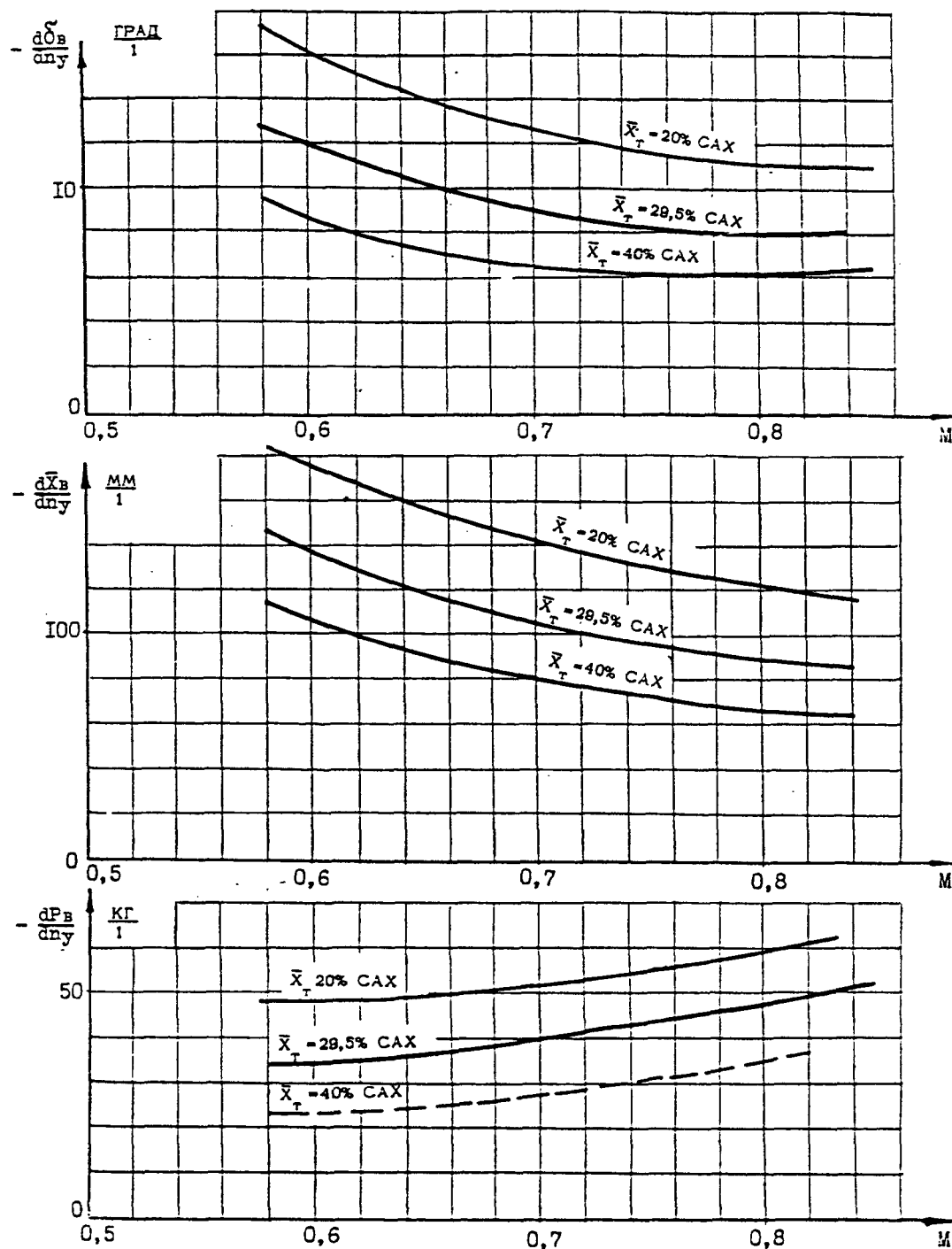
Величина $\frac{dP_a}{dn_y}$ должна лежать в определенных пределах в зависимости от типа и назначения самолета. Зависимость $\frac{dP_a}{dn_y}$ и $\frac{d\delta_a}{dn_y}$ от скорости полета или числа M , показана на графике, фиг. 3.24 и фиг. 3.25.

Второй важной характеристикой продольной управляемости является производная $\frac{dP}{dV}$. Производная $\frac{dP}{dV}$ характеризует связь между усилием на штурвале и скоростью, соответствующей различным режимам прямолинейного установившегося полета. Условие безопасности полета требует, чтобы изменение усилия по скорости было прямым, то есть, чтобы имело место усилие (плюс) "от себя", на режиме больших скоростей и усилие (минус) "на себя" в области малых скоростей, иначе говоря, производная $\frac{dP}{dV}$ должна быть положительна $\frac{dP}{dV} > 0$.

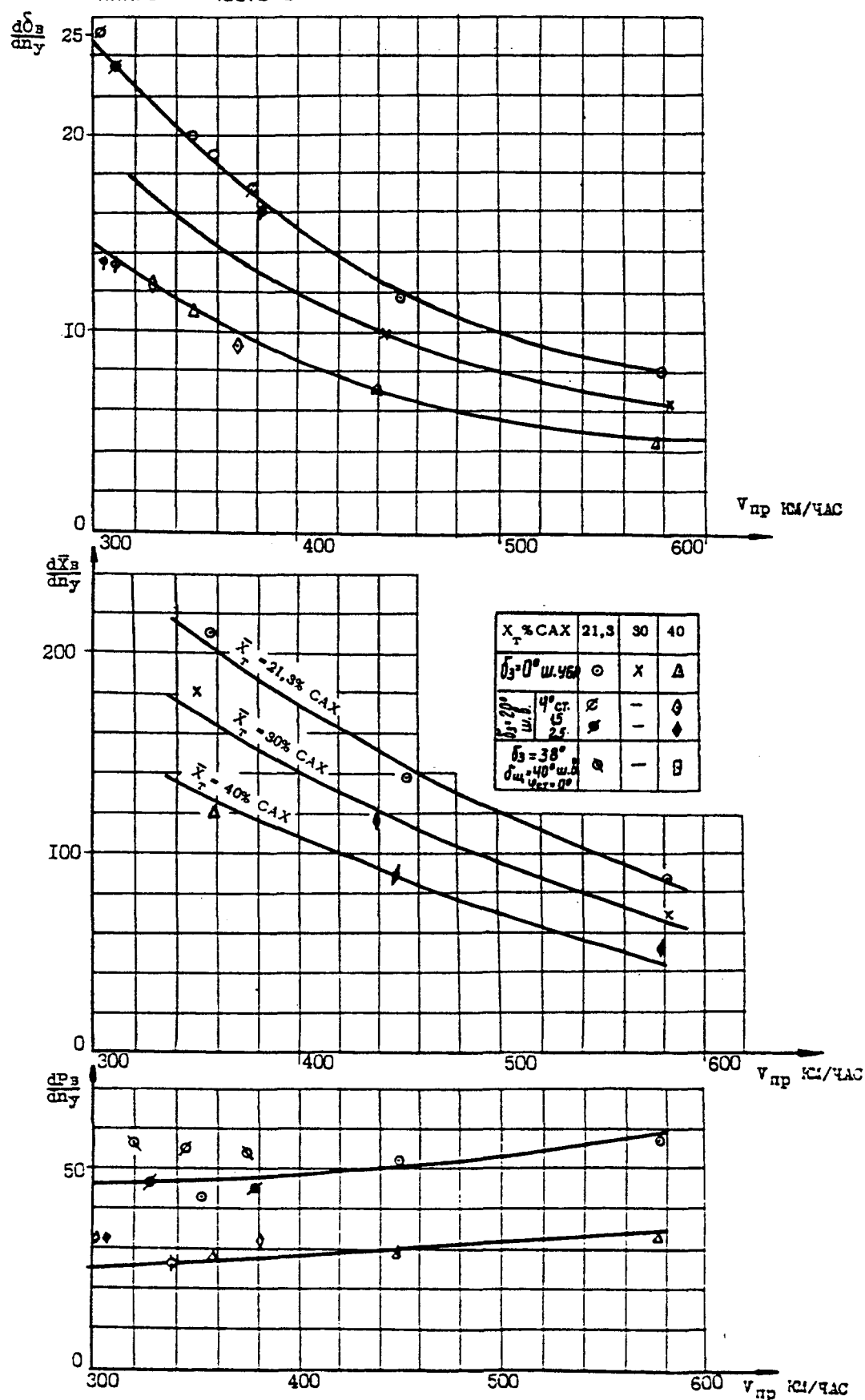
Из графиков, фиг. 3.26 и 3.27, на которых представлены балансирующие



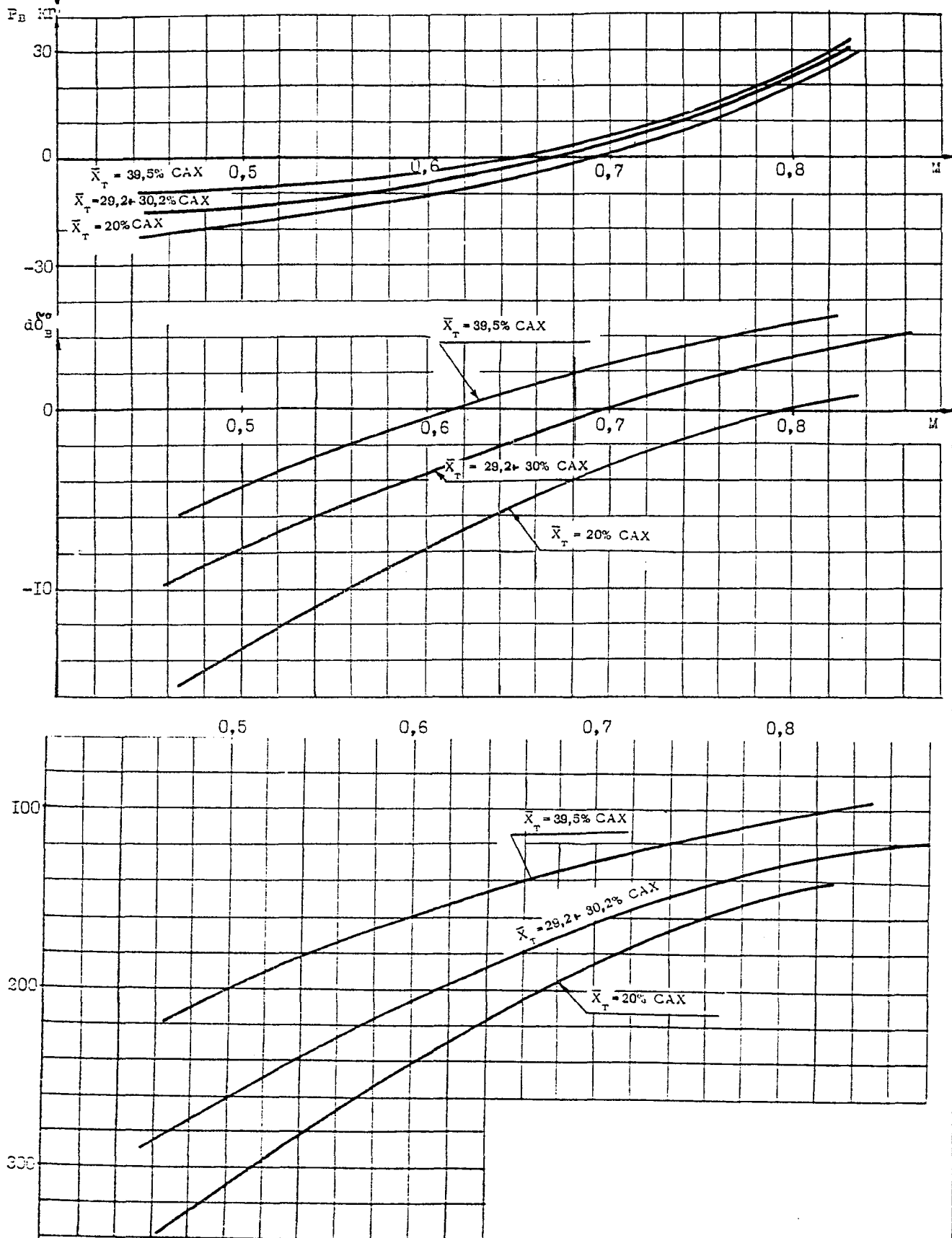
ФИГ.3.23. НЕЙТРАЛЬНЫЕ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА



ФИГ.3.24. ЗАВИСИМОСТЬ ОТКЛОНЕНИЙ РУЛЯ ВЫСОТЫ, ХОДА КОЛОНКИ И
УСИЛИЙ НА ШТУРВАЛЕ НА ЕДИНИЦУ ПЕРЕГРУЗКИ ОТ ЧИСЛА М
Н=10000 м; G=40т



ФИГ.3.25. ЗАВИСИМОСТЬ ОТКЛОНЕНИЙ РУЛЯ ВЫСОТЫ, ХОДА КОЛОНКИ И
УСИЛИЯ НА ШТУРВАЛЕ НА ЕДИНИЦУ ПЕРЕГРУЗКИ ОТ СКОРОСТИ ПОЛЕТА
H = 5000 м; G = 40 т

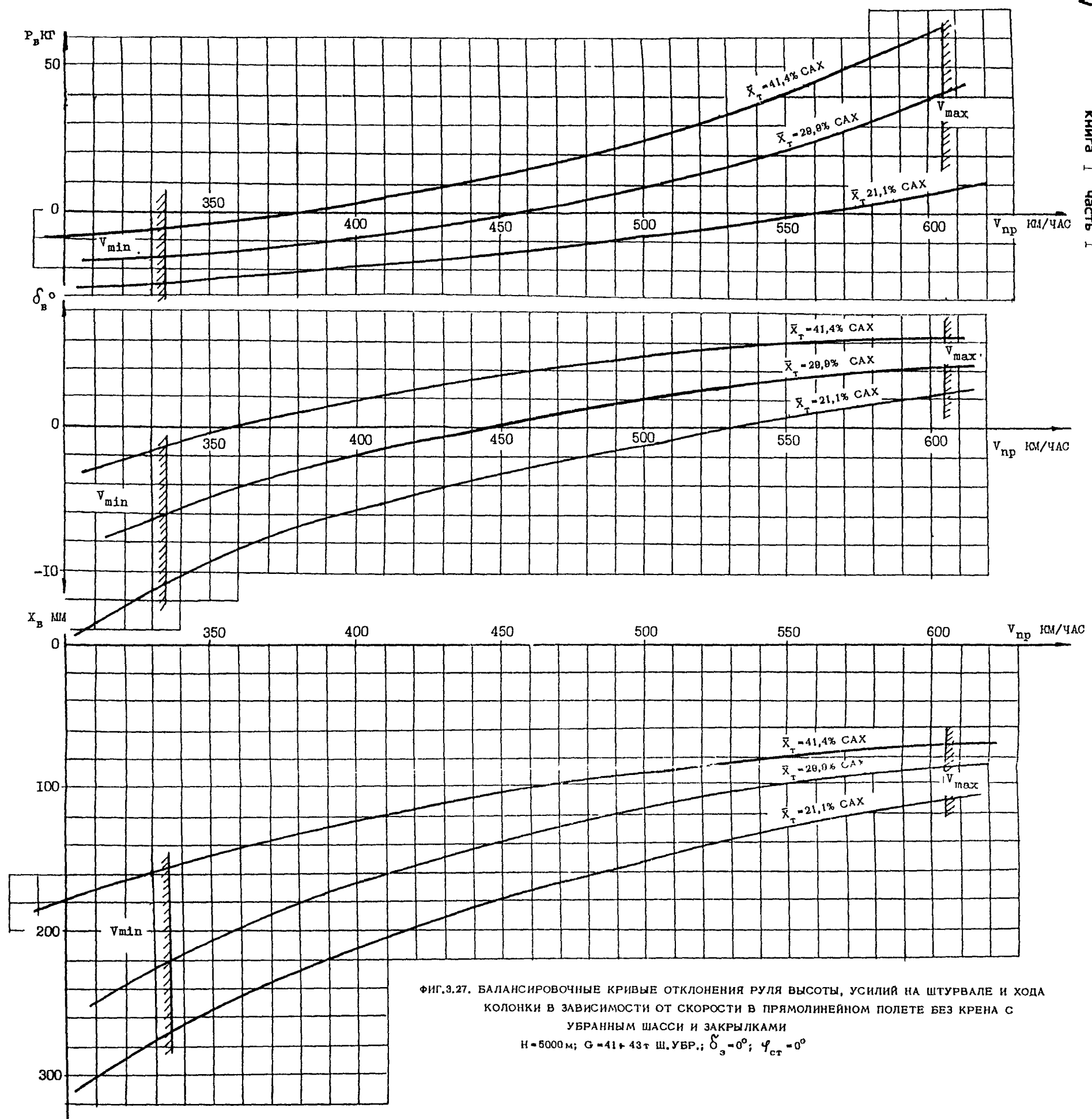


Фиг. 2.25. БАЛАНСИРОВОЧНЫЕ КРИВЫЕ ОТКЛОНЕНИЯ РУЛЯ ВЫСОТЫ, УСИЛИЙ НА ШТУРВАЛЕ И ХОДА КОЛОНКИ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ СКОРОСТИ В ПРЯМОЛИНЕЙНОМ ПОЛЕТЕ БЕЗ КРЕНА С УБРАННЫМ ШАССИ И ЗАКРЫТЫМИ

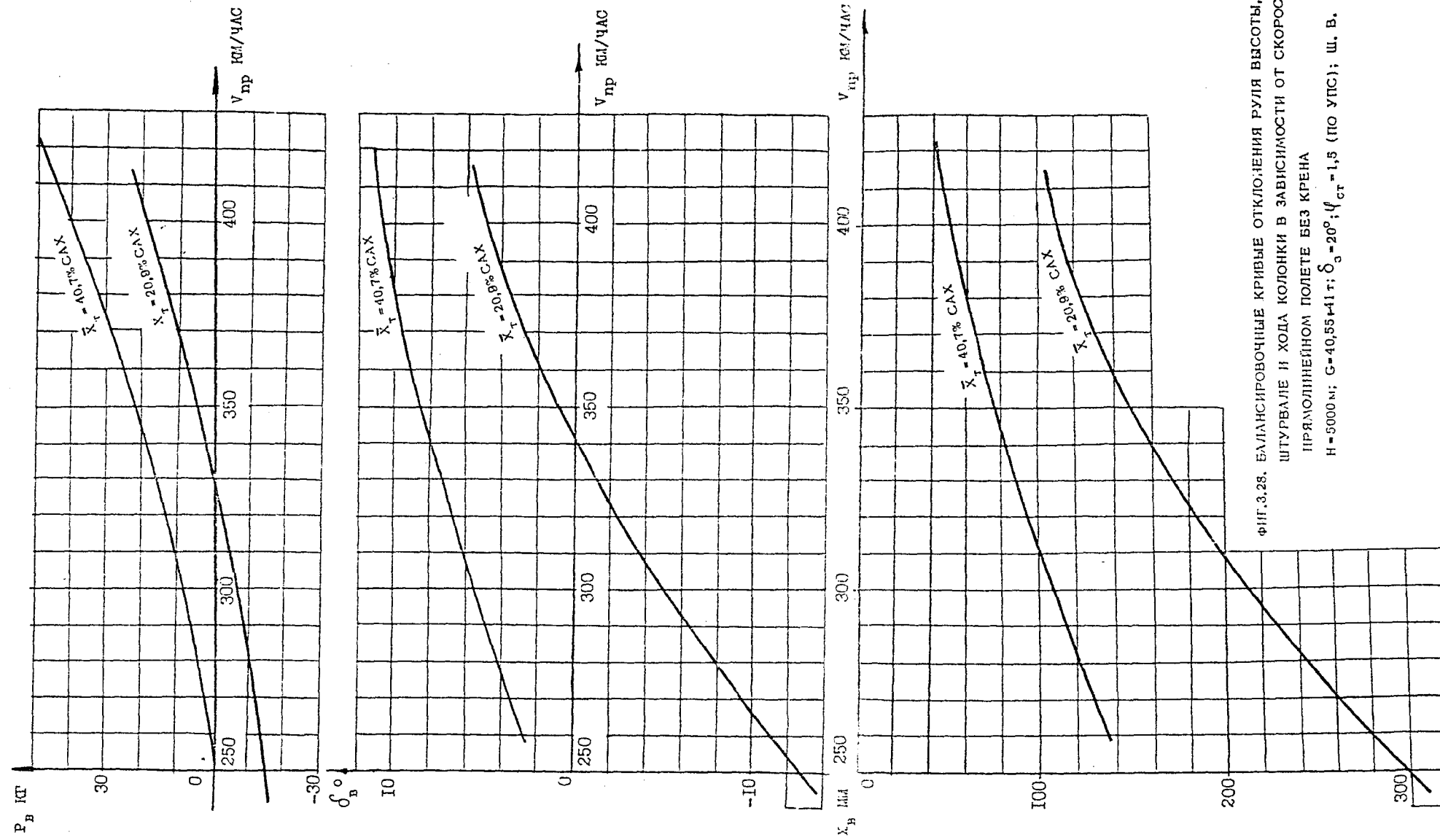
$l = 10000 \text{ м}$; $G = 39-42 \text{ т}$ Ш. УБР.; $\delta_z = 0^\circ$; $\varphi_{ст} = 0^\circ$ (ПО УПС)

23.02.71

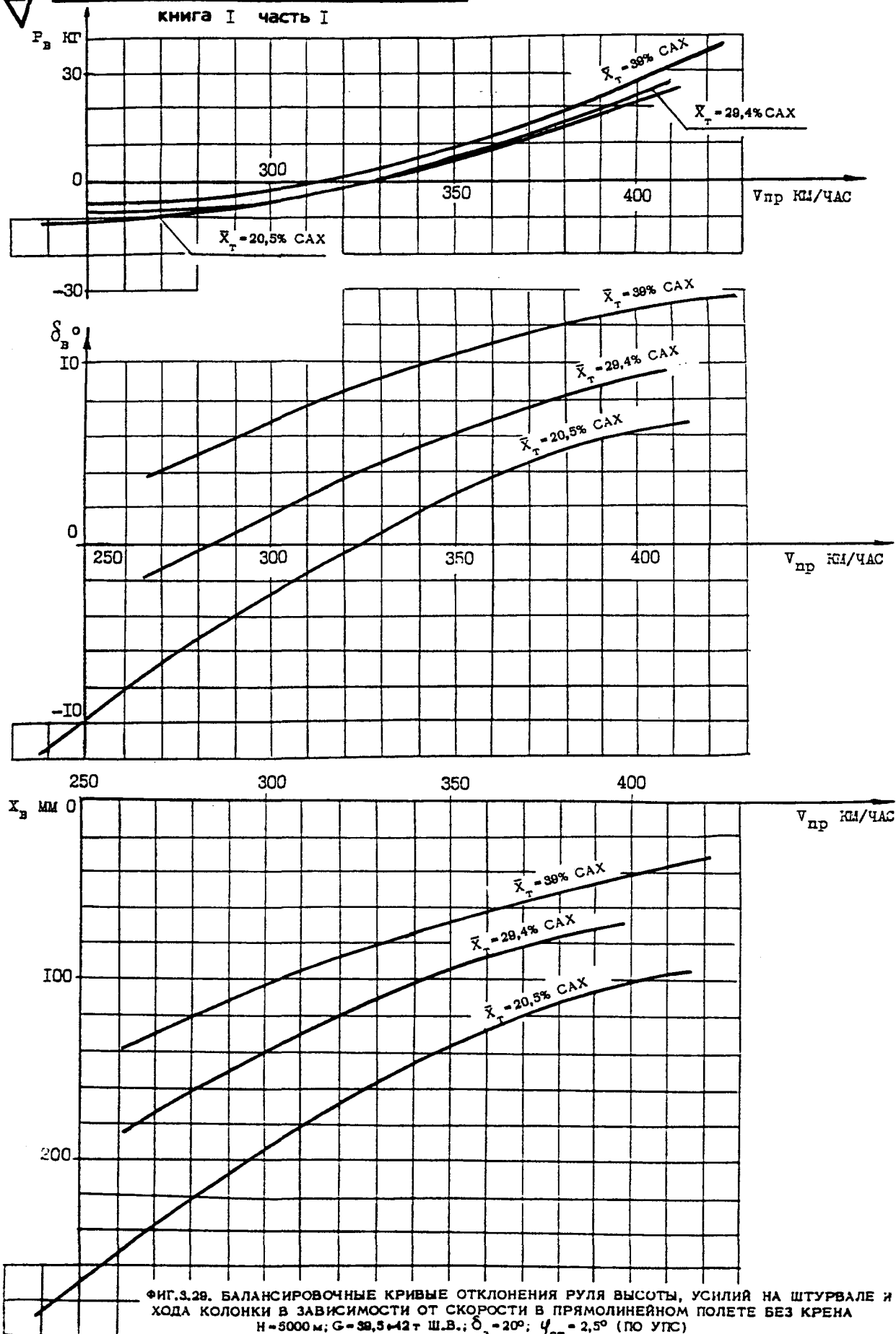
82



ФИГ.3.27. БАЛАНСИРОВОЧНЫЕ КРИВЫЕ ОТКЛОНЕНИЯ РУЛЯ ВЫСОТЫ, УСИЛИЙ НА ШТУРВАЛЕ И ХОДА КОЛОНКИ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ СКОРОСТИ В ПРЯМОЛИНЕЙНОМ ПОЛЕТЕ БЕЗ КРЕНА С УБРАННЫМ ШАССИ И ЗАКРЫЛКАМИ
 $H = 5000 \text{ м}; G = 41 \pm 43 \text{ т. УБР.}; \delta_z = 0^\circ; \varphi_{ст} = 0^\circ$



Фиг. 3.28. БАЛАНСИРОВОЧНЫЕ КРИВЫЕ ОТКЛОНЕНИЯ РУЛЯ ВЫСОТЫ, УСИЛИЙ НА ШТУРВАЛЕ И ХОДА КОЛОНКИ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ СКОРОСТИ В ПРЯМОЛИНЕЙНОМ ПОЛЕТЕ БЕЗ КРЕНА
 $H=5000 \text{ м}$; $G=40,55-41 \text{ т}$; $\delta_0=20^\circ$; $\psi_{CT}=1,5$ (ПО УПС); Ш. В.



кривые $\delta_z = f(V)$ и $P_z = f(V)$ для высот $H=5-10$ км видно, что в диапазоне скоростей полета от $V_{\min}$ до $V_{\max}$ производная $\frac{dP_z}{dV} > 0$, т.е. положительная.

Балансировочные кривые самолета для взлетной и посадочной механизации и при двух взлетных положениях стабилизатора представлены на фиг. 3.28, 3.29, 3.30.

3. МИНИМАЛЬНЫЕ СКОРОСТИ ПОЛЕТА

Минимальная скорость горизонтального полета (скорость сваливания) определяется величиной $C_{y \max}$ самолета и может быть рассчитана по формуле:

$$V_{\min} = 3,6 \sqrt{\frac{2G}{S \cdot q \cdot C_{y \max}}} \quad \text{км/час}$$

В летных испытаниях самолета ТУ-134А на больших углах атаки вплоть до сваливания были определены следующие значения $C_{y \max}$ для различных углов отклонения закрылков.

δ_z°	0	10	20	38
$C_{y \max}$	1,4	1,53	1,70	2,05

Для разных углов отклонения закрылков минимальная скорость для веса 47 т составит

δ_z°	0	10	20	38
$C_{y \max}$	1,4	1,53	1,70	2,05
$V_{\min}$ км/час	246	238	223	203

Минимально-допустимая скорость самолета в горизонтальном полете с отклоненными закрылками должна быть больше на 20-25% минимальной скорости (скорости сваливания). Поэтому для самолета ТУ-134А для всех этапов полета, за исключением взлета и посадки, установлены следующие минимально-допустимые скорости по прибору для всех полетных весов и высот полета независимо от положения шасси

δ_z°	10	20	38
$V_{\text{пр. доп. min}}$ км/час	310	290	270

Запас по скорости 50-65 км/час служит достаточной гарантией от потери скорости и неожиданного сваливания.

Для самолета с убранными закрылками минимально-допустимая скорость должна быть больше на 25-35% минимальной скорости. Установленная для всех полетных весов и высот полета $V_{\text{пр.}} = 330$ км/час гарантирует от случайной потери скорости. Выполнение маневра на скоростях, близких к минимально-допустимым, требует от пилота повышенного внимания.

4. ПОВЕДЕНИЕ САМОЛЕТА НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ

Испытания самолета ТУ-134А на больших углах атаки показали следующее.

Во всем обследованном диапазоне углов атаки и центровок (22-39% САХ) при числах $M=0,6-0,82$ самолет устойчив по перегрузке как с фиксированным, так и с освобожденным управлением. При этом достигнуты следующие значения C_y и углов атаки (см. фиг. 3.31):

M	0,6	0,7	0,75	0,8	0,82
C_y	1,12	1,10	0,96	0,88	0,85
α°	17,5	17,0	16,0	13,5	13,0

Срывная тряска наступает при значениях C_y и α , превышающих следующие значения:

M	0,6	0,7	0,75	0,8	0,82
C_y	0,99	0,87	0,76	0,58	0,5
α°	11,0	9,7	8,3	5,9	5,3

При выполнении маневра в диапазоне чисел $M=0,75-0,82$ на высоте $H=11000-12000$ м при весе самолета 44,5-38 т срывная тряска возникает при вертикальной перегрузке $n_y = 1,8-1,4$.

При значениях C_y , превышающих начало тряски, наблюдается незначительное самопроизвольное кренение самолета с угловой скоростью $\omega_x = 0,05-0,1$ 1/сек; в отдельных режимах угловая скорость кренения составляла $\omega_x = 0,1-0,12$ 1/сек.

Исходя из поведения самолета ТУ-134А, характеристик устойчивости и управляемости на больших углах атаки, приняты (для расчета режимов полета при воздействии вертикального порыва) за допустимые углы атаки, равные $\alpha = 9-8^\circ$ ($C_y = 0,81-0,71$) при числах $M=0,75-0,82$, что соответствует эффективно-му индикаторному вертикальному порыву $W_{\text{эф.}} = 10$ м/сек и перегрузке $n_y = 1,9-2,0$ при полете с весом $G = 44,5-38$ т на высоте $H=11000-12000$ м. На тех же режимах полета достигнутые при испытаниях углы атаки соответствуют $W_{\text{эф.}} = 22-25$ м/сек.

В соответствии с результатами испытаний самолета ТУ-134А на больших углах атаки установлены предельные высоты полета $H = 11000-12000$ м для весов самолета 45,0 и 38,0 т соответственно.

Поведение самолета при торможении с единичной перегрузкой проверено до сваливания, происшедшего при значениях скоростей (по прибору) и C_y , приведенных в таблице:

Н, м	11000		6000				
φ ст (УПС)	0	0	+1,5	+1,5	0	0	0
δ_z°	0	0	10	20	30	38	38
δ_{ω}°	0	0	0	0	0	0	40
Положение шасси	убр.	убр.	вып.	вып.	вып.	вып.	вып.
C_y свалив.	1,4	1,4	1,5	1,7	1,85	2,05	2,05
V пр. (км/час)	200	200	180	180	175	165	165

Сваливание самолета с убранными закрылками сопровождается кренением самолета с угловой скоростью $\omega_x = 0,1-0,3$ I/сек на высотах $H=11000-6000$ м; с выпущенными закрылками сваливание происходит с энергичным кренением ($\omega_x > 0,5$ I/сек).

Поведение самолета при даче руля высоты с выпущенными закрылками проверено на режимах, приведенных в таблице:

δ_z°	10	20	30	38	38
δ_{ω}°	0	0	0	0	40
Н, м	6200	6200	6150	6150	6150
V пр, км/час	280	260	255	250	253
G , т	38,4	38,0	37,9	37,8	37,7
n_y	1,67	1,65	1,65	1,6	1,7
C_y	1,49	1,68	1,75	1,76	1,84

При достигнутых значениях C_y наблюдается срывная тряска, поведение самолета нормальное.

Учитывая характер сваливания самолета при торможении с единичной перегрузкой (резкое кренение с угловой скоростью, превышающей $\omega_x = 0,5$ I/сек и в отдельных случаях самопроизвольное кабрирование с увеличением угла атаки), для своевременного предупреждения пилотов о приближении к скорости сваливания, установлен АУАСП, срабатывающий в соответствии с заданной регулировкой:

- с убранными закрылками в зависимости от числа M

M	0,4	0,5	0,6	0,7	0,75	0,8	0,82
C_y сигн.	1,07	1,04	0,92	0,81	0,72	0,63	0,57

- с выпущенными закрылками при $\delta_z = 20-38^\circ$ C_y сигн. = 1,1-1,3, что соответствует скорости на 20% превышающей скорость сваливания.

5. ДОПУСТИМЫЕ ПЕРЕГРУЗКИ ПРИ ВЕРТИКАЛЬНОМ МАНЕВРЕ

Величины предельно-допустимых перегрузок при вертикальных маневрах зависят от высоты полета, полетного веса, числа M и допустимого коэффициента подъемной силы C_y доп, который определяется согласно графику, фиг. 3.31.

Предельно-допустимые перегрузки для самолета ТУ-134А при весе 45 т приведены на фиг.3.32, и определяются:

- а) аэродинамикой самолета (в данном случае величиной C_y по началу тряски);
- б) прочностью самолета, т.е. максимальным коэффициентом эксплуатационной перегрузки $n_y^3 \max = 2,5$.

ПРИМЕР. Самолет ТУ-134А, имея полетный вес $G = 45$ т, совершает горизонтальный полет на высоте $H=11000$ м со скоростью, соответствующей числу $M=0,80$.

На высоте $H=11000$ м и числе $M=0,80$ самолет, согласно графику, фиг. 3.31, будет лететь на C_y г.п. = 0,375. Величина допустимого коэффициента подъемной

силы при $M=0,80$ равна $C_y \text{ доп} = 0,74$.

Следовательно, имеется запас по C_y равный

$$\Delta C_y = C_{y \text{ доп.}} - C_{y \text{ г.п.}} = 0,740 - 0,375 = 0,365$$

При вертикальном маневре пилот может использовать этот запас и вывести самолет на $C_{y \text{ доп.}}$, это означает, что пилот создает перегрузку, равную:

$$n_{y \text{ доп.}} = \frac{C_{y \text{ доп.}}}{C_{y \text{ г.п.}}} = \frac{0,740}{0,375} = 1,97$$

При полете на минимально-допустимой скорости $V_{\text{мин. доп.}} = 330 \text{ км/час}$ по прибору, что соответствует числу $M=0,55$ на $H=11000 \text{ м}$, $C_{y \text{ г.п.}}$ составит $0,8$, величина перегрузки при выходе самолета на $C_{y \text{ доп.}}$ равна:

$$n_{y \text{ доп.}} = \frac{C_{y \text{ доп.}}}{C_{y \text{ г.п.}}} = \frac{1,07}{0,8} = 1,34$$

Следовательно, эти перегрузки в данном случае являются предельно-допустимыми перегрузками.

Второй пример. Согласно графику, фиг. 3.31, на высоте $H=5000 \text{ м}$ и числе $M=0,6$ $C_{y \text{ г.п.}} = 0,28$, $C_{y \text{ доп.}} = 1,035$.

Допустимая (по $C_{y \text{ доп.}}$) перегрузка будет равна:

$$n_{y \text{ доп.}} = \frac{C_{y \text{ доп.}}}{C_{y \text{ г.п.}}} = \frac{1,035}{0,28} = 3,7$$

Однако создавать такую большую перегрузку для самолета ТУ-134А запрещается, так как прочность самолета рассчитана на перегрузку значительно меньшую.

При нормальной эксплуатации самолета для всех полетных весов и основных режимов полета (набор высоты, крейсерский режим, снижение) максимальная эксплуатационная перегрузка при вертикальных маневрах устанавливается равной $2,0$.

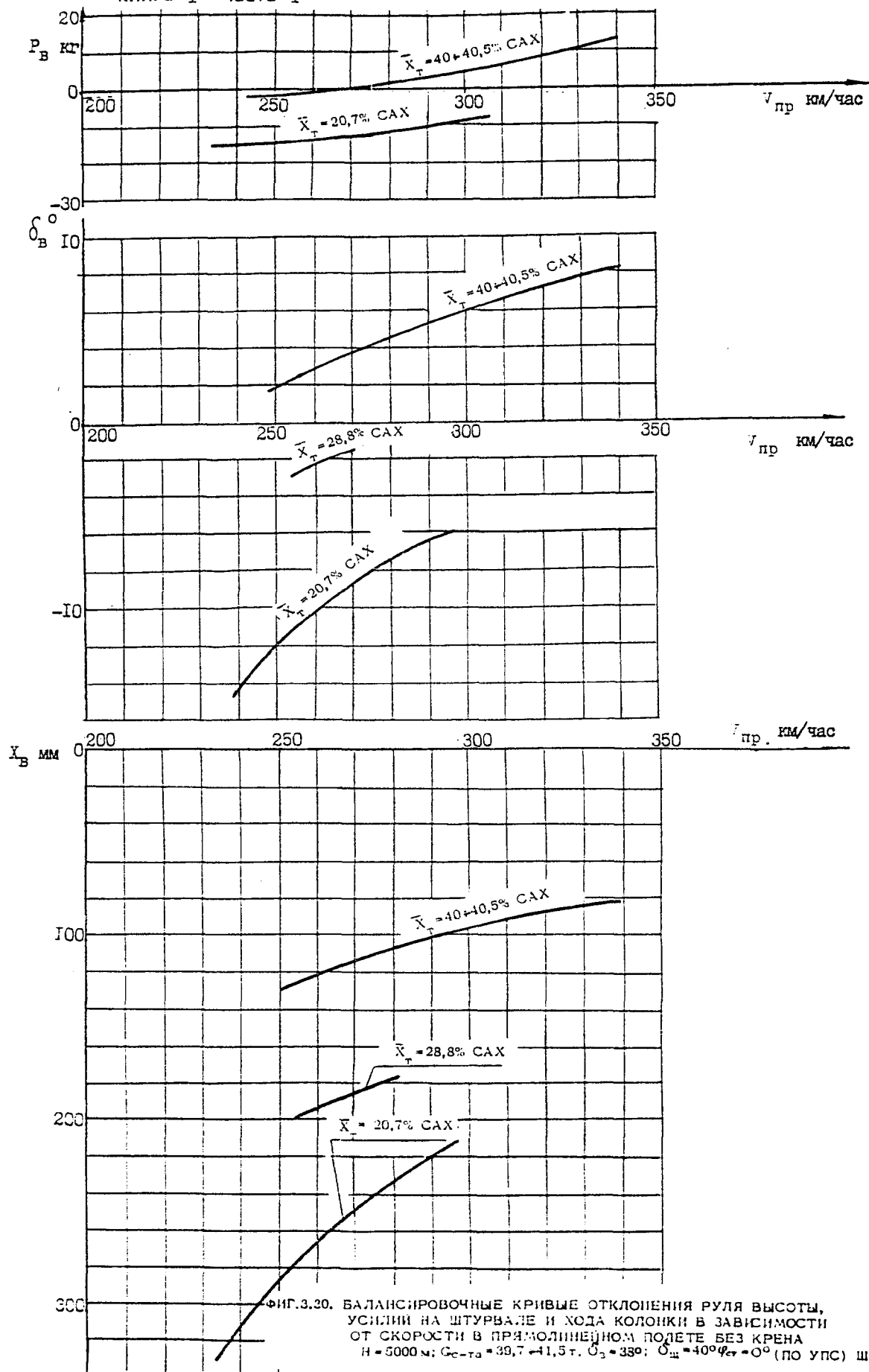
6. ВЕРТИКАЛЬНЫЙ ПОРЫВ

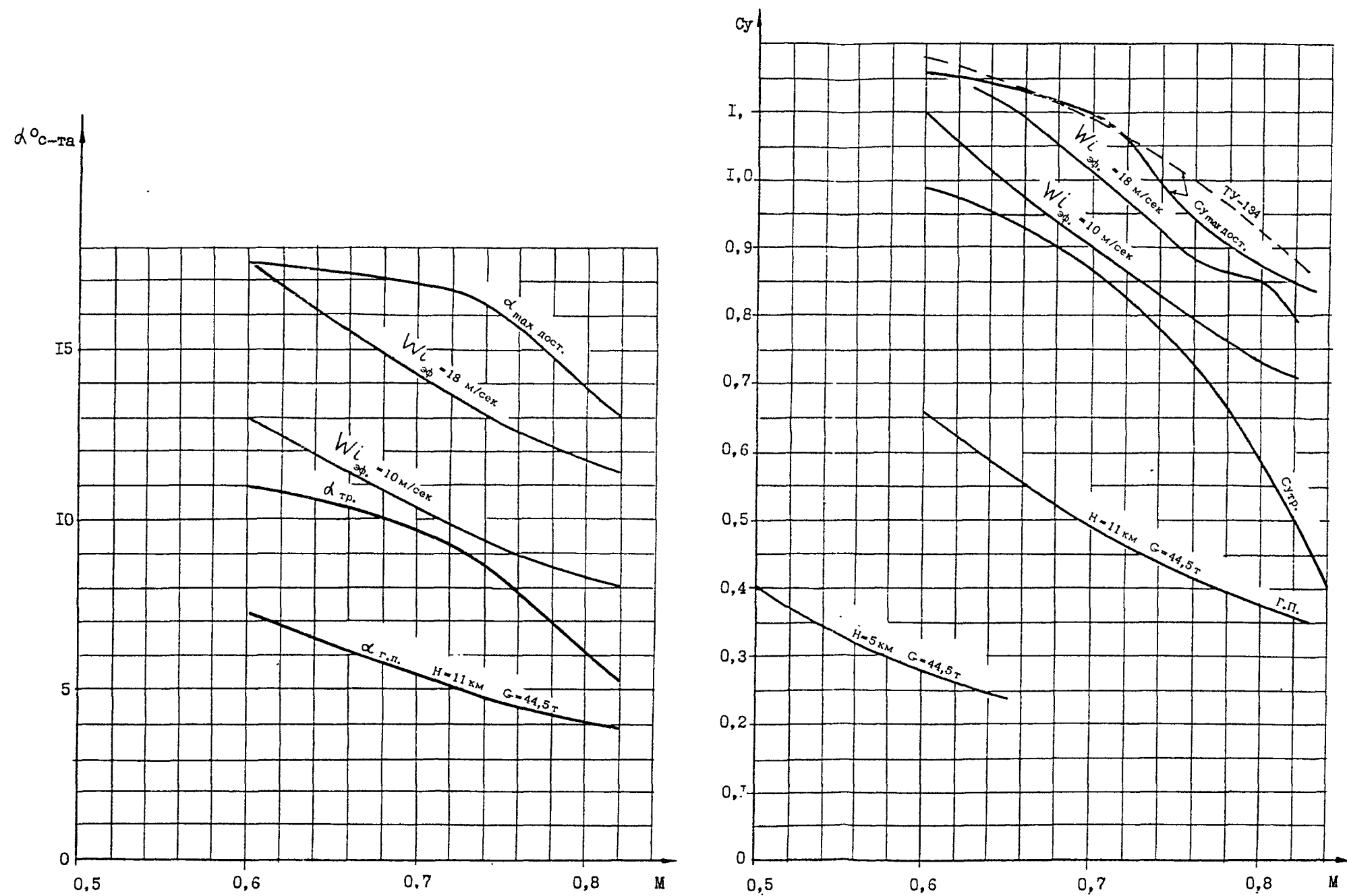
График эффективного вертикального порыва в зависимости от высоты и числа M полета представлен на фиг. 3.33.

Величина допустимого вертикального порыва на крейсерском режиме полета ($H = 11000 \text{ м}$, $M = 0,80$), согласно графику составляет $W_{1 \text{ эф.}} = 13,0 \text{ м/сек.}$

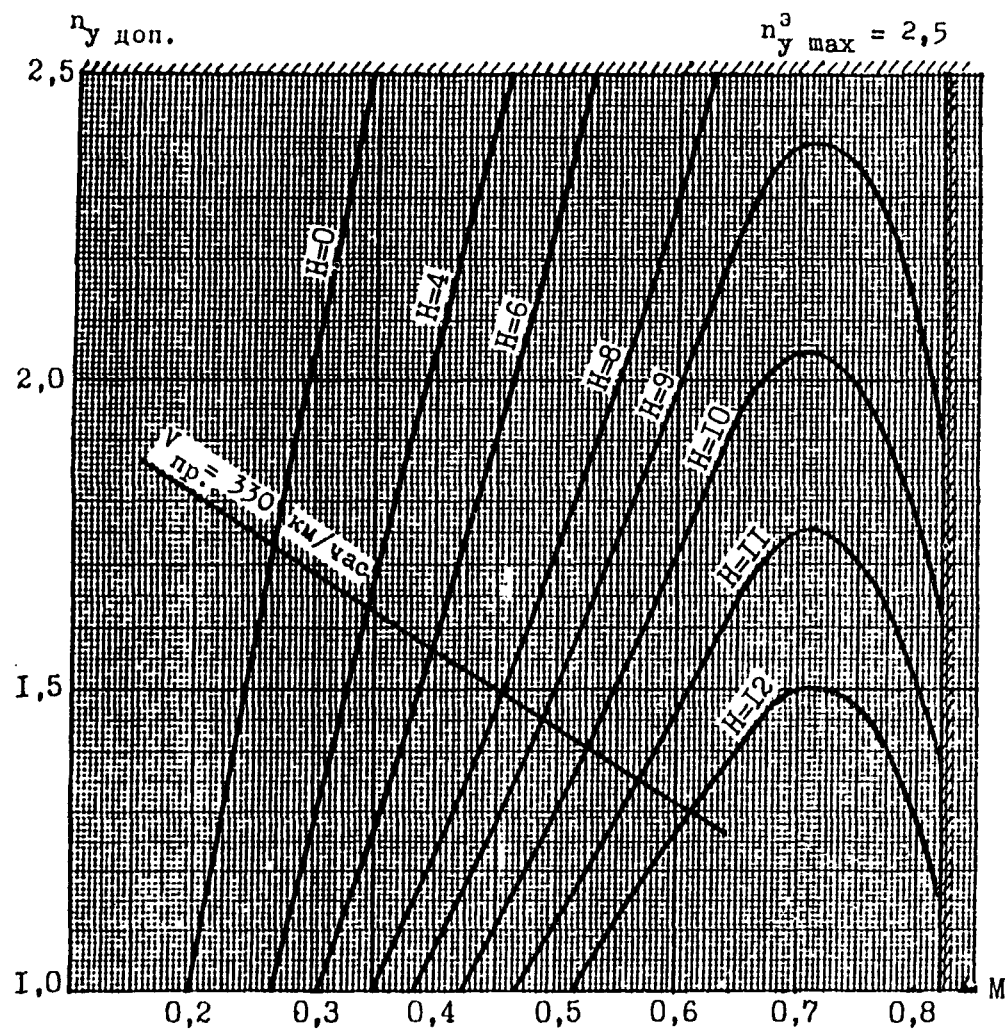
7. БОКОВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

Боковая устойчивость — это способность самолета после любого малого возмущения без вмешательства пилота принимать исходное положение, не считая не-





ФИГ.3.31. ЗАВИСИМОСТЬ C_γ И α ДЛЯ РАЗЛИЧНЫХ ЧИСЕЛ M



ФИГ.3.32 ГРАФИК ПРЕДЕЛЬНО-ДОПУСТИМЫХ ПЕРЕГРУЗОК ПРИ
ВЕРТИКАЛЬНОМ МАНЕВРЕ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ВЫСОТЫ H
И ЧИСЛА M (ПО НАЧАЛУ ТРЯСКИ, $G=45\tau$)

избежного отклонения по курсу.

Для того, чтобы самолет обладал удовлетворительной боковой устойчивостью, необходимо наличие у него:

1. Поперечной устойчивости;
2. Путевой, т.е. флиггерной устойчивости;
3. Оптимального соотношения между поперечной и флиггерной устойчивостью;
4. Демпфирующих свойств, обеспечивающих интенсивное затухание боковых колебаний самолета в возмущенном движении.

8. ПОПЕРЕЧНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ

Поперечная устойчивость – это способность самолета без вмешательства пилота устранять возникающий крен.

Степень поперечной устойчивости оценивается по величине коэффициента поперечной устойчивости m_x^p .

С увеличением угла атаки m_x^p увеличивается, при отклоненных закрылках m_x^p больше, чем при убранных, с увеличением числа M полета m_x^p уменьшается.

В пределах чисел M и скоростей полета, разрешенных для эксплуатации самолета ТУ-134А ($M \leq 0,82; v_{пр} \leq 600$ км/час), самолет обладает достаточным запасом поперечной устойчивости.

При малой абсолютной величине коэффициента поперечной устойчивости на больших числах M (при $M = 0,845$ и более) у самолета может появиться обратная реакция по крену на отклонение руля направления (когда при даче правой ноги самолет кренится влево.)

9. ПУТЕВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ

Путевая, или флиггерная, устойчивость – это способность самолета без вмешательства пилота устанавливаться во флиггерное положение по отношению к набегающему потоку и таким образом устранять возникающее скольжение.

Количественно степень путевой устойчивости определяется величиной коэффициента устойчивости пути m_y^p . Физически коэффициент m_y^p означает величину прироста заворачивающего момента m_y , возникающего при скольжении, при изменении угла скольжения β на 1° . Чем больше m_y^p , тем большей устойчивостью пути обладает самолет, тем интенсивнее он устраняет скольжение.

При нормальном соотношении поперечной и путевой устойчивости колебания самолета, возникающие под действием возмущений в виде небольших покачиваний с крыла на крыло и рысканий вправо и влево, будут с течением времени затухать, и самолет самостоятельно вернется к прямолинейному полету без крена и скольжения.

В затухании колебаний и будет проявляться боковая устойчивость самолета, так как у устойчивого самолета возмущенное движение всегда бывает затухающим.

Для улучшения затухания боковых колебаний самолета на всех режимах полета, а также для улучшения характеристик боковой устойчивости и управляемости на режимах взлета и посадки на самолете ТУ-134А установлен демпфер рыскания.

Разница в интенсивности затухания боковых колебаний без демпфера и с демпфером рыскания хорошо видна на графике, фиг. 3.33.

10. ПОПЕРЕЧНАЯ УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

Поперечная управляемость самолета характеризуется следующими параметрами:

$\frac{d\omega_x}{d\delta_z}$ — изменением угловой скорости крена при изменении угла отклонения элеронов на 1° . Величина этого параметра характеризует эффективность элеронов.

$\frac{dP_z}{d\omega_x}$ — расходом усилия на штурвале при создании угловой скорости, равной 1 рад/сек. Величина этого параметра характеризует тяжесть поперечного управления.

$\frac{dP_z}{d\delta_z}$ — усилием на штурвале при отклонении элеронов на 1° .

На графиках, фиг. 3.34 и 3.35, показаны величины этих параметров в зависимости от числа M , $V_{пр.}$ и высоты полета H .

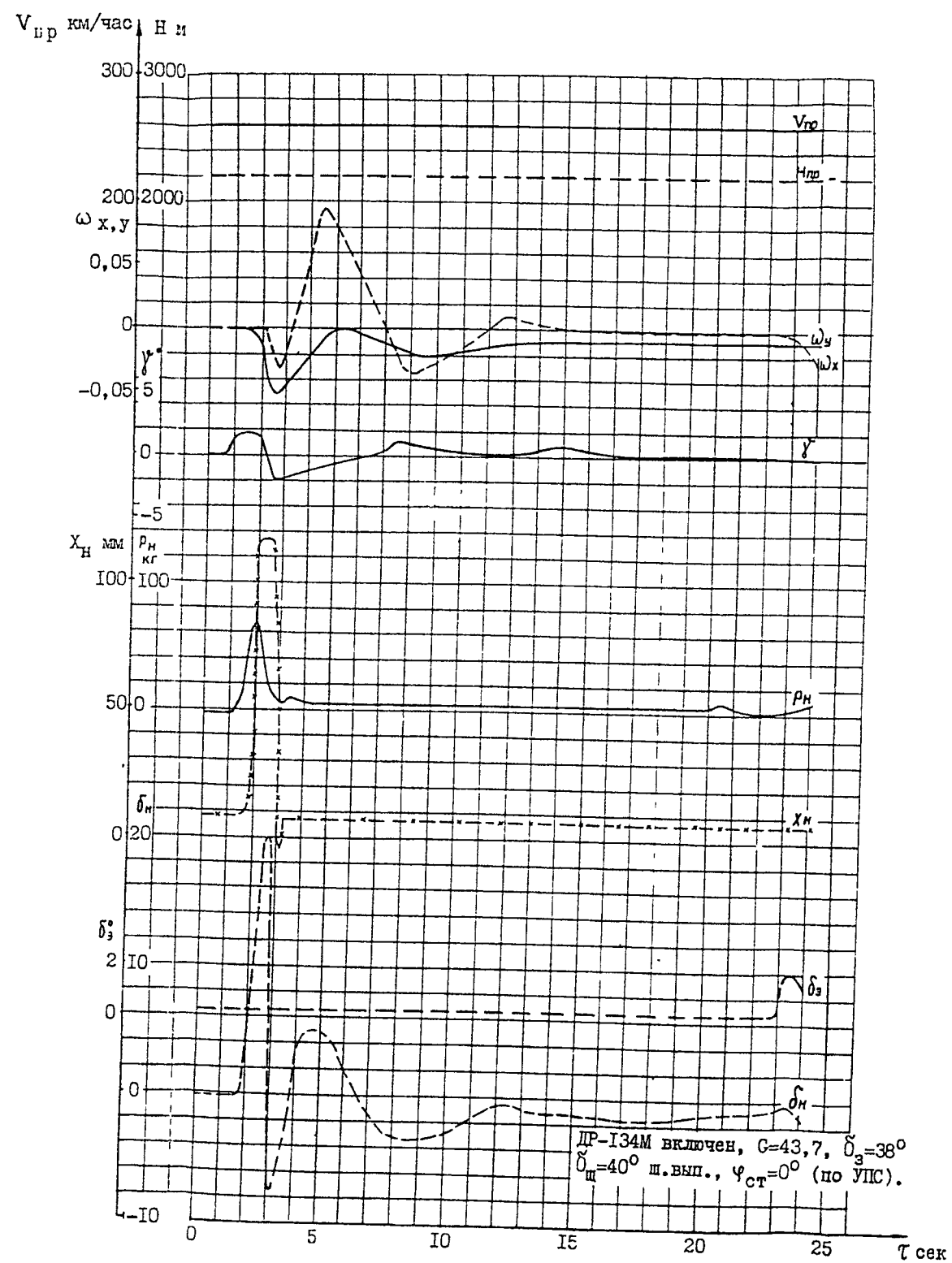
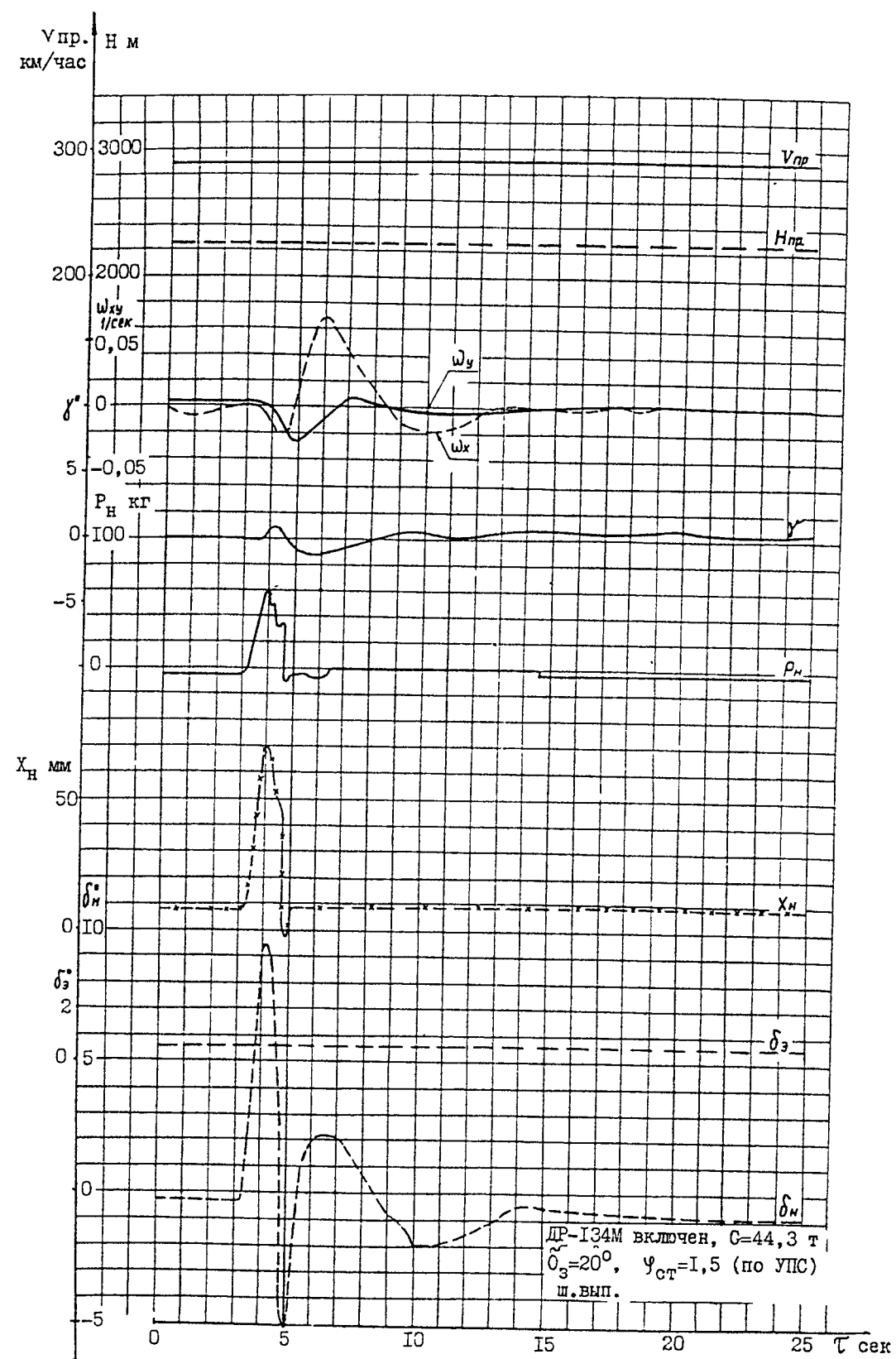
Усилие на штурвале от элеронов подсчитывается по формуле:

$$P_z = \frac{dP_z}{d\delta_z} \delta_z + \Delta P_{загр.}$$

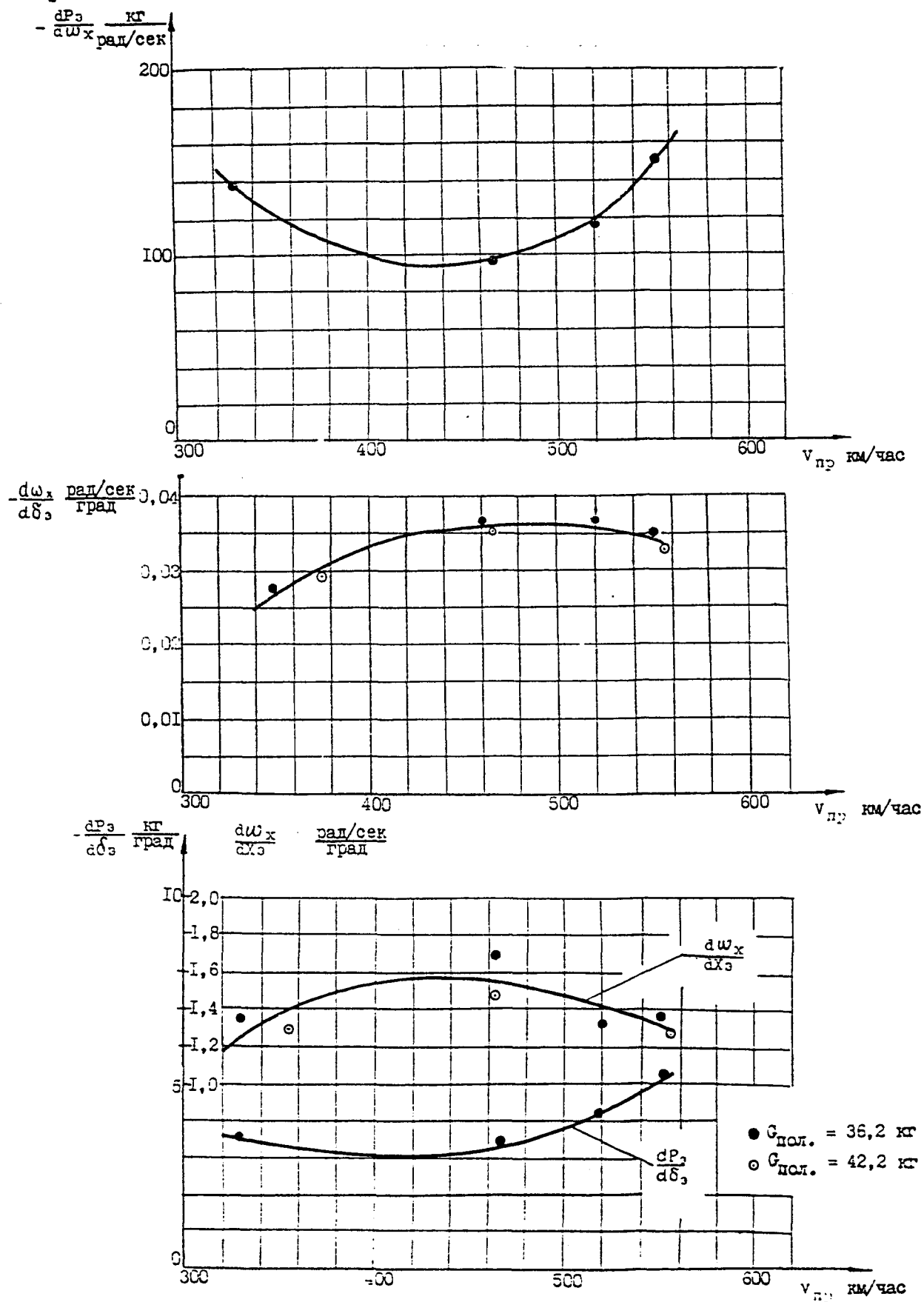
где: $\frac{dP_z}{d\delta_z}$ — усилие на штурвале от аэродинамического шарнирного момента, действующего на элероны при отклонении их на 1° , определяемое по графику, фиг. 3.34 и 3.35, в зависимости от высоты H и числа M .

$\Delta P_{загр.}$ — дополнительное усилие на штурвале от пружинного загрузателя при отклонении элеронов на угол δ_z , определяемое по характеристике загрузателя, см. график фиг. 3.36

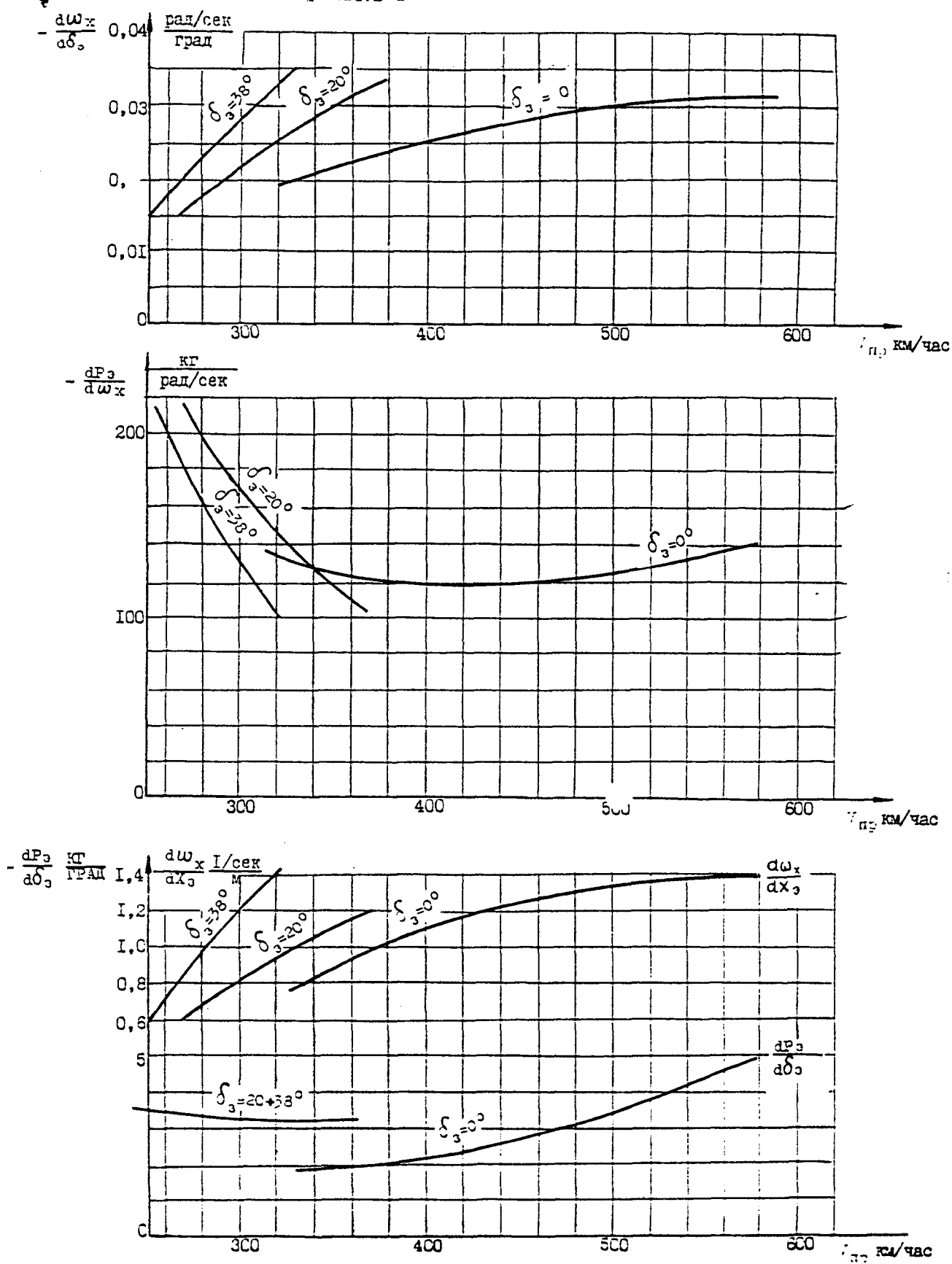
Необходимость искусственного затяжеления управления элеронами при помощи пружинного загрузателя вызвана тем, что при летных испытаниях самолета величи-



ФИГ.3.33 ХАРАКТЕРИСТИКИ ЗАТУХАНИЯ БОКОВЫХ КОЛЕБАНИЙ САМОЛЕТА ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ИМПУЛЬСА РУЛЕМ НАПРАВЛЕНИЯ



Фиг. 3.34. ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОПЕРЕЧНОЙ УПРАВЛЯЕМОСТИ
 $H = 10000 \text{ м}$, $УСР$, $\delta_z = 0^\circ$



ФИГ. 3.35. ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОПЕРЕЧНОЙ УПРАВЛЯЕМОСТИ
 $H = 2300 \text{ м}$; $G_{\text{пол.}} = 42 \text{ т}$

на $\frac{\delta F_z}{\delta \delta_z}$ на высотах $H=0+5000$ м получились малы.

Условия, необходимые для создания угловой скорости $\omega_x = 1$ рад/сек, определяются при наличии пружинного загрузителя по формуле:

$$\frac{\delta F_z}{\delta \omega_x} = \frac{\frac{\delta \delta_z}{\delta \delta_z} + 0.5}{\frac{\delta \omega_x}{\delta \delta_z}}$$

$$\frac{\delta F_z}{\delta \omega_x} = f(H, L), \text{ фиг. 3.34 и 3.35.}$$

II. ОБРАТНАЯ РЕАКЦИЯ САМОЛЕТА ПО КРЕНУ НА ОТКЛОНЕНИЕ РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ

При нормальной реакции самолета на дачу ноги самолет кренится вправо при даче правой ноги и, наоборот, влево - при даче левой ноги.

В том случае, когда у самолета имеется обратная реакция по крену на отклонение руля направления, самолет отвечает на дачу ноги неправильно (например, при даче правой ноги кренится влево). Обычно это явление возникает у самолетов со стреловидными крыльями при больших дозвуковых скоростях полета.

Реакцию самолета по крену при отклонении руля направления оценивают по знаку и величине угловой скорости крена ω_x , которая возникает при отклонении руля направления на 1° , т.е. по знаку и величине отношения $\frac{\Delta \omega_x}{\Delta \delta_n}$. При нормальной реакции самолета это отношение положительно, при наличии у самолета обратной реакции это отношение отрицательно. На графике, фиг. 3.37, показана зависимость отношения $\frac{\Delta \omega_x}{\Delta \delta_n}$ или, точнее, производной $\frac{d\omega_x}{d\delta_n}$ по числам M , из которой видно, что обратная реакция по крену на отклонение руля направления наступает в полете на высоте $H = 10000$ м при числе $M \geq 0,845$, что соответствует приборной скорости $V_{пр} \geq 560$ км/час.

В нормальной эксплуатации предельное число M на высотах более 8600 м не должно превышать $M_{пред} = 0,82$. На высотах менее 8600 м вводится ограничение приборной скорости $V_{пред} = 600$ км/час, при этом число M не достигает 0,82.

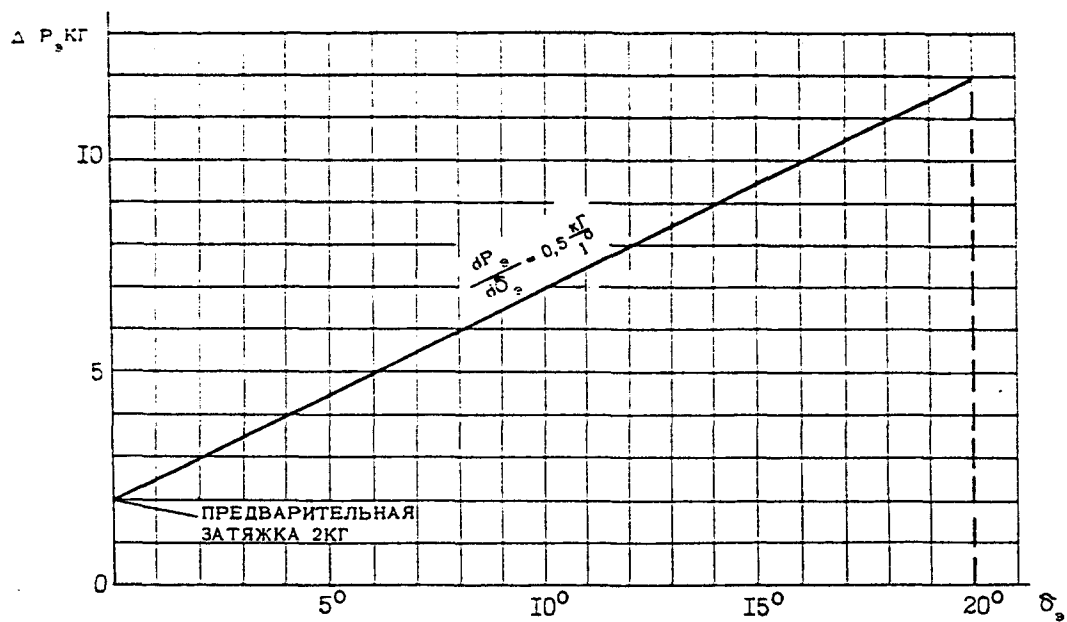
Производная $\frac{d\omega_x}{d\delta_n}$ связана с коэффициентом поперечной устойчивости следующим образом:

$$\frac{d\omega_x}{d\delta_n} \approx \frac{\frac{d\omega_x}{d\delta}}{m_x^B \cdot \frac{d\delta}{d\delta_n}}$$

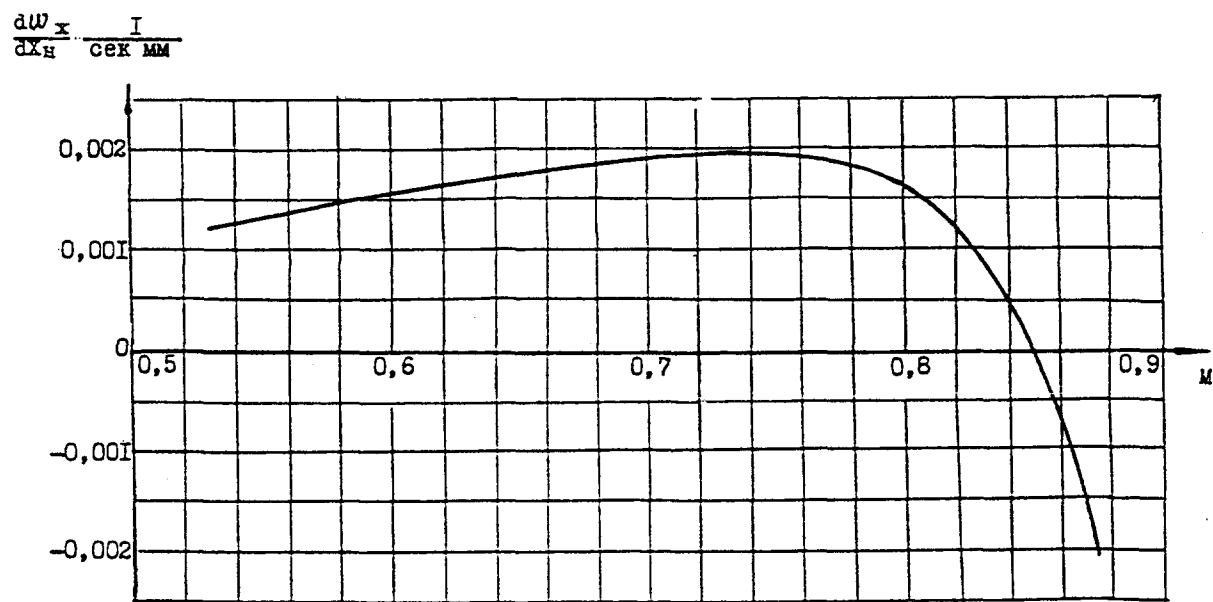
Появление обратной реакции связано с обращением знака производной

$$\frac{d\omega_x}{d\delta} = m_x^B + m_x^B \cdot \frac{\delta_n}{\delta} \cdot \frac{d\delta_n}{d\delta}$$

которая становится положительной. При наличии у самолета поперечной устойчивости m_x^B имеет отрицательный знак, но при больших скоростях, т.е. малых значениях C_y , этот коэффициент мал по абсолютной величине в то время, когда



ФИГ. 3.36. ХАРАКТЕРИСТИКА ПРУЖИННОГО ЗАГРУЖАТЕЛЯ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕРОНАМИ



ФИГ.3.37. КРИТЕРИЙ ПУТЕВОЙ УПРАВЛЯЕМОСТИ
 $H=10000 \text{ м}; \delta_3=0^\circ; \text{ш.УБР.}$

второй член всегда положителен и представляет собой дополнительный момент крена от руля направления и всегда направлен в сторону, противоположную данной ноге.

При больших скоростях полета обращение знака производной $\frac{dm_x}{d\beta}$ происходит вследствие преобладающего влияния второго члена, при малой абсолютной величине коэффициента поперечной устойчивости, который при этом еще сохраняет отрицательный знак ($m_x^{\beta} < 0$).

Как только производная $\frac{dm_x}{d\beta}$ становится положительной, у самолета появляется обратная реакция по крену на отклонение руля направления.

12. ПОВЕДЕНИЕ САМОЛЕТА ПРИ ОТКАЗЕ ДВИГАТЕЛЯ

При отказе двигателя на взлете, в момент отрыва, самолет энергично кренится в сторону отказавшего двигателя.

За 5 сек. на скорости отрыва крен достигает 22° , при включенном демпфере рыскания.

При полете без крена для парирования разворачивающего момента при отказе двигателя требуется максимальное отклонение руля направления. При небольшом крене ($1,5+2^{\circ}$) в сторону работающего двигателя потребные отклонения руля направления значительно уменьшаются, приблизительно в 2 раза.

13. ДОПУСТИМЫЕ УГЛЫ КРЕНА В ПОЛЕТЕ

Выполнение маневра на скоростях, близких к минимально-допустимым, требует от пилота повышенного внимания: маневр (разворот, переход из режима снижения в горизонтальный полет и др.) необходимо выполнять плавным движением рулей с минимальными перегрузками и с креном не более 20° .

В остальных случаях при выполнении разворотов в визуальном полете углы крена не должны превышать $20^{\circ} - 30^{\circ}$, 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 таблице.

Максимально-допустимые углы крена при эксплуатации самолета в зависимости от скорости полета по прибору для всех высот и весов самолета:

Скорость по прибору $V_{пр.}$ км/час	300	400	500	600 и выше
Максимальный угол крена γ	20°	25°	35°	45°

14. БАЛАНСИРОВКА САМОЛЕТА НА ВЗЛЕТЕ

На графике, фиг. 3.38, представлена балансировка самолета при взлете и усилия на штурвале (условно при нейтральном положении триммера $\mathcal{T}=0$). Представленная балансировка показывает максимальные значения балансировочного угла отклонения руля высоты при $\bar{X}_T=23\%$ САХ и соответствует следующим параметрам взлета:

1. Взлет самолета производится на максимальном режиме двигателей с закрылками, выпущенными на угол $\delta_z=20^\circ$, и углом установки стабилизатора $\varphi = -1,5^\circ$ по УПС (что соответствует $\varphi = -3,0^\circ$ относит. СИФ).

2. Отрыв самолета от земли производится при угле атаки $\alpha_{отр.}=9,5^\circ$, на скорости $V_{отр.}=273$ км/час при весе самолета $G_{взл.}=47000$ кг. Угол атаки $\alpha_{отр.}=9,5^\circ$ соответствует углу тангажа $V=8,5^\circ$.

3. Подъем передней ноги от ВПП производится на скорости 265 км/час, составляющей $\approx 0,97$ скорости отрыва самолета, при этом $\delta_{р.в.} = -6,2^\circ$.

4. Уборка шасси производится на высоте 5+10 м и длится 6+7 сек.

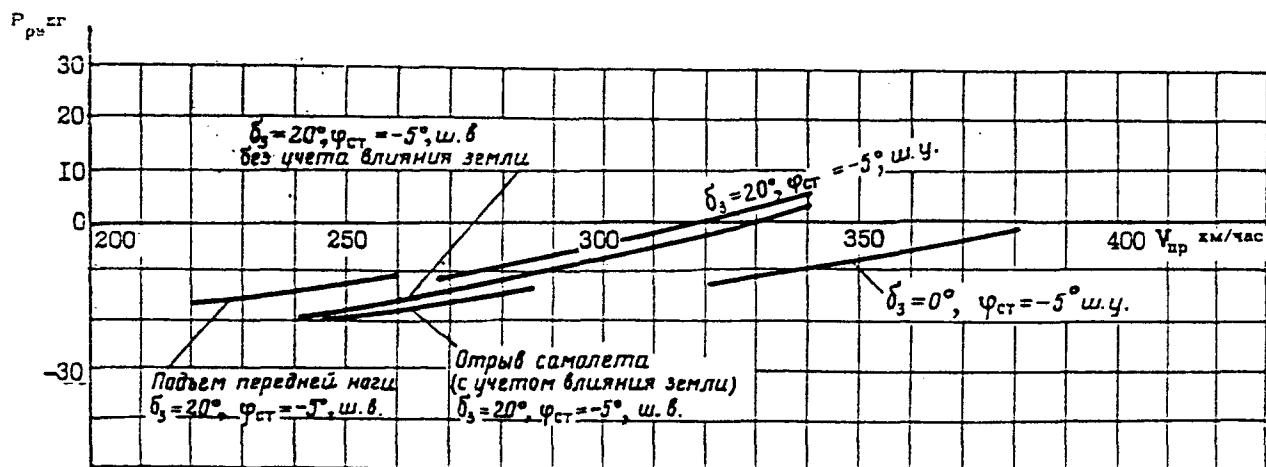
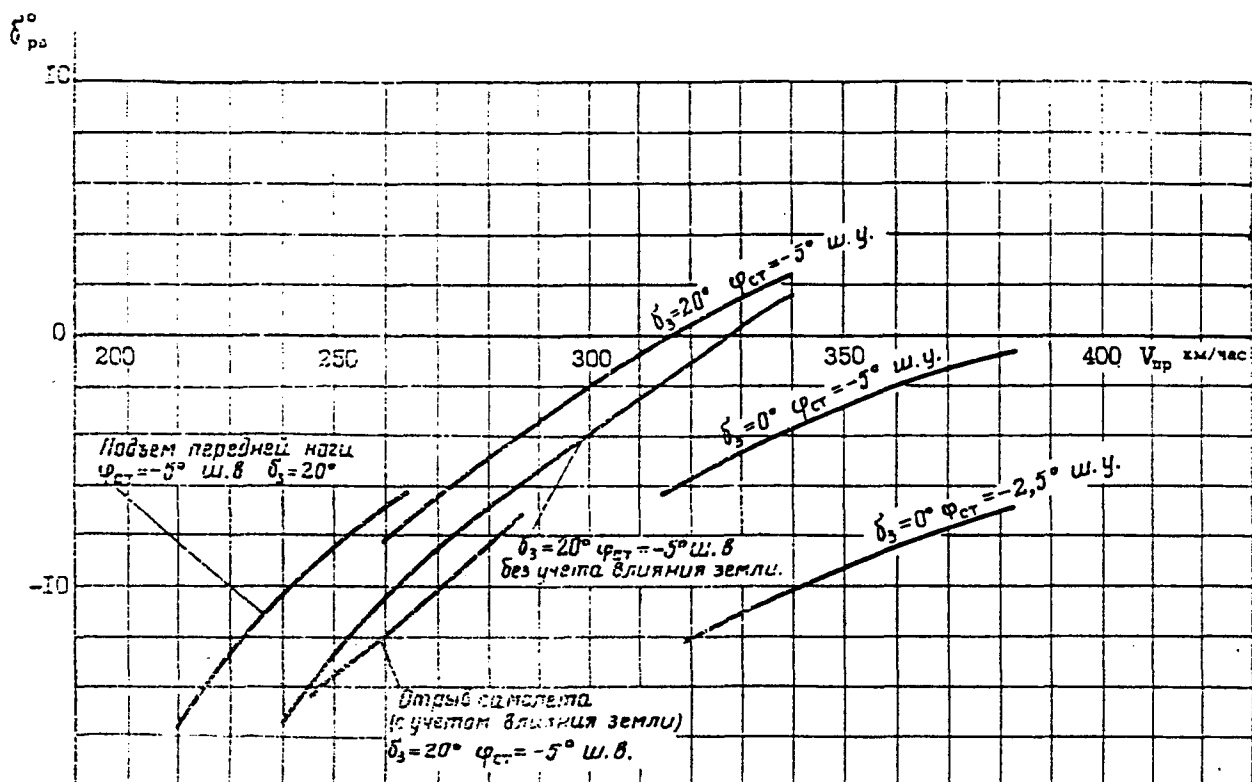
5. После отрыва, сохраняя взлетный угол, т.е. угол тангажа равный примерно $8,5^\circ$, производится разгон самолета.

6. По достижении скорости $V=330$ км/час разрешается убирать закрылки, одновременно стабилизатор переставляется в полетное положение ($\varphi_{ст}=0^\circ$ по УПС).

7. После уборки закрылков обороты двигателей уменьшаются до номинальных и производится разгон до наиболее выгоднейшей скорости набора высоты $V=500$ км/час по прибору.

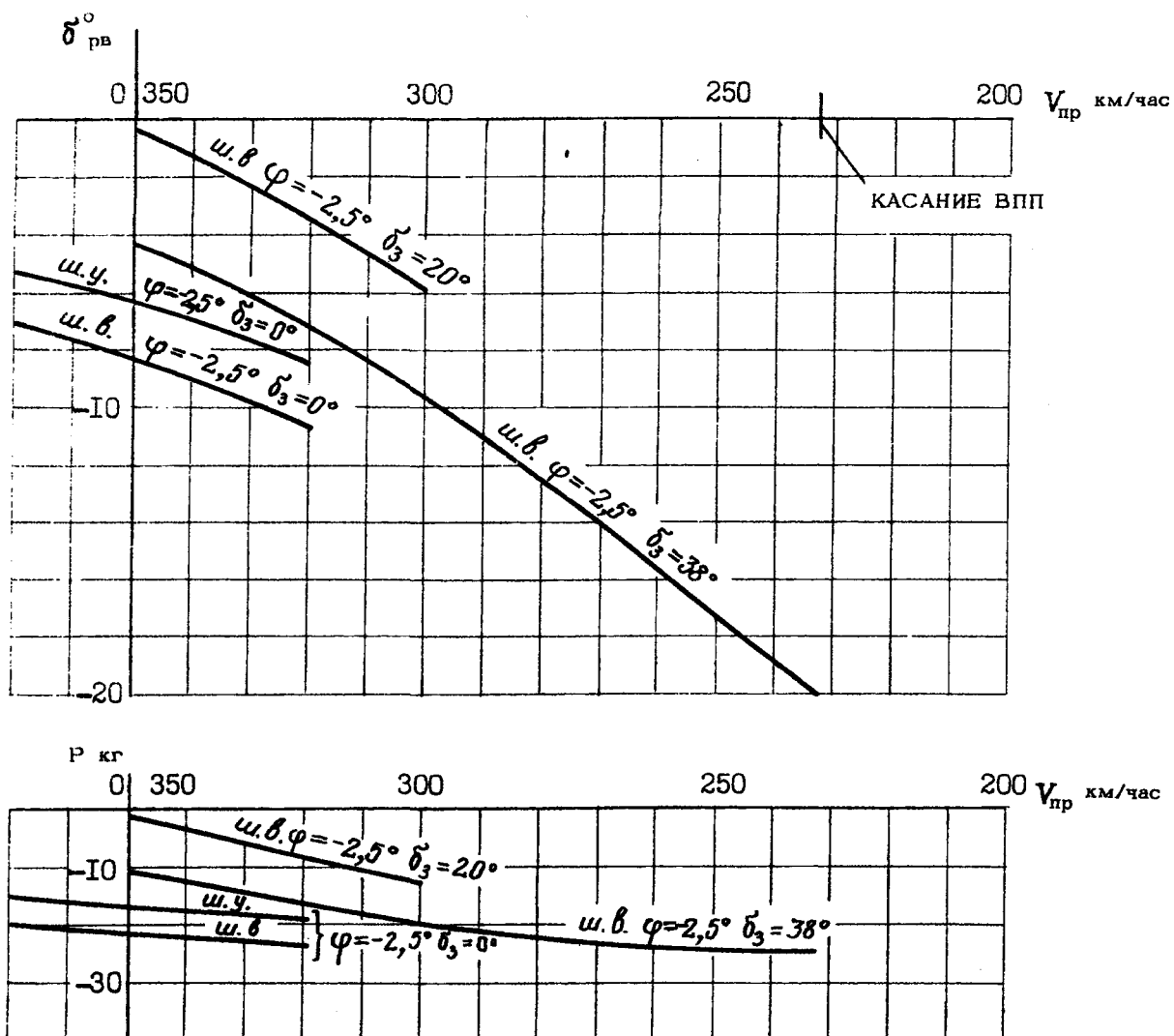
15. БАЛАНСИРОВКА САМОЛЕТА НА ПОСАДКЕ ПРИ $\varphi=0^\circ$ ПО УПС ($-2,5^\circ$ к крылу)

На графике, фиг. 3.39, представлены балансировочные углы отклонения руля высоты и усилия на штурвале (условно при нейтральном триммере $\mathcal{T}=0$) в зависи-



ФИГ.3.38 БАЛАНСИРОВКА САМОЛЕТА ТУ-134А НА ВЗЛЕТЕ

$C=47000$ кг, $\bar{X}_T=23\%$ САХ



Фиг.3.39. БАЛАНСИРОВКА САМОЛЕТА ТУ-134А на ПОСАДКЕ $G = 43000$ кг,
 $\bar{\chi}_T = 25,8\%$ САХ, $\delta_3 = 38^{\circ}$, $\varphi_{ст} = -2,5^{\circ}$ (к крылу)

мости от скорости при посадке самолета.

Данная балансировка предусматривает следующий порядок захода на посадку:

1. Шасси выпускается на скорости $V_{пр.} = 400$ км/час.
2. После выпуска шасси увеличиваются обороты двигателей и устанавливается скорость $V_{пр.} = 350$ км/час.
3. Третий разворот производится на скорости $V = 350$ км/час (при убранных закрылках и выпущенном шасси).
4. После третьего разворота закрылки выпускаются предварительно на угол $\delta_3 = 15^\circ$ и скорость полета снижается до $V_{пр.} = 300$ км/час.
5. Четвертый разворот выполняется на скорости $V_{пр.} = 300$ км/час (при выпущенном шасси и $\delta_3 = 15^\circ$).
6. После четвертого разворота, перед входом в глиссаду закрылки довыпускаются на угол $\delta_3 = 38^\circ$.
7. Вход в глиссаду, полет по глиссаде, пролет ДПРМ и БПРМ вплоть до момента начала выравнивания производится на скорости $V_{пл.} = 1,3V_{ср.}$, что соответствует полету на $C_{y_{пл.}} = 0,59 C_{y_{срыва}}$.

При посадочном весе 43т ($G / S = 374$ кг/м²) и $C_{y_{срыва}} = 2,05$ (при $\delta_3 = 38^\circ$) скорость планирования должна быть равна

$$V_{пл.} = 14,4 \sqrt{\frac{G}{S C_{y_{пл.}}}} = 14,4 \sqrt{\frac{374}{0,59 \cdot 2,05}} = 253 \text{ км/час}$$

Принимаем:

$$V_{пл.} = 255 \text{ км/час по прибору, } \rightarrow \text{ а } C_{y_{пл.}} = 1,21 \rightarrow \alpha_{пл} = 6,6^\circ$$

8. Оптимальный угол наклона глиссады планирования установлен $\theta = 2^\circ 40'$.

Планируя на посадку по оптимальной глиссаде, самолет должен пролететь над ДПРМ и БПРМ (при их стандартном расположении) на высотах 200 и 60 м соответственно.

$$\text{При } \theta = 2^\circ 40' \rightarrow \operatorname{tg} 2^\circ 40' = 0,0465$$

Вертикальная скорость снижения самолета при $V_{пл.} = 255$ км/час равна

$$V_y = V_{пл.} \cdot \sin \theta = \frac{253}{3,6} \cdot 0,0465 = 3,3 \text{ м/сек}$$

Для обеспечения $V_y = 3,3$ м/сек пилот должен подобрать соответствующий режим работы двигателей.

На режиме планирования с углом $\theta = 2^\circ 40'$, любой самолет должен иметь "эквивалентное" качество, равное:

$$K = \frac{1}{\operatorname{tg} \theta} = \frac{1}{0,0465} = 21,5$$

Зная K , C_y , C_x на режиме планирования, определяем потребную тягу двигателей по формуле:

$$K = \frac{C_y}{C_x + C_R}; \quad R = C_R \cdot S \cdot q$$

где q — скоростной напор при планировании.

9. Выравнивание самолета начинается на высоте 8+10 м, двигатели при этом плавно дросселируются до режима малого газа.

По мере погашения скорости необходимо увеличивать угол тангажа.

10. Приземление производится на скорости $V_{пл.}(I6+I8) = 260 - I7 = 243$ км/час по прибору.

При заходе на посадку с боковым ветром парировать снос следует углом упреждения по курсу, в последний момент перед приземлением необходимо дать ногу по сносу, развернув самолет по оси ВПП.

Скорость на планировании и посадочная скорость должны быть на 10 км/час больше, чем при нормальных условиях (т.е. без ветра).

При таком методе посадки возможна при скорости бокового ветра

$w_z = 20$ м/сек под углом 90° к ВПП.

При пилотировании самолета ТУ-134А изменение тяги двигателей создает продольный момент:

при даче газа — пикирующий,

при уборке газа — кабрирующий.

Появление пикирующего момента при даче газа или кабрирующего момента при уборке газа необходимо парировать соответствующим перемещением штурвала.

"ПРИМЕЧАНИЕ: При посадке с передними центровками допускается перекалывание стабилизатора на $\psi = 1^\circ \pm 2,5''$.

Г л а в а IУ

О С Н О В Н Ы Е Д А Н Н Ы Е П О П Р О Ч Н О С Т И

Прочность самолета Ту-134А удовлетворяет требованиям норм, действующих в СССР, и проверена на соответствие нормам летной годности ВСАР.

ДЛЯ РАСЧЕТА САМОЛЕТА НА ПРОЧНОСТЬ ПРИНЯТЫ СЛЕДУЮЩИЕ СКОРОСТИ
ПОЛЕТА, СКОРОСТНЫЕ НАПОРЫ И ЧИСЛА М:

1. При полете с пустым кессон-баком № 3 в ОЧК

а) максимальная скорость нормальной эксплуатации

$$v_{\text{Н.э.}}^{\text{приб.}} = v_{\text{пред.}}^{\text{приб.}} = 600 \text{ км/час}$$

на высотах от земли до $H=8600$ м (при этом скоростной напор изменяется от $q=1740 \text{ кг/м}^2$ у земли до $q=1560 \text{ кг/м}^2$ на высоте $H=8600$ м) и максимальное число М: $M_{\text{Н.э.}} = M_{\text{пред.}} = 0,82$ на высотах более 8600 м, фиг.4.1.

При полетах с пассажирами превышение этой скорости не допускается на всех режимах полета;

б) расчетная предельная скорость

$$v_{\text{max max}}^{\text{приб.}} = 650 \text{ км/час}$$

на высотах от земли до $H=8400$ м (при этом скоростной напор изменяется от $q=2040 \text{ кг/м}^2$ у земли до $q=1810 \text{ кг/м}^2$ на высоте $H=8400$ м) и расчетное число М: $M_{\text{max max}} = 0,87$ на высотах более 8400 м,

Превышение этой скорости не допускается ни при каких обстоятельствах.

2. При полете с залитым кессон-баком № 3 в ОЧК.

а) максимальная скорость нормальной эксплуатации

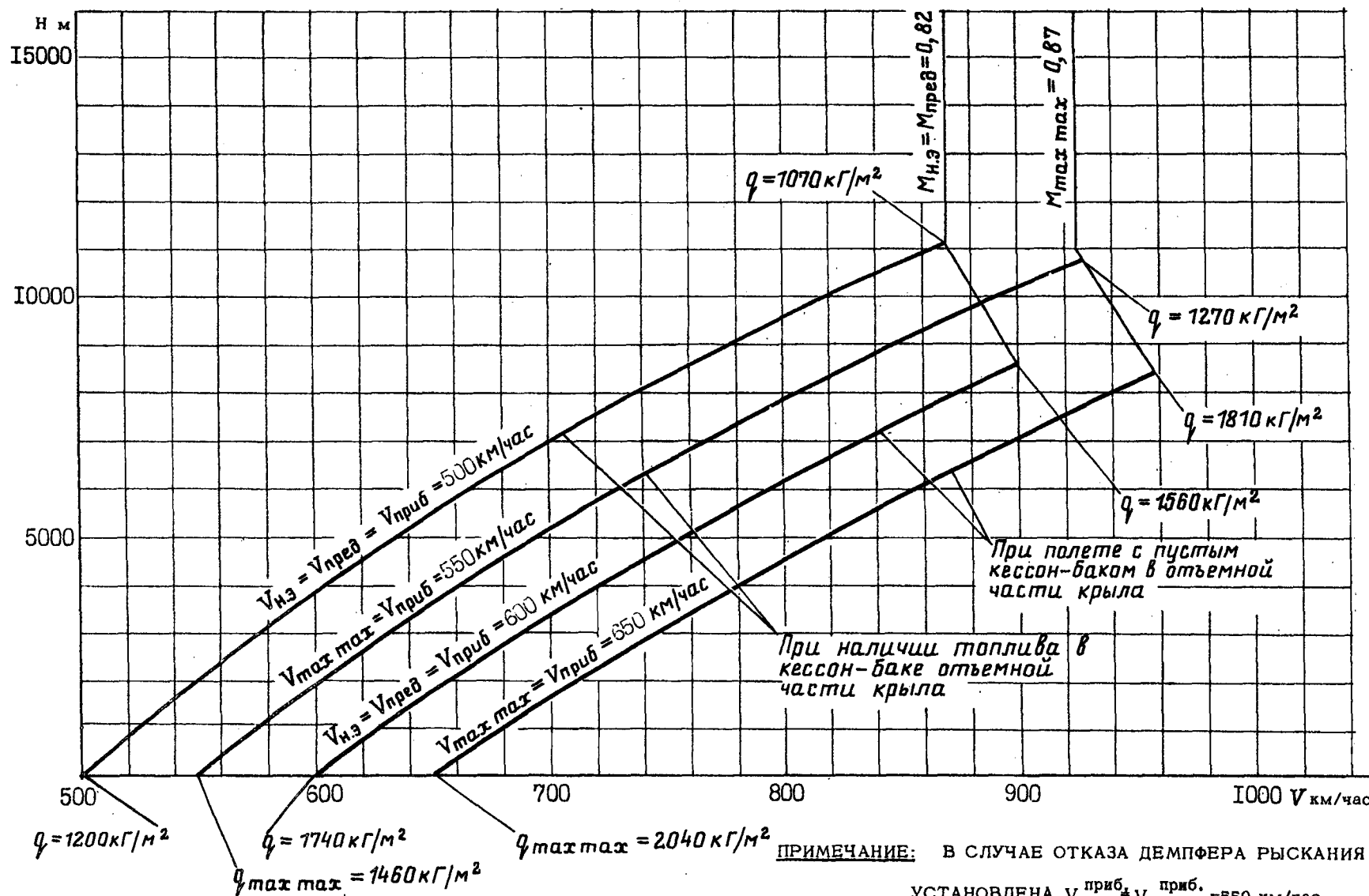
$$v_{\text{Н.э.}}^{\text{приб.}} = v_{\text{пред.}}^{\text{приб.}} = 500 \text{ км/час}$$

на высотах от земли до $H=11100$ м (при этом скоростной напор изменяется от $q=1200 \text{ кг/м}^2$ у земли до $q=1070 \text{ кг/м}^2$ на высоте $H=11100$ м) и максимальное число М: $M_{\text{Н.э.}} = M_{\text{пред.}} = 0,82$ на высоте более 11100 м.

При полетах с пассажирами превышение этой скорости не допускается на всех режимах полета.

25.03.76

109



ФИГ. 4.1 ГРАФИК СКОРОСТЕЙ И РАСЧЕТНЫЕ СКОРОСТИ ПОЛЕТА

б) расчетная предельная скорость

$$v_{\max \max}^{\text{приб.}} = 550 \text{ км/час}$$

на высотах от земли $H = 10750 \text{ м}$ (при этом скоростной напор изменяется от $q = 1460 \text{ кг/м}^2$ у земли до $q = 1270 \text{ кг/м}^2$ на высоте $H = 10750 \text{ м}$) и расчетное число M : $M_{\max \max} = 0,87$ на высотах более 10750 м .

Превышение этой скорости не допускается ни при каких обстоятельствах.

3. В случае внезапной разгерметизации пассажирской кабины экстренное снижение производится с выпущенным шасси, при этом скорость по траектории не должна превышать

$$v_{\text{н.э.}}^{\text{приб.}} = v_{\text{пред.}}^{\text{приб.}} \quad \text{или} \quad M_{\text{н.э.}} = M_{\text{пред.}}, \text{ указанных в п. 1а и 2а.}$$

4. В процессе выпуска и уборки шасси не должна превышать скорость

$$v_{\max \text{ в.у.ш.}}^{\text{инд.}} = 400 \text{ км/час} \quad (q_{\max \text{ в.у.ш.}} = 770 \text{ кг/м}^2).$$

5. Полет с закрылками, отклоненными во взлетное положение ($\delta_{\text{внутр.}} = 20^\circ$, $\delta_{\text{внеш.}} = 18^\circ$), производится на скорости не более

$$v_{\max \text{ взл.}}^{\text{инд.}} = 400 \text{ км/час} \quad (q_{\max \text{ взл.}} = 770 \text{ кг/м}^2)$$

6. Полет с закрылками, отклоненными в посадочное положение ($\delta_{\text{внутр.}} = 38^\circ$, $\delta_{\text{внеш.}} = 35^\circ$), производится на скорости не более:

$$v_{\max \text{ пос.}}^{\text{инд.}} = 340 \text{ км/час} \quad (q_{\max \text{ пос.}} = 560 \text{ кг/м}^2)$$

7. Максимальная скорость полета с отклоненным во взлетно-посадочное положение стабилизатором (и при перестановке стабилизатора)

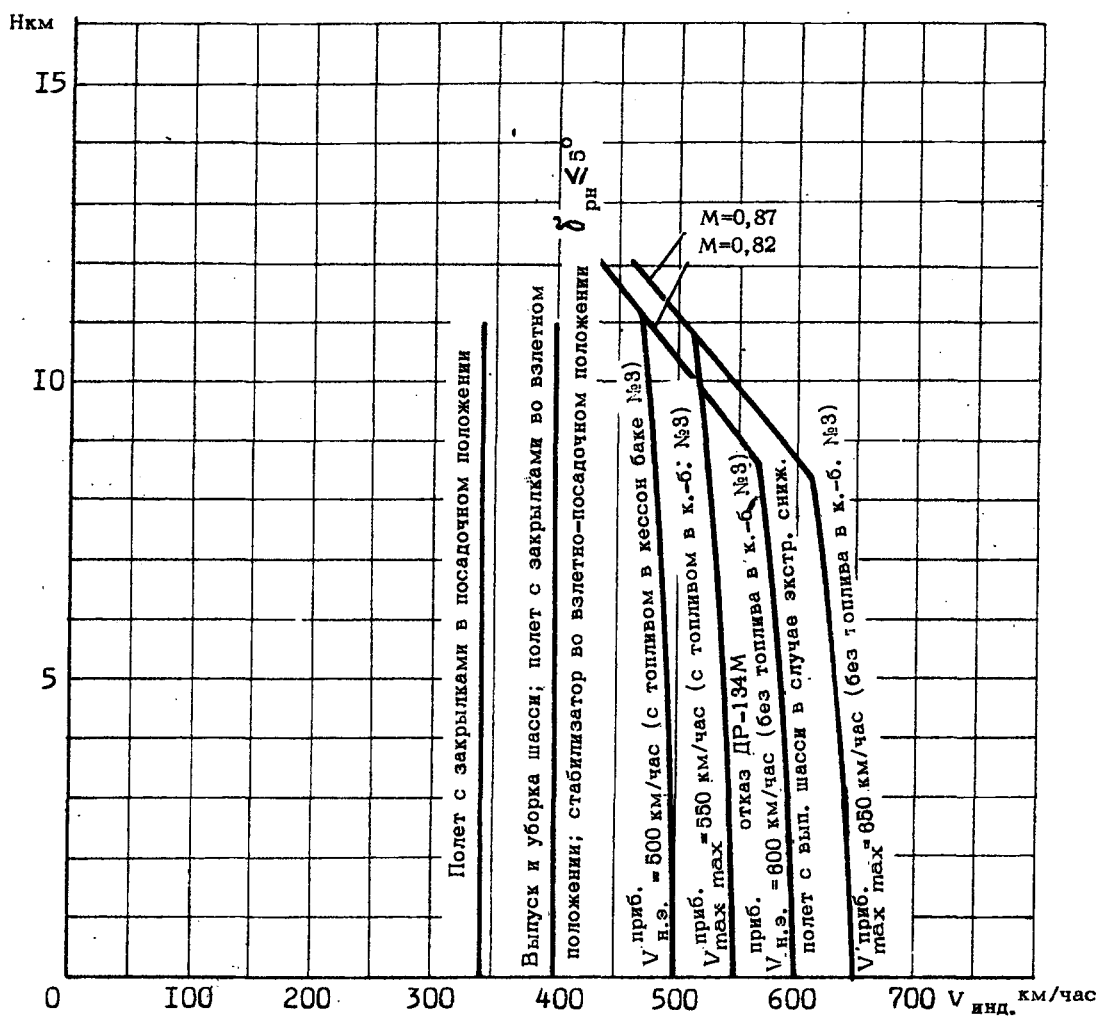
$$v_{\text{инд.}} = 400 \text{ км/час} \quad (q = 770 \text{ кг/м}^2)$$

8. В случае отказа демфера рыскания ДР-134М не должна превышать

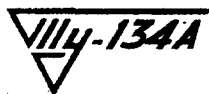
$$v_{\text{н.э.}}^{\text{приб.}} = v_{\text{пред.}}^{\text{приб.}} = 550 \text{ км/час}$$

9. При полете с убранными закрылками угол отклонения руля направления не должен превышать $\delta_{\text{р.н.}} = \pm 5^\circ$.

10. Отклонение интерцепторов производится только на посадке после касания земли колесами.



ФИГ.4.2 СКОРОСТИ САМОЛЁТА, ПРИНЯТЫЕ В РАСЧЁТЕ НА ПРОЧНОСТЬ САМОЛЁТА И ЕГО АГРЕГАТОВ



Величины индикаторных скоростей, указанных в пунктах 1-9 и принятых для расчета на прочность в зависимости от высоты полета, приведены на фиг. 4.2.

ДЛЯ САМОЛЕТА УСТАНОВЛЕНЫ СЛЕДУЮЩИЕ РАСЧЕТНЫЕ ВЕСА И ВАРИАНТЫ
ЗАГРУЗКИ

1. Вариант максимальной грузоподъемности

Взлетный вес 47600 кг при весе коммерческой нагрузки 8200 кг и весе топлива 9600 кг.

2. Вариант максимальной дальности

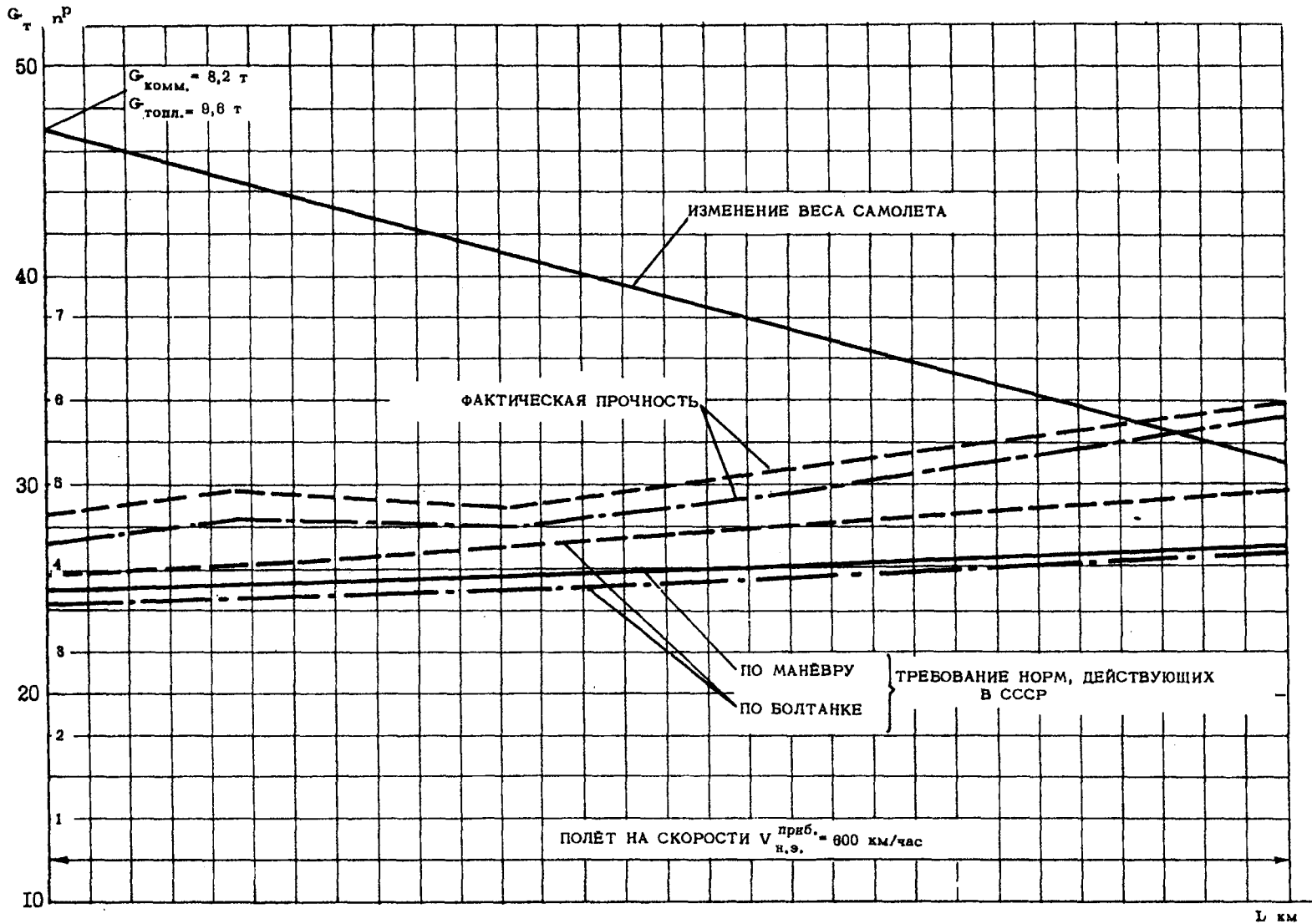
Взлетный вес 47600 кг при весе коммерческой нагрузки 4800 кг и весе топлива 13000 кг.

Проверка прочности самолета в полетных случаях нагружения произведена для этих весовых вариантов, а также для самолета с загрузкой в перегоночном варианте (топлива 13000 кг, без коммерческой нагрузки) во всем диапазоне полетных весов, начиная со взлетного веса и кончая весом самолета без топлива при указанных выше значениях скоростей и чисел M с учетом их зависимости от наличия топлива в кессон-баке № 3 ОЧК.

Величины коэффициентов расчетных перегрузок ($n_{\text{расч.}}$) и величины фактических расчетных перегрузок ($n_{\text{факт.}}$) приведены на графиках, фиг. 4.3, 4.4, из которых видно, что прочность самолета во всем диапазоне полетных весов удовлетворяет требованиям норм, действующих в СССР. Расчетом перегрузок в соответствии с требованиями норм летной годности ВСАР подтверждается, что фактические расчетные перегрузки превышают перегрузки, требуемые упомянутыми нормами.

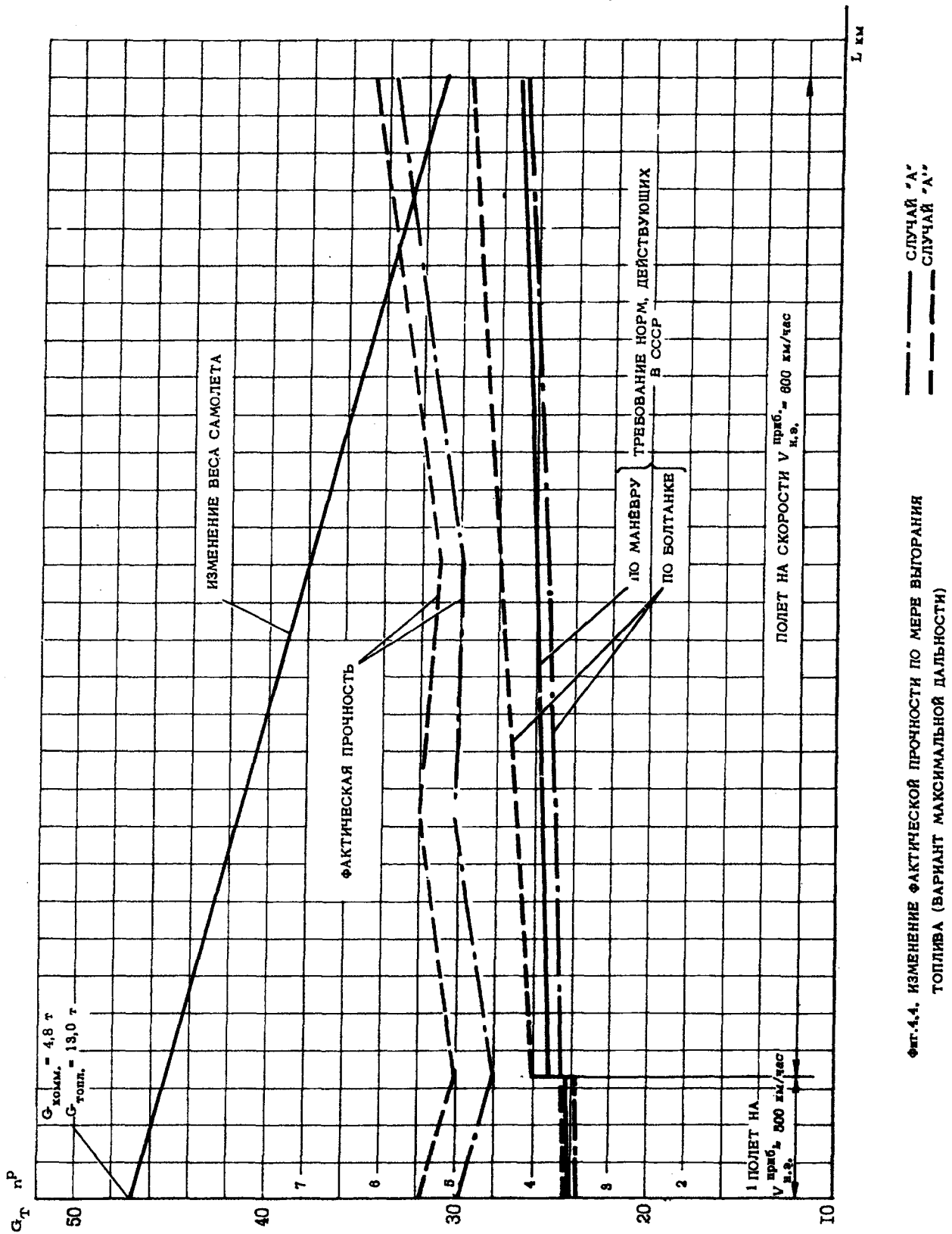
Графики изменения фактической прочности по мере выгорания топлива построены для наименее благоприятных по прочности режимов полета.

Таковыми режимами оказываются полет при числе $M = 0,4$ и $\alpha = 9^\circ$ (случай А) и полет при числе $M = 0,6$ и $\alpha = 4^\circ$ (случай А'). Указанные режимы и соответствующие им аэродинамические нагрузки и их распределение получены по продувкам дренажной модели самолета в аэродинамической трубе и исправлены на



ФИГ.4.3 ИЗМЕНЕНИЕ ФАКТИЧЕСКОЙ ПРОЧНОСТИ ПО МЕРЕ ВЫГОРАНИЯ ТОПЛИВА (ВАРИАНТ МАКСИМАЛЬНОЙ ГРУЗОПОДЪЕМНОСТИ)

— — — — — СЛУЧАЙ "А"
 — — — — — СЛУЧАЙ "А'"



влияние упругих деформаций конструкции. В случае А влияние упругих деформаций пренебрежимо мало и поэтому не учитывалось, что идет в запас прочности. Упругие деформации определены с помощью изгибных и крутильных жесткостей, полученных экспериментальным путем при статических испытаниях самолета. На всех других режимах полета избытки прочности больше, чем при двух вышеуказанных.

Величины расчетных перегрузок по маневру и болтанке приведены на фиг. 4.3, 4.4 и в таблице № I и № 2.

ПРИМЕЧАНИЕ. Указанные в этих таблицах значения перегрузок по болтанке определены с учетом действующих рекомендаций 1967 г. в дополнение к нормам, принятым в СССР.

Таблицы перегрузок х)

Таблица № I

Перегрузки при $v_{\text{приб.}} = v_{\text{пред.}} = 600 \text{ км/час}$
н.э.

В е с самолета кг	По нормам при $f = 1,5$					
	По маневру		По болтанке			
	n экспл.	n расч.	Случай А		Случай А'	
			n экспл.	n расч.	n экспл.	n расч.
47000	2,50	3,75	2,38	3,57	2,62	3,93
44000	2,55	3,83	2,44	3,66	2,72	4,08
37000	2,69	4,04	2,60	3,90	3,02	4,53
35000	2,74	4,11	2,66	3,99	3,12	4,68
31000	2,85	4,28	2,80	4,20	3,28	4,92

х)

При определении перегрузок в случае А расчет производился на каждой высоте при скоростном напоре, соответствующем выходу самолета на $S_{y \text{ max}}$, определенный по продувкам.

Таблица № 2

Перегрузки при $v_{\text{приб.}} = v_{\text{пред.}} = 500 \text{ км/час}$

В е с самолета кг	По нормам при $f = 1,5$					
	По маневру		По болтанке			
	n экпл.	n расч.	Случай А		Случай А'	
			n экпл.	n расч.	n экпл.	n расч.
47000	2,36	3,54	2,26	3,40	2,37	3,56
44000	2,41	3,62	2,31	3,47	2,46	3,69
37000	2,54	3,81	2,52	3,78	2,72	4,08
35000	2,58	3,87	2,59	3,89	2,81	4,22
31000	2,68	4,02	2,77	4,16	3,04	4,56

В нормальной эксплуатации не должна превышать маневренная перегрузка в п.т. самолета $n_{\text{max}}^3 = 2,5$.

Прочность самолета обеспечивает эксплуатацию его с взлетным весом 47000 кг и расчетным посадочным весом 43000 кг на бетонированные ВПП.

Герметизация фюзеляжа осуществляется сразу с момента взлета, и земное давление поддерживается до высоты $H = 6300 \text{ м}$, где перепад давления достигает величины $P_{\text{изб.}} = 0,57 \text{ ати}$. Этот перепад поддерживается постоянным на всех высотах выше $H = 6300 \text{ м}$ так, что на высоте $H = 12000 \text{ м}$ "условная высота" в кабине равна 2400 м.

Расчет фюзеляжа произведен на максимальное расчетное избыточное давление (0,57 ати) с добавлением аэродинамической нагрузки (разрежение),

$$P_{\text{изб.}}^p = 1,3 P_{\text{изб.раб.}} \cdot f + P_a \cdot f = 1,3 \cdot 0,57 \cdot 1,5 + 0,02 \cdot 1,5 = 1,14 \text{ ати}$$

Фонарь кабины рассчитан на это давление с добавлением действующей на него аэродинамической нагрузки (разрежения), а именно: на $P^p = 1,4 \text{ ати}$ ($f = 1,5$).

Установленное на самолете остекление имеет прочность выше указанных требований при коэффициенте безопасности $f = 3,0$, а именно: разрушающее давление для стекол пассажирской кабины больше 3,0 ати, а для стекол кабины экипажа — не менее 2,8 ати.

Г л а в а У
С И Л О В А Я У С Т А Н О В К А
КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О ДВИГАТЕЛЕ Д-30 П СЕРИИ

Двигатель Д-30 П серии представляет собой двухконтурный турбореактивный двигатель с двухкаскадным компрессором и реверсивным устройством. Двухконтурная схема, по сравнению с другими типами авиадвигателей, обеспечивает высокую экономичность на всех режимах полета, простоту эксплуатации, снижение уровня шума, охлаждение наружной поверхности двигателя. Высокие удельные параметры двигателя достигнуты за счет увеличения расхода воздуха, температур газов перед турбиной степени повышения давления воздуха за компрессором, высоких значений коэффициентов полезного действия отдельных узлов и низких потерь в газоздушном тракте двигателя, а также смешения потоков воздуха наружного и внутреннего контуров.

В двигателе применена двухвальная схема, с двумя каскадами компрессора и двумя контурами потока воздуха — наружным и внутренним.

Двухступенчатая первая турбина приводит во вращение высоконапорный компрессор второго каскада, нагнетающий воздух во внутренний контур двигателя; а двухступенчатая вторая турбина приводит во вращение низконапорный компрессор первого каскада компрессора, подающий сжатый воздух как в наружный, так и во внутренний контуры двигателя.

Двухвальная схема позволяет значительно улучшить эксплуатационные данные двигателя, облегчить запуск и улучшить приемистость в широком диапазоне температур наружного воздуха. Управление двигателем осуществляется с помощью рычага. Останов двигателя осуществляется рычагом останова. Управление реверсом осуществляется с помощью рычага, смонтированного на рычаге управления двигателем.

Для обеспечения максимальной безопасности полета самолета двигатель оборудован автоматическим противообледенительным устройством, внутренней и внешней системами пожаротушения, системами сигнализации о появлении стружки в масле, замера вибрации корпуса и ограничения максимальной температуры газов за турбиной.

Двигатель состоит из следующих основных узлов и систем:

- основного четырехступенчатого компрессора первого каскада;
- разделительного корпуса с коробками приводов агрегатов;
- осевого десятиступенчатого компрессора второго каскада;
- трубчато-кольцевой камеры сгорания с двенадцатью жаровыми трубами;

- двухступенчатой первой газовой турбины;
- двухступенчатой второй газовой турбины;
- реверсивного устройства;
- реактивного сопла-смесителя;
- системы смазки и суфлирования;
- системы топливопитания и автоматики;
- системы запуска;
- противопожарной системы;
- наружной арматуры и деталей крепления двигателя на самолете.

Основные технические данные двигателя Д-30

II серии

(Для взлетного режима при стандартных атмосферных условиях у земли)

Тип двигателя	Двухконтурный, газотурбинный
Число оборотов ротора компрессора высокого давления	11550 об/мин
Число оборотов ротора компрессора низкого давления	7700 об/мин
Суммарная степень сжатия компрессоров	18,4
Степень двухконтурности (отношение расхода воздуха в наружном контуре к расходу во внутреннем)	1,0
Компрессор	Осевой, двухкаскадный
Количество ступеней:	
- компрессора низкого давления	4
- компрессора высокого давления	10
Камера сгорания	Трубчато-кольцевая
Турбина	Осевая, четырехступенчатая
Реактивное сопло	Сопло-смеситель дозвуковое, нерегулируемое
Применяемое топливо	Т-1, ТС-1
Применяемое масло	Минеральное масло МК-8П. Синтетическое масло ВНИИ НП50-1-40
Длина двигателя	4733,5 мм
Диаметр двигателя	1050 мм

Сухой вес двигателя (без самолетных агрегатов)	1765 кг
Тяга на взлете ($H=0$; $V=0$)	6800 кг
Удельный расход топлива на взлете	0,620 кг топлива/кг.т.час
Тяга на крейсерском режиме длительного полета ($H=11$ км; $M=0,82$)	1600 кг
Удельный расход топлива на крейсерском режиме длительного полета ($H=11$ км, тяга-1300 кг)	0,765 кг топлива/кг.т.час

УСТАНОВКА ДВИГАТЕЛЕЙ

Двигатели крепятся в гондолах, установленных на пилонах в хвостовой части фюзеляжа. Относительно оси фюзеляжа в плане ось гондолы развернута на угол 4° .

Каждая гондолоа состоит из трех частей: передней, средней и задней.

Передняя часть гондолы (воздухозаборник) оборудована противообледенительным устройством и отделена от средней части противопожарной перегородкой.

Средняя часть гондолы является силовой. В ней установлены узлы крепления двигателя и узлы крепления гондолы к фюзеляжу.

Задняя часть гондолы - съемная.

Для подхода и обслуживания агрегатов и систем двигателя на гондоле предусмотрены люки и откидные нижние крышки.

СИСТЕМА ПИТАНИЯ ТОПЛИВОМ

Топливная система состоит из топливных баков и систем, обеспечивающих бесперебойную подачу необходимого количества топлива к двигателям. Все топливо размещается в шести отсеках кессонной части крыла - кессон-баках. Общая емкость всех баков при удельном весе $0,8 \text{ г/см}^3$ составляет 13200 кг.

Система подачи топлива к двигателям выполнена отдельной. Левый двигатель и двигатель вспомогательной силовой установки питаются из баков левого полукрыла, а правый двигатель - из баков правого полукрыла.

Заправка баков осуществляется под давлением через одну горловину, выполненную по международным стандартам.

Дренажная система - открытого типа. Она обеспечивает раздельное сообщение баков левой и правой половин крыла с атмосферой при различных эволюциях самолета.

Контроль за расходом топлива ведется с помощью емкостных топливомеров,

расходомеров топлива и световых сигналов, показывающих очередность расходования, включение подкачивающих электронасосов и остаток топлива 2400 кг.

УПРАВЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯМИ

Управление двигателями осуществляется рычагами, установленными на левом и правом пультах в кабине пилотов. Требуемый режим работы двигателей на земле и в полете обеспечивается установкой рычагов управления (РУД) в определенное положение и автоматически сохраняется на всех высотах и скоростях полета. Управление реверсом тяги производится рычагами реверса, смонтированными на рычагах управления двигателями первого пилота.

Запуск двигателя осуществляется воздушным стартером, который питается от вспомогательной силовой установки (ВСУ) или наземной установки воздушного запуска (УВЗ).

СИСТЕМА ПИТАНИЯ МАСЛОМ

Для каждого двигателя на самолете смонтирована отдельная масляная система представляющая собой замкнутый контур. Циркуляция масла осуществляется по схеме: маслобак - двигатель - топливно-масляный радиатор - маслобак. Маслобак установлен в передней части гондолы двигателя.

Работа системы контролируется по давлению, температуре масла и сигнальной лампе "Стружка в масле".

ПРОТИВОПОЖАРНАЯ СИСТЕМА

На самолете выполнен ряд конструктивных мероприятий, направленных на предотвращение возникновения пожара, а также обеспечена возможность эффективного тушения пожара в случае его возникновения. Мерами профилактики против пожара являются: широкое применение невоспламеняющихся материалов в отделке пассажирских салонов, установка жаропрочных противопожарных перегородок и распыляющих коллекторов.

На самолете установлены две самостоятельные системы тушения пожара:

- в гондолах двигателей и ВСУ;
- внутри двигателей.

Система тушения в мотогондолах и ВСУ имеет 6 огнетушителей, заряженных огнегасящим составом фреон II4B₂ и срабатывающих в три очереди по 2 огнетушителя в каждой.

Приведение в действие огнетушителей I-й очереди осуществляется автомати-

чески от системы сигнализации ССП-2А, а огнетушителей 2-й и 3-й очередей - вручную нажатием кнопок на верхнем электропитке пилотов.

Система тушения пожара внутри двигателей имеет 2 огнетушителя, заряженных огнегасящим составом Фреон II4В₂ и срабатывающих в две очереди по одному огнетушителю в каждой.

Приведение в действие огнетушителей первой очереди осуществляется вручную нажатием соответствующих кнопок "Включение противопожарной системы внутри двигателей". Вторая очередь огнетушителей в любой из двигателей включается нажатием кнопки включения II очереди после расходования I очереди.

Для ликвидации пожара в пассажирских салонах, кабине экипажа и багажных помещениях имеются четыре переносных огнетушителя, устанавливаемые в гардеробе экипажа, на продольной перегородке переднего багажного отделения и в хвостовой части пассажирского салона.

Работа системы пожаротушения в отсеке ВСУ осуществляется в таком же порядке, как и в отсеках силовых установок. Причем, при срабатывании противопожарной системы выключается двигатель ТА-8 и закрывается воздухозаборное устройство ВСУ.

При обнаружении пожара на земле в отсеке ВСУ необходимо выключить главный выключатель питания запуска. При посадке самолета с убраннным шасси и срабатывании ударных механизмов огнегасящий состав подается в отсеки основных силовых установок для предотвращения пожара.

ВСПОМОГАТЕЛЬНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

Вспомогательная силовая установка расположена в хвостовой негерметической части фюзеляжа за техническим отсеком управления.

Она предназначена для питания самолетных систем горячим сжатым воздухом и электроэнергией постоянного тока на аэродромах, расположенных на высоте до 3000 м над уровнем моря. В полете разрешается использовать ее только в аварийной ситуации и на высоте 3000 м и ниже для питания самолетной электросети.

На аэродромах от ВСУ могут одновременно отбираться воздух и электроэнергия в следующих вариантах:

- воздух в систему кондиционирования, электроэнергия до 12 кВт;
- воздух в систему запуска основных двигателей, электроэнергия до 10 кВт.

В полете от ВСУ отбирается электроэнергия постоянного тока до 12 кВт.

ВСУ обеспечивает самолету на аэродромах полную автономность в процессе предполетной подготовки (кондиционирование воздуха в салоне, электропитание

Проведены испытания 307.1.,
307.1М-1А

бортсети и запуск основных двигателей), а в полете — большую безопасность.

ВСУ состоит из газотурбинного двигателя ТА-8 и систем, обеспечивающих его крепление и работу на борту самолета в указанных выше условиях.

Органы управления и приборы контроля ВСУ при работе на земле смонтированы на щитке контроля и запуска ВСУ, на левой стенке прохода в кабину пилотов, рядом с панелью АЗС.

Проведены облеты
550ДМ, 550ДМ-АН



Г л а в а У I

К О Н С Т Р У К Ц И Я С А М О Л Е Т А

КОНСТРУКЦИЯ ПЛАНЕРА

Планер самолета состоит из следующих частей: фюзеляжа, крыла, горизонтального и вертикального оперения, гондол для уборки главных ног шасси, расположенных на крыле, и гондол двигателей, крепящихся посредством пилонов к хвостовой части фюзеляжа.

Фюзеляж состоит из носовой, средней и хвостовой частей. Носовая и средняя части фюзеляжа представляют собой единую герметическую кабину, в которой размещаются экипаж, пассажиры, буфет, гардероб и багаж. Хвостовая часть фюзеляжа — негерметическая, в ней размещается вспомогательная силовая установка (ВСУ).

Конструктивно фюзеляж выполнен в виде сигарообразного тела с гладкой рабочей обшивкой, подкрепленной набором шпангоутов и стрингеров.

Для посадки и выхода пассажиров в передней части пассажирской кабины по левому борту имеется входная дверь. Кроме того, имеются четыре запасных выхода на крыло — по два на каждом борту.

Загрузка переднего багажника осуществляется через служебный вход, расположенный по правому борту в носовой части фюзеляжа. Загрузка заднего багажника обеспечивается через люк на правом борту.

Каркас бытового оборудования пассажирской кабины состоит из перегородок, панелей стен и потолка и багажных полок.

Перегородки изготовлены из плит пенопласта, панели стен — из фанеры, каркасы багажных полок — из магниевых сплавов и фанеры.

Под полом носовой части фюзеляжа установлена передняя нога шасси, убирающаяся в негерметический отсек. В хвостовой части фюзеляжа к силовым шпангоутам крепится вертикальное и горизонтальное оперение и гондолы двигателей. В хвостовой части фюзеляжа также установлены органы управления рулем направления и рулем высоты.

Крыло состоит из пяти отдельных отсеков: центроплана, двух средних и двух отъемных частей. На верхней поверхности средних частей крыла установлено по два аэродинамических ребра.

Носок крыла представляет собой воздушнотепловой противообледенитель.



Основным силовым элементом крыла является кессон, образованный передним и задним лонжеронами и верхними и нижними панелями, расположенными между лонжеронами.

Продольный силовой набор кессона состоит из лонжеронов и стрингеров, а поперечный набор — из нервюр.

Кессоны средних и отъемных частей крыла выполнены герметическими и используются для размещения топлива.

На средних частях крыла установлены главные ноги шасси, гондолы для их уборки, внутренние и внешние закрылки и интерцепторы.

На отъемных частях крыла закреплены разрезные элероны. На внутренних элеронах установлены триммеры-флетнеры, на внешних элеронах — флетнеры.

Закрылки — двухцелевые, выдвигаются назад по рельсам с помощью винтовых подъемников.

Хвостовое оперение — Т-образное, стреловидное. Вертикальное оперение состоит из фюзеляжа, киля и руля направления. Горизонтальное оперение состоит из стабилизатора с рулем высоты, закрепленного в верхней части киля.

Стабилизатор — переставной, с электромеханизмом, состоит из двух консолей.

Киль и стабилизатор — двухлонжеронной конструкции, основным силовым элементом которой является кессон, образованный у киля передним и задним лонжеронами и левой и правой панелями, а у стабилизатора — передним и задним лонжеронами и верхней и нижней панелями.

Продольный силовой набор киля и стабилизатора состоит из лонжеронов и стрингеров, поперечный — из нервюр.

Руль направления и рули высоты имеют осевую компенсацию, весовую балансировку и снабжены: руль направления триммером-флетнером, рули высоты — триммерами.

Для предотвращения обледенения в полете носок киля выполнен в виде воздушного теплового противообледенителя, а носки стабилизатора имеют электрический обогрев.

Гондолы двигателей имеют круглое сечение и конструктивно состоят из шпангоутов, стрингеров и обшивки.

В качестве основных материалов в конструкции планера применены высокопрочные алюминиевые сплавы и легированные стали.

УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ

Основными органами управления самолетом относительно его трех взаимно

перпендикулярных осей являются руль высоты, руль направления и элероны. Все они приводятся в действие при помощи очинарных жестких систем, соединенных с колонками, штурвалами управления и педалями первого и второго пилотов. Самолетом могут управлять два рядом сидящих пилота одновременно или каждый из них в отдельности. В передней кабине (кабина экипажа) для каждого пилота установлены: колонка управления рулем высоты, обеспечивающим продольное управление самолетом относительно его поперечной оси; штурвал управления элеронами, обеспечивающими поперечное управление самолетом относительно его продольной оси; педали управления рулем направления, обеспечивающим путевое управление самолетом относительно его вертикальной оси.

Кроме этих основных органов управления, на самолете имеются переставной в полете стабилизатор, закрылки и интерцепторы.

Управление стабилизатором – электромеханическое и осуществляется первым или вторым пилотами с помощью переключателей, которыми приводится в действие электромеханизм управления стабилизатором МУС-7А.

Управление закрылками – электромеханическое и осуществляется первым или вторым пилотами посредством переключателей.

Управление интерцепторами – электрогидравлическое и производится первым пилотом с помощью переключателя и кнопки.

Основные органы управления снабжены триммерами (руль высоты) и триммерами-флетнерами. Триммеры руля высоты служат только для балансировки самолета относительно поперечной оси (продольная балансировка), а триммеры руля направления и элеронов одновременно являются флетнерами (триммеры-флетнеры) и, помимо балансировки самолета соответственно относительно вертикальной и продольной осей, выполняют задачу разгрузки путевого и поперечного управления самолетом от чрезмерных аэродинамических нагрузок.

Управление триммерами руля высоты осуществляется с помощью двух систем:

1) электрической (основной), приводимой в действие электромеханизмом УТ-15, который включается в работу первым или вторым пилотами с помощью переключателей, установленных на штурвалах управления элеронами, автоматом триммирования АТ-2 при включении БСУ-ЗП или продольным каналом автопилота АП-134 при включении АБСУ-134.

2) механической – тросовой (дублирующей), приводимой в действие вращением штурвалов, установленных на пультах первого и второго пилотов.

Управление триммером руля направления и триммерами элеронов – электрическое.

Электромеханизм управления триммером руля направления МП-100МТ-18 и оба (правый и левый) электромеханизма управления триммерами элеронов МП-100МТ-20 приводятся в действие с помощью переключателей, установленных на пульты управления триммерами первого и второго пилотов.

В системе управления рулем направления установлен необратимый однокамерный гидроусилитель ГУ-108Д, который включается в работу с помощью переключателя, установленного на верхнем электроштыке пилотов.

В системах управления рулем высоты и элеронами гидроусилителей нет.

На самолете установлена автономная гидравлическая система с насосной станцией НС-45 для питания рабочей жидкостью гидроусилителя ГУ-108Д в случае выхода из строя основной гидросистемы самолета.

Нормально управление рулем направления производится с помощью гидроусилителя, работающего от основной гидросистемы или, в случае отказа основной, от автономной. Переключение с основной на автономную происходит автоматически или принудительно. При отказе в работе обеих гидросистем (основной и автономной) или неисправности гидроусилителя предусмотрена возможность перехода на безбустерное (без гидроусилителя) ножное управление рулем направления.

Управление рулем высоты и элеронами – ручное и не связано с гидросистемами самолета. Нагрузка на колонке и штурвале управления создается за счет аэродинамических шарнирных моментов, возникающих на руле высоты и элеронах по мере их отклонения от нейтрального положения в полете.

В целях улучшения характеристик зависимости усилий на штурвале от изменения угла отклонения элеронов (угла отклонения штурвала) в системе управления элеронами установлен специальный пружинный загрузчик, который создает дополнительную нагрузку на штурвале по мере поворота последнего. Этот пружинный загрузчик включен в систему управления элеронами постоянно.

Установленный в системе управления рулем направления необратимый гидроусилитель ГУ-108Д воспринимает на себя полностью всю нагрузку от аэродинамических шарнирных моментов, возникающих на руле направления по мере его отклонения от нейтрального положения в полете. Поэтому при бустерном управлении рулем направления нагрузка на педалях создается искусственно при помощи взлетно-посадочного пружинного загрузчика.

Для ограничения углов отклонения руля направления на больших скоростях полета на самолете установлен полетный пружинный загрузчик. Включение полетного за-

грузателя в систему управления рулем направления производится автоматически при включенном гидроусилителе ГУ-108Д и уборке закрылков.

Для уменьшения, при необходимости, нагрузки на педалях от взлетно-посадочного загрузателя руля направления установлен электромеханизм триммерного эффекта, управление которым осуществляется с помощью переключателя, который при отключенном загрузателе используется для управления триммером руля направления.

На самолетах с БСУ-ЗП установлен автопилот АП-6ЕМ-ЗП, а на самолетах с АБСУ-134 - автопилот АП-134. Рулевые машины автопилота при помощи тросов и их секторов кинематически связаны с жесткими проводками систем управления элеронами, рулем высоты и рулем направления.

Для улучшения затухания боковых колебаний самолета на всех режимах полета, а также для улучшения боковой управляемости самолета на взлетно-посадочных режимах установлен двухканальный демпфер рыскания ДР-134М, исполнительные механизмы которого - рулевые агрегаты управления РАУ-108 - установлены последовательно в системе управления рулем направления.

Демпфер рыскания ДР-134М представляет собой две автономные автоматические системы, работающие независимо от пилота, в которых ход штока РАУ-108 пропорционален угловой скорости рыскания самолета, а при выпущенных закрылках - и угловой скорости крена.

Демпфер рыскания включается в управление самолетом при нормальном давлении в гидросистеме и включенном в работу гидроусилителе. В случае отказа в работе гидроусилителя ГУ-108Д или падения давления в гидросистеме самолета демпфер ДР-134М автоматически отключается.

Включение демпфера рыскания заблокировано с автопилотом: при включении курсового канала автопилота демпфер ДР-134М автоматически отключается.

Для предохранения органов управления от разбалтывания ветром при стоянке на самолете предусмотрены стопорные механизмы, управляемые рукояткой, установленной на пульте первого пилота.

Ш А С С И

Шасси самолета выполнено по трехопорной схеме и убирается в полете. Оно состоит из передней ноги, главных ног и ряда гидравлических, механических и электрических устройств, необходимых для уборки и выпуска шасси, управления поворотом колес передней ноги, сигнализации, а также для автоматического регулирования силы торможения колес главных ног, что исключает возникновение их юза. Передняя нога размещена в вертикальной плоскости

симметрии самолета и установлена под носовой частью фюзеляжа.

Главные ноги установлены под крылом справа и слева от фюзеляжа симметрично оси самолета.

Амортизационные стойки имеют масляно-пневматическую амортизацию.

Уборка и выпуск передней и главных ног шасси, а также управление поворотом колес передней ноги и торможение колес главных ног производится посредством гидравлических устройств.

В убранном положении передняя нога размещается в нише носовой части фюзеляжа, а главные ноги — в нишах специальных гондол, установленных под крылом самолета.

Люки ниш после уборки ног закрываются створками.

Для контроля уборки и выпуска шасси применены три вида сигнализации:

- световая электрическая сигнализация — посредством зеленых и красных лампочек прибора ППС-2МК;

- звуковая — посредством подачи звукового сигнала сиреной;

- визуальная — посредством металлического флажка, установленного на механизме распора передней ноги.

Органы управления шасси, световая и звуковая сигнализации размещены в кабине пилотов. Для улучшения управляемости и маневренности самолета при передвижениях по земле колеса передней ноги сделаны управляемыми, а колеса главных ног снабжены дисковыми тормозами с гидроприводом.

Управление поворотом колес передней ноги при передвижениях самолета по земле осуществляется пилотом посредством педалей ножного управления рулем направления.

Система управления поворотом колес передней ноги дает возможность:

- на рулежке поворачивать колеса влево и вправо на угол до $\pm 55^\circ$;

- при разбеге перед взлетом и на пробеге после посадки поворачивать колеса влево и вправо на угол до $8^\circ 30'$ от нейтрального положения;

- после отрыва самолета от земли при взлете автоматически отключается управление поворотом колес с установкой их в нейтральное положение в вертикальной плоскости симметрии самолета. Минимальный радиус разворота самолета на земле на малых скоростях (5–10 км/час) равен 7 метрам, считая по оси штока амортизатора той главной ноги, в сторону которой производится разворот.

При этом колеса передней ноги движутся по кривой с радиусом кривизны около 20 метров.

Гидравлическая система

Гидравлическое оборудование самолета конструктивно выполнено в виде трех самостоятельных, независимо действующих гидравлических систем: основной, тормозной и автономной.

Основная гидросистема работает от двух гидронасосов НН-43М/1, установленных непосредственно на двигателях самолета. Они создают давление в системе 210 кг/см^2 .

Основная гидросистема предназначена для выполнения следующих операций:

- уборки и выпуска шасси;
- управления поворотом колес передней ноги шасси;
- управления интерцепторами;
- управления стеклоочистителями;
- управления гидроусилителем руля направления ГУ-108Д.

Для охлаждения постоянно циркулирующей жидкости АМГ-10 в гидросистему включен холодильник.

Управление основной гидросистемой осуществляется из кабины пилотов.

Основное управление уборкой и выпуском шасси - электрогидравлическое с дистанционным электрокраном, управляемым из кабины пилотов.

Управление поворотом колес передней ноги - гидравлическое, осуществляется через педали руля направления.

Тормозная гидросистема предназначена для выполнения следующих операций:

- основного торможения колес главных ног шасси;
- аварийного торможения колес главных ног шасси;
- аварийного управления выпуском шасси.

Давление в системе создается насосом 465Д с электроприводом.

Основное управление тормозами колес осуществляется от педалей первого и второго пилотов.

Основная и тормозная гидросистемы оборудованы панелями заправки их баков под давлением.

Для уменьшения износа авиашин и предельного сокращения длины пробега при торможении в системе применен автомат торможения.

Аварийное торможение колес осуществляется от самостоятельного гидравлического аккумулятора по гидравлической схеме однопроводного действия.

Управление аварийным выпуском шасси имеет отдельный ручной кран выпуска шасси и отдельные от основной системы выпуска и уборки шасси трубопроводы, идущие к гидравлическим цилиндрам ног шасси.

Автономная гидросистема предназначена для управления гидроусилителем руля направления ИУ-108Д в случае выхода из строя основной гидросистемы самолета.

Автономная гидросистема является изолированной системой, питающейся от собственной насосной станции НС-45.

ВЫСОТНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Высотное оборудование предназначено для создания в герметической кабине нормальных условий жизнедеятельности и работоспособности членов экипажа и пассажиров как в полете, так и на земле.

В герметической кабине искусственно создается и поддерживается своя "собственная" атмосфера с давлением и температурой воздуха близкой к нормальным земным условиям.

Система кондиционирования воздуха

Надув герметической кабины и поддержание в ней определенных параметров воздуха осуществляется с помощью систем кондиционирования воздуха, автоматического регулирования давления и температуры.

Система кондиционирования воздуха обеспечивает необходимые условия для комфорта (микроклимата) в герметической кабине в полете, при рулении и стоянке самолета на земле. Система кондиционирования воздуха работает в течение всего полета, на всех высотах до расчетной.

На самолете применена система кондиционирования воздуха с отдельной подачей воздуха на вентиляцию и обогрев. Кроме того, на самолете имеются две системы автоматического регулирования давления. При нормальном режиме работает основная система автоматического регулирования давления, поддерживающая перепад давления $0,57 \text{ кг/см}^2$, а при аварийном режиме - дублирующая система, поддерживающая перепад $0,58 \text{ кг/см}^2$.

Давление в герметической кабине при нормальном режиме поддерживается автоматическим регулятором по следующему закону: до определенной высоты в кабине поддерживается давление, равное давлению аэродрома взлета. Например, давление аэродрома взлета равное 760 мм рт.ст. сохраняется до высоты 6300 м.

Далее с подъемом на высоту давление в кабине постепенно понижается, при этом сохраняется постоянный перепад давлений между кабиной и атмосферой равный $0,57 \text{ кг/см}^2$.

При выходе из строя основной системы автоматического регулирования давления в работу включают дублирующую систему регулирования давления.

В основной системе установлены соленоидные клапаны, при помощи которых можно сбросить избыточное давление в герметической кабине в полете в случае необходимости или при посадке самолета на высокогорный аэродром.

В систему кондиционирования сжатый воздух отбирается от четвертой ступени второго каскада компрессора каждого двигателя.

Температура отбираемого воздуха в зависимости от высоты полета и режима работы двигателей колеблется в пределах $+120^\circ \text{C}$ до $+300^\circ \text{C}$. Давление воздуха, поступающего от компрессоров двигателей, также изменяется в зависимости от высоты полета $1,7 \pm 0,6 \text{ кг/см}^2$.

На земле при неработающих двигателях система кондиционирования может получать сжатый воздух от вспомогательной силовой установки в количестве 3880 кг/час при давлении $3,6 \text{ кг/см}^2$ и температуре $+200^\circ \text{C}$ (параметры воздуха даны для МСА).

В систему кондиционирования введены агрегаты, поддерживающие температуру и давление воздуха, поступающего в герметическую кабину в заданных пределах. Отбираемый от компрессоров двигателей воздух используется для:

- создания перепадов давлений в герметической кабине;
- обогрева кабины и обдува остекления;
- вентиляции кабины.

Для обогрева герметической кабины воздух подводится по трубопроводам и распределяется в нижней зоне кабины с температурой $+70^\circ \text{C}$.

Регулирование температуры воздуха в салонах пассажирской кабины и кабине экипажа осуществляется автоматически или вручную.

Для системы вентиляции воздух поступает по трубопроводам и распределяется в верхних зонах кабин с температурой -10°C до $+40^\circ \text{C}$.

Предварительное охлаждение воздуха для системы вентиляции происходит в воздухо-воздушном радиаторе и в турбоохладителе.

Температура воздуха для системы вентиляции регулируется автоматически или вручную за счет перепуска воздуха помимо ВЕР и ТХ или ТХ.

Таким образом, кондиционированный воздух, распределяясь по воздухопроводам, коробам и панелям обогрева, обеспечивает равномерную температуру и достаточную вентиляцию во всех точках герметической кабины.

Расход воздуха по системам вентиляции и обогрева обеспечивает 24+32-кратный обмен в герметической кабине, в зависимости от режима работы двигателей, высоты и скорости полета самолета.

В кабине экипажа, имеющей наибольшие теплопотери за счет большой поверхности остекления, предусмотрено управление обогревом кабины и обдувом стекол фонаря, что значительно улучшает условия работы членам экипажа.

Управление и контроль за системой кондиционирования воздуха осуществляется, в основном, со щитка кондиционирования и правой приборной доски пилота.

Для охлаждения герметической кабины на земле в жаркое время года и подогрева ее в холодное время в фюзеляже самолета предусмотрены штуцеры для подключения шлангов от наземных установок кондиционирования воздуха.

ТЕПЛОЗВУКОИЗОЛЯЦИЯ

Для уменьшения теплопотерь и снижения уровня шума от работающих двигателей фюзеляж внутри покрыт теплозвукоизоляционными панелями. Все панели выполнены несъемными.

В подпольной части герметической кабины верхний слой панелей оклеивается материалом АЗТ.

Материалом АЗТ также оклеиваются панели верхнего слоя в районе кабины экипажа и в местах труднодоступных для монтажа и установки теплозвукоизоляции.

Верхний слой панелей над полом между шпангоутами 10+55 оклеен материалом СТФ.

В заднем багажнике и в местах прохождения воздухопроводов систем обогрева и противобледенителей устанавливаются панели из материала АТМ-3, обшитые материалом АНТМ-1.

Во всех остальных местах теплозвукоизолирующим материалом является АТМ-1.

ПРОТИВООБЛЕДЕНТЕЛИ

Для обеспечения безопасного полета в условиях обледенения на передних кромках крыла, кляя, носков воздухозаборников, передней части двигателя (БНА

и кок), на обзорных стеклах пилотов и штурмана установлены противообледенительные устройства. Носки крыла, киля, воздухозаборников и передняя часть (ВНА и кок) двигателей имеют тепловой воздушный противообледенитель. Горячий воздух в противообледенительные устройства поступает по воздухопроводам из-за пятой или десятой ступени второго каскада компрессора каждого двигателя. При отказе одного из двигателей обеспечивается питание горячим воздухом противообледенительных устройств правого и левого полукрыльев. Включение противообледенителей — электрическое, производится открытием запорных кранов с верхнего электрощитка пилотов, причем подача горячего воздуха в носки воздухозаборников, лопаток ВНА и коков двигателей — совместная. Контроль за работой противообледенителей крыла и киля обеспечивается указателем температуры ТЦТ-13, расположенным на щитке мотоприборов и ВСУ. Датчик ТЦТ-1 находится в трубопроводе при входе в правый носок крыла.

На передней кромке стабилизатора установлены электротермические противообледенители.

Общее потребление электроэнергии противообледенителем составляет не более 550 А.

Включение в работу электрического противообледенителя стабилизатора производится с помощью выключателя, установленного на верхнем электрощитке пилотов. Контроль за нормальной работой электрического противообледенителя стабилизатора осуществляется по сигнальному табло, установленному на приборной доске второго пилота.

Обзорные стекла пилотов и штурмана — силикатные и имеют молекулярный пленочный обогрев. Пленочный электронагреватель стекол питается переменным током 115 В, 400 Гц. Остальные стекла фонарей из плексигласа обдуваются горячим воздухом из системы обогрева кабины. Включение обогревателя стекол производится с рабочих мест экипажа: у пилотов — с верхнего электрощитка пилотов, у штурмана — с электрощитка штурмана. Для предохранения от перегрева стекол установлен автомат АОО-81М, регулирующий нагрев стекол.

Для очистки смотровых стекол фонаря от дождя и мокрого снега на самолете установлены стеклоочистители с гидравлическим приводом. Включение стеклоочистителей производится открытием крана подачи гидросмеси в гидравлические приводы. Краны установлены у первого и второго пилотов.

КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Кислородное оборудование на самолете предназначено для обеспечения кислородом первого пилота на все время полета, остальных членов экипажа и бортипроводника для целей профилактики против утомляемости и терапевтически больных пассажиров, ощущающих кислородное голодание во время нормального полета.

На самолете установлено стационарное и переносное кислородное оборудование. Стационарное кислородное оборудование предназначено для питания членов экипажа на их рабочих местах. Переносное кислородное оборудование предназначено для питания кислородом членов экипажа и бортипроводника при передвижении их в разгерметизированной кабине или во время пожара в полете и для питания терапевтически больных пассажиров, ощущающих кислородное голодание в нормальном полете.

В стационарное кислородное оборудование входят:

- кислородные приборы КП-24М;
- кислородный баллон емкостью 92 литра;
- щиток бортзарядки;
- трубопроводы из материала АМГ-М.

В переносное кислородное оборудование входят:

- три кислородных прибора КП-19 с баллоном емкостью 7,8 литра для членов экипажа и бортипроводников;
- четыре переносных прибора КП-21 с кислородными баллонами емкостью 1,7 литра каждый для пассажиров.

Кислородная система самолета позволяет в случае крайней необходимости произвести в полете зарядку переносных баллонов от кислородной бортовой сети, для чего на самолете установлен шланг зарядки.

АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ САМОЛЕТА НА ЗЕМЛЕ

В случае вынужденной посадки и необходимости экстренного покидания самолета пассажирами и экипажем в правом и левом бортах фюзеляжа имеются, кроме входной и служебной дверей, по два аварийных люка с выходом на крыло.

Таким образом, пассажиры и экипаж при необходимости могут покинуть самолет:

- на левый борт: через входную дверь размером 1610x700 мм (выход I типа) и через два аварийных люка размером 586x600 мм (выходы IV типа);
- на правый борт: через служебную дверь размером 1250x750 мм (выход I типа) и через два аварийных люка размером 586x600 мм (выходы IV типа).

Проведены испытания 507ДМ,
507ДМ-АН

Экипаж имеет возможность также покинуть самолет через форточки в кабине экипажа. На самолете имеются следующие аварийно-спасательные средства: надувной резиновый трап ТН-3, установленный у входной двери; желоб-лоток, установленный в гардеробе экипажа или в переднем багажном отделении; два топора, установленные в переднем багажном отделении и в хвостовой части кабины; спасательные канаты с узлами, установленные у аварийных люков и у форточек фонаря кабины пилотов; четыре огнетушителя, установленные в гардеробе экипажа, в переднем багажном отделении и хвостовой части пассажирской кабины; две аварийно-спасательные радиостанции, установленные в переднем багажном отделении; трап, установленный НА САМОЛЕТАХ ПО № 2101 на стенке переднего багажного отделения со стороны прохода в кабину экипажа или НА САМОЛЕТАХ С № 2102 в переднем багажном отделении; ограничительные ленты, установленные в проемах входной и служебной дверей.

Двери и люки открываются как изнутри, так и снаружи для оказания необходимой помощи извне. Для того, чтобы экипаж не забыл перед взлетом открыть защелки замков, сигнализация замков выведена на верхний электропиток пилотов. Об открытии дверей и багажного люка сигнализирует также лампочка на верхнем электропитке пилотов. При перелетах над водными пространствами в комплект оборудования самолета входят индивидуальные спасательные жилеты АСЖ-63П, которые размещаются для пассажиров под их сиденьями, а для экипажа — в переднем багажном отделении. На самолете предусмотрено место для размещения 3-х комплектов 26-местных спасательных плотов с аварийными запасами и радиомаяками^{х)}.

В случае вынужденной посадки на воду самолет сохраняет положительную плавучесть с надежным запасом и достаточную продольную и поперечную устойчивость. Пассажиры покидают при этом самолет через бортовые аварийные люки и входные двери, пользуясь спасательными канатами.

САНТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Сантехническое оборудование состоит из системы водопровода и системы канализации. Санузел расположен в хвостовой части фюзеляжа за пассажирской кабиной в зоне шпангоутов № 45-48.

В оборудование санузла входят следующие основные агрегаты:

- водобак емкостью 55 литров для умывальников;
- два умывальника, имеющие краны-смесители для подачи холодной и горячей воды;
- два унитаза;
- два фильтра с электронасосами для промывания унитазов. Насосы включаются педалью;
- сливной бак емкостью 150 литров.

^{х)} Плоты устанавливаются на самолетах с I209.

Проведены бюллетени:
507ДМ, 507ДМ-АН.



Заправка санузла водой, химжидкостью и промывка системы осуществляется через водозаправочную и сливную панели, расположенные на обшивке фюзеляжа. Штуцеры выполнены по международным нормам.

Вода из водобака в умывальники и в сливной бак поступает самотеком.

Система канализации – замкнутая, рециркуляционного действия с применением специальной химжидкости (18 литров), которая заправляется перед полетом в сливной бак.

Г л а в а У П

А В И А Ц И О Н Н О Е О Б О Р У Д О В А Н И Е

На самолете установлено современное аэронавигационное оборудование, обеспечивающее автоматическое вождение самолета по трассам и автоматическое выполнение захода на посадку в сложных метеорологических условиях.

I. РАДИООБОРУДОВАНИЕ

Радиооборудование самолета подразделяется на оборудование:

- внутренней связи и оповещения;
- внешней связи;
- навигационно-посадочное;
- радиолокационное.

ОБОРУДОВАНИЕ ВНУТРЕННЕЙ СВЯЗИ И ОПОВЕЩЕНИЯ

Оборудование внутренней связи и оповещения состоит из:

- самолетного переговорного устройства СПУ-7;
 - самолетного громкоговорящего устройства СГУ-15 с магнитофоном "Арфа" х)
- или самолетной громкоговорящей системы СГС-25;
- магнитофона МС-61Б.

Самолетное переговорное устройство СПУ-7

СПУ-7 предназначено для внутренней телефонной связи между всеми членами экипажа самолета и для выхода членов экипажа на бортовые радиосредства внешней связи (радиостанции ЛАНДЫШ или БАКЛАН и МИКРОН) и навигации (АРК-15 или АРК-15М, КУРС-МП-2, СД-67 или СД-67М, РВ-5, РСБН-2с).

Самолетное громкоговорящее устройство СГУ-15 с магнитофоном

"Арфа" или самолетная громкоговорящая система СГС-25

СГУ-15 или СГС-25 предназначены для оповещения пассажиров первым пилотом и бортовым проводником, для прослушивания членами экипажа с помощью громкоговорителей всей

х) Магнитофон "Арфа" устанавливается на самолетах с I506.

информации, проходящей через абонентский аппарат СПУ-7 первого пилота, для двусторонней телефонной связи между первым пилотом и бортипроводником с использованием СПУ-7, прослушивания пассажирами музыкальных (и других) программ с магнитофона.

Магнитофон МС-6ГБ

МС-6ГБ предназначен для регистрации всей информации, принимаемой и передаваемой первым пилотом по сетям внутренней и внешней связи.

ОБОРУДОВАНИЕ ВНЕШНЕЙ СВЯЗИ

Оборудование внешней связи состоит из:

- радиостанция МИКРОН;
- радиостанция ЛАНДЫШ или БАКЛАН (сдвоенный комплект);

Радиостанция МИКРОН

Приемо передающая КВ радиостанция МИКРОН предназначена для дальней беспойсковой и бесподстроечной телефонной связи экипажа самолета с диспетчерскими пунктами аэропортов международных и внутрисоюзных линий гражданской авиации.

Радиостанция ЛАНДЫШ или БАКЛАН

Приемо передающая УКВ радиостанция предназначена для беспойсковой и бесподстроечной телефонной связи экипажа самолета с диспетчерскими пунктами международных и внутрисоюзных линий гражданской авиации, а также с экипажами других самолетов на этих линиях. На самолете установлены две радиостанции на общей амортизационной раме.

НАВИГАЦИОННО-ПОСАДОЧНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Навигационно-посадочное оборудование самолета состоит из:

- навигационно-посадочной системы КУРС-МП-2 ;
- двух автоматических радиоконпасов АРК-15 (АРК-15М);
- самолетного дальномера СД-67 (СД-67М);

- радиовысотомера РВ-5;
- радиотехнической системы ближней навигации и посадки РСБН-2с.

Навигационно-посадочная система "КУРС-МП-2"

Система "КУРС-МП-2" предназначена для инструментального самолетовождения по радиомаякам международной системы ближней навигации VOR и выполнения захода на посадку по радиомаякам международной системы посадки ILS и системы посадки СП-50М, применяемой в Советском Союзе.

Система "КУРС-МП-2" совместно с системой БСУ-ЗП используется для автоматического и полуавтоматического захода на посадку.

"КУРС-МП-2" состоит из двух полукомплектов (двух комплектов основных блоков), что обеспечивает одновременную работу с радиомаяками VOR, ILS, дублирование пролета по радиомаякам VOR и автоматическое резервирование при заходе на посадку.

Автоматический радиокompас АРК-15 (АРК-15М)

АРК-15 (АРК-15М) предназначен для инструментального самолетовождения по приводным и широкопередаточным радиостанциям на внутрисоюзных и международных линиях, а также для выполнения захода самолета на посадку по системам СП-50 и ОСП-48, применяемых в Советском Союзе.

АРК-15 (АРК-15М) может использоваться в качестве связного приемника в диапазонах средних и длинных волн.

Самолетный дальномер СД-67 (СД-67М)

Самолетный дальномер предназначен для измерения расстояния между самолетом и радиомаяками-ответчиками международной системы ближней навигации DME



Радиовысотомер РВ-5

Радиовысотомер РВ-5 предназначен для измерения истинной высоты полета самолета (от 0 до 750 м) независимо от характера местности и метеорологических условий, а также для сигнализации заданных ("опасных") высот.

Радиовысотомер работает в международном диапазоне частот.

РВ-5 обеспечивает выдачу сигналов "опасной" высоты в системе СПУ-7 и на табло опасных режимов.

Радиотехническая система ближней навигации и посадки РСБН-2с

Радиотехническая система РСБН-2с предназначена для самолетовождения по наземным радиомаякам системы РСБН-2с и выполнения захода на посадку по наземным радиомаякам ПРМГ-4 в сложных метеорологических условиях.

Система устанавливается на самолет по договоренности с заказчиком.

РАДИОЛОКАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Радиолокационное оборудование самолета состоит из:

- радиолокатора обзора земли РОЗ-I;
- радиолокационного ответчика СОМ-64.

Радиолокатор обзора земли РОЗ-I

Радиолокатор РОЗ-I обеспечивает:

- радиолокационный обзор земной поверхности в навигационных целях;
- обнаружение грозových фронтов;
- измерение угла сноса (в случае отказа ДИСС).

Радиолокатор выполнен в виде отдельных блоков, соединенных между собой многопроводными и коаксиальными кабелями.

Самолетный ответчик ССМ-64

Самолетный ответчик ССМ-64 работает в системе управления воздушным движением и предназначен для автоматической передачи отметки опознавания и информации о номере самолета и высоте полета.

ССМ-64 обеспечивает работу с диспетчерскими радиолокационными станциями и посадочными радиолокаторами, оборудованными аппаратурой приема и отображения информации от ответчика (типа "Номер-Т" и ее модификациями) на территории СССР, а также со вторичными зарубежными радиолокационными системами АТС RBS.

2. ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Комплекс пилотажно-навигационного оборудования, установленного на самолете Ту-134А, позволяет автоматизировать полет по всей траектории полета с высоты 200 м при наборе и до высоты 50-60 м при заходе на посадку.

На самолете Ту-134А устанавливается следующее пилотажно-навигационное оборудование:

- бортовая система управления заходом на посадку БСУ-ЗП;
- курсовая система КС-8;
- дистанционный авиагоризонт АГД и система сигнализации предельных кренов (для самолетов, где установлена эта система);
- автомат углов атаки, скольжения и перегрузок АУАСП-1БКР;
- навигационная автономная система ЛНСС-О13-134;
- система сигнализации опасной скорости сближения с землей СССР;
- барометрические приборы;
- приборы различного назначения.

Проведены испытания
423ДМ, 428ДМ-АН, 521ДМ,
521ДМ-АН.

Бортовая система управления заходом на посадку

БСУ-ЗП

Бортовая система управления заходом на посадку предназначена для непрерывного автоматического управления самолетом как в режиме навигации, начиная с высоты 200 м, так и в режиме захода на посадку до высоты 50-60 м.

Система БСУ-ЗП обеспечивает:

- стабилизацию самолета вокруг центра тяжести относительно трех осей и его управление с помощью автопилота АП-6ЕМ-ЗП, на всех эксплуатационных режимах, начиная с высоты 200 м;
- автоматическое выдерживание заданной линии пути при совместной работе с навигационной автономной системой;
- выполнение автоматического захода на посадку по I-ой категории ИКАО и полуавтоматическое управление самолетом при заходе на посадку до высоты 50-60 м по директорным приборам аппаратуры ПУТЬ-4МПА .

Бортовая система БСУ-ЗП представляет собой объединенную систему управления самолетом, включающую в себя автопилот АП-6ЕМ-ЗП, пилотажно-навигационную систему ПУТЬ-4МПА и автомат триммирования АТ-2.

В зависимости от надобности используется либо вся система БСУ-ЗП, либо ее отдельные составные части (автопилот с автоматом триммирования, система ПУТЬ-4МПА).

Курсовая система КС-8

Курсовая система КС-8 предназначена для определения и указания истинного или ортодромического курса, выдачи сигналов курса потребителям, а также для индикации курсовых углов и пеленгов радиостанций.

Дистанционный авиагоризонт АД и система сигнализации
предельных кренов (для самолетов, где установлена эта система)

Дистанционный авиагоризонт предназначен для обеспечения пилоту естественной легко воспринимаемой крупномасштабной индикации положения самолета в широком диапазоне углов крена и тангажа при сохранении правильных показаний после любых эволюций, встречающихся в практике пилотирования современных самолетов. Для предотвращения выхода самолета в полете на предельные крены введена система световой и звуковой сигнализаций предельных кренов.

Автомат углов атаки и перегрузок АУАСП-15КР

Автомат углов атаки и перегрузок предназначен для определения в полете в каждый момент времени значений текущего ($\alpha_{\text{тек.}}$) и критического ($\alpha_{\text{кр.}}$) углов атаки и вертикальных перегрузок (n_y).

Навигационная автономная система ДИСС-ОІЗ-І34

Навигационная автономная система ДИСС-ОІЗ-І34 предназначена для:

- непрерывного измерения текущих величин путевой скорости, угла сноса и индикации этих величин на визуальном приборе;
- непрерывного счисления места самолета и выдачи координат места самолета в прямоугольной системе координат на визуальный прибор;
- автоматического выдерживания самолета на заданной линии пути при работе ДИСС-ОІЗ-І34 совместно с автопилотом АП-6ЕМ-ЗП.

В навигационную автономную систему ДИСС-ОІЗ-І34 входят:

- доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса;
- автономное навигационное устройство АНУ-І.

Барометрические приборы

Комбинированный указатель скорости КУС-730/ІІ00 предназначен для измерения приборной и истинной скорости полета, в диапазоне высот от 0 до 15000 м.

Барометрический высотомер ВМ-15К предназначен для определения барометрической (относительной) высоты полета самолета в диапазоне от 0 до 20000 м.

Проведены облеты
428ДМ, 428ДМ-АН, 539ДМ,
539ДМ-АН.

Вариометр ВАР-30-М предназначен для определения вертикальной составляющей скорости набора высоты или снижения самолета в диапазоне $0 \div 30$ м/сек.

Вариометр ВАР-75М используется при аварийном снижении.

Измеритель числа М (МС-I). Достижение предельного значения числа М в полете ($M=0,82$) сигнализируется загоранием лампы "М велико".

Сигнализатор скоростного напора ССН-0,185. Достижение в полете предельного значения скоростного напора ($q_{\text{дин.мах}} = 1850 \text{ кг/м}^2$) сигнализируется загоранием лампы "Скорость велика".

Высотомер УВИЦ-30-15К предназначен для выдачи относительной барометрической высоты полета в виде визуальных показаний, а также выдачи информации в ответчик СОМ-64.

Приборы различного назначения

Часы АЧС предназначены для измерения текущего времени и времени полета.

Рентгенометр ДР-3А-I предназначен для измерения уровня радиации в месте нахождения самолета.

3. ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ

Для питания установленных на самолете потребителей постоянным током с напряжением 27 В, переменным током с напряжением 115 В и 36 В частотой 400 Гц служат три самостоятельные сети:

- сеть постоянного тока 27 В;
- сеть однофазного переменного тока 115 В 400 Гц;
- сеть трехфазного переменного тока 36 В 400 Гц.

Основной сетью электроснабжения является сеть постоянного тока.

Питание сетей переменного тока осуществляют электромеханические преобразователи, преобразуя постоянный ток в переменный.

Источники электроэнергии

Источниками электроэнергии постоянного тока являются четыре генератора ГС-18Т0 или ГС-18М0^{ж)} с общей номинальной мощностью 72 кВт, установленные по два на каждом двигателе. Генераторы имеют привод от вала двигателя через редуктор.

В случае выхода из строя двух генераторов, два других обеспечивают питание приборов и аппаратуры, необходимых для продолжения и завершения полета.

Номинальный ток одного генератора - 600 А.

Аварийными источниками питания сети являются генератор ГС-12Т0, установленный на ВСУ, одна аккумуляторная батарея I2САМ-55 или две аккумуляторные батареи 2ОНКЕН-25^{жн)}. Аккумуляторные батареи работают на общую бортовую сеть параллельно с основными генераторами или с генератором ВСУ.

Номинальный ток генератора ГС-12Т0 - 400 А.

Номинальная емкость батареи I2САМ-55 - 55 ампер-часов (при разряде током II А), а батареи 2ОНКЕН-25 - 25 ампер-часов (при разряде током I0А), напряжение 24 В.

Источниками сети переменного однофазного тока напряжением II5 В являются два преобразователя П0-4500. Один из них - рабочий, другой - резервный. Номинальная мощность каждого преобразователя - 4500 вольт-ампер.

Для аварийного питания бортовой сети однофазным переменным током служит преобразователь П0-500А.

Источниками сети переменного трехфазного тока напряжением 36 В являются два преобразователя ПТ-1000ЦС (для самолетов с ВСУ-3П) и ПТ-1500Ц (для самолетов с АВСУ-134) - рабочий и резервный.

Аварийное питание авиаторизонта и радиокompаса № I осуществляется от преобразователя ПТ-200Ц.

Для наземного питания бортсети от аэродромного источника питания предусмотрены штепсельные разъемы:

ШРАП-500 - для постоянного тока,

ШРАП-200 - для переменного тока, установленные в нише хвостовой части фюзеляжа. Разъемы соответствуют международным стандартам.

Для автономного питания бортсети постоянным током используется генератор ВСУ.

^{ж)} Устанавливаются с самолета № I603.

^{жн)} Устанавливаются с самолета заводской № 48520.

