



6

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

6. ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

6.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

6.1.1. ПРИМЕНИМОСТЬ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

В данном разделе содержатся летные характеристики самолета, соответствующие режимам полета и технике пилотирования, предписанным РЛЭ.

Приведенные летные характеристики применимы для модели Ту-144Д версии 5.6 с файлом динамики `sm_n_Tu144.air` от 29.03.2020.

При температуре наружного воздуха и высотам ниже приведенного на графиках диапазона характеристики должны приниматься не лучше, чем для наименьшей приведенной температуры и высоты.

6.2. ПОПРАВКИ К ПРИБОРАМ

6.3. МИНИМАЛЬНЫЕ СКОРОСТИ ПОЛЕТА

На высотах, превышающих 3000 м, скорости полета не должны быть менее скоростей, ограниченных условиями работы системы кондиционирования воздуха (рис. 2.5-1), и определяются по загоранию красного сигнального табло УПРАВЛ. ТЯГОЙ.

На высотах менее 3000 м скорости полета не должны быть менее скоростей, соответствующих срабатывания сигнализации УДУА.

Звуковая и световая сигнализация УДУА срабатывает при следующих значениях скорости (ориентировочно):

- (1) Взлетная конфигурация (шасси и ПК выпущены, $\varphi_{\text{ОНФ}} = 11^\circ$):

Масса, т	110	130	150	170	190
Скорость, км/ч	270	290	310	330	350

- (2) Полетная конфигурация (шасси и ПК убраны, $\varphi_{\text{ОНФ}} = 0^\circ$):

Масса, т	110	130	150	170	180
Скорость, км/ч	285	305	330	345	375

- (3) Посадочная конфигурация (шасси и ПК выпущены, $\varphi_{\text{ОНФ}} = 17^\circ$):

Масса, т	110	120
Скорость, км/ч	250	260

- (4) Посадочная конфигурация с невыпущенным ПК (шасси выпущено, $\varphi_{\text{ОНФ}} = 17^\circ$):

Масса, т	110	120
Скорость, км/ч	285	295

Минимальные скорости, достигнутые при летных испытаниях на больших углах атаки, на 10-15% меньше скоростей срабатывания сигнализации УДУА (при соответствующей конфигурации самолета).

(прод.)

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

6.4. ВЗЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

6.4.1. СКОРОСТИ НА ВЗЛЕТЕ (V, км/ч, ПР)

Взлетный вес	< 180 т	≥ 180 т
Скорость подъема передней стойки шасси	340	360
Скорость отрыва самолета	360	380
Безопасная скорость взлета: - при отказе одного двигателя - при работе всех двигателей	365 380	385 400
Скорость принятия решения: - для сухой ВПП - для влажной ВПП	255 240	

6.4.2. ВЗЛЕТНЫЙ РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ

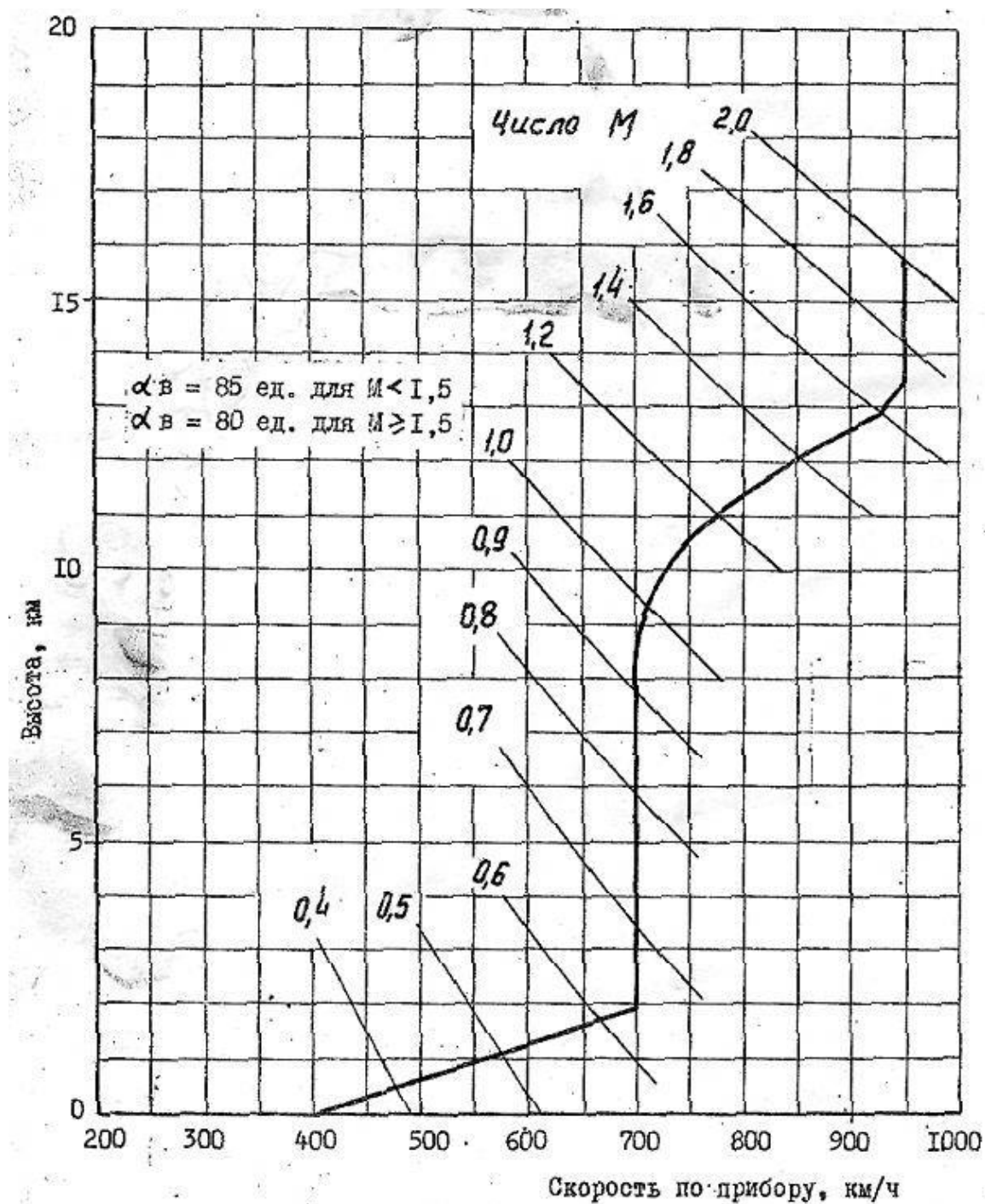
	Вес	α_v
До отказа	180 – 207 т	85 ед.
	меньше 180 т	при $t \geq 20^\circ\text{C}$ – 85 ед. при $t < 20^\circ\text{C}$ – 85 ед.
После отказа	для всех весов	85 ед.

(прод.)

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

6.5 ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОЛЕТА

6.5.1. ПРОГРАММА РАЗГОНА САМОЛЕТА С НАБОРОМ ВЫСОТЫ

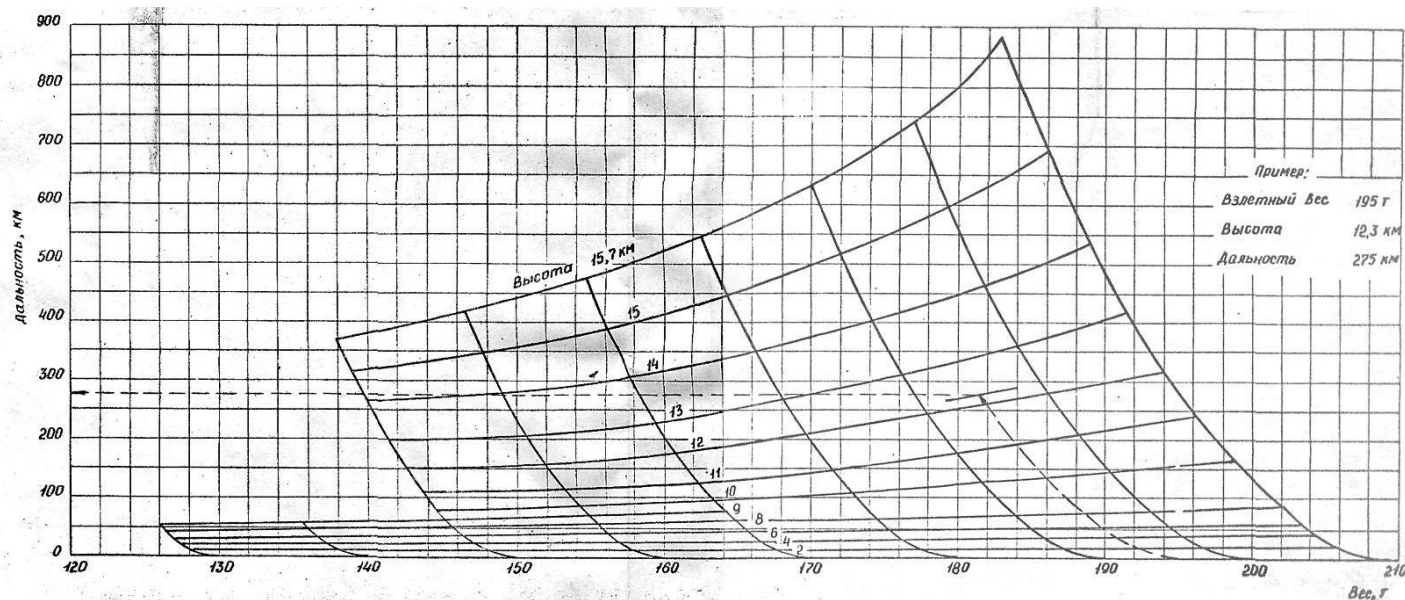


α вала - положение РУД

(прод.)

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

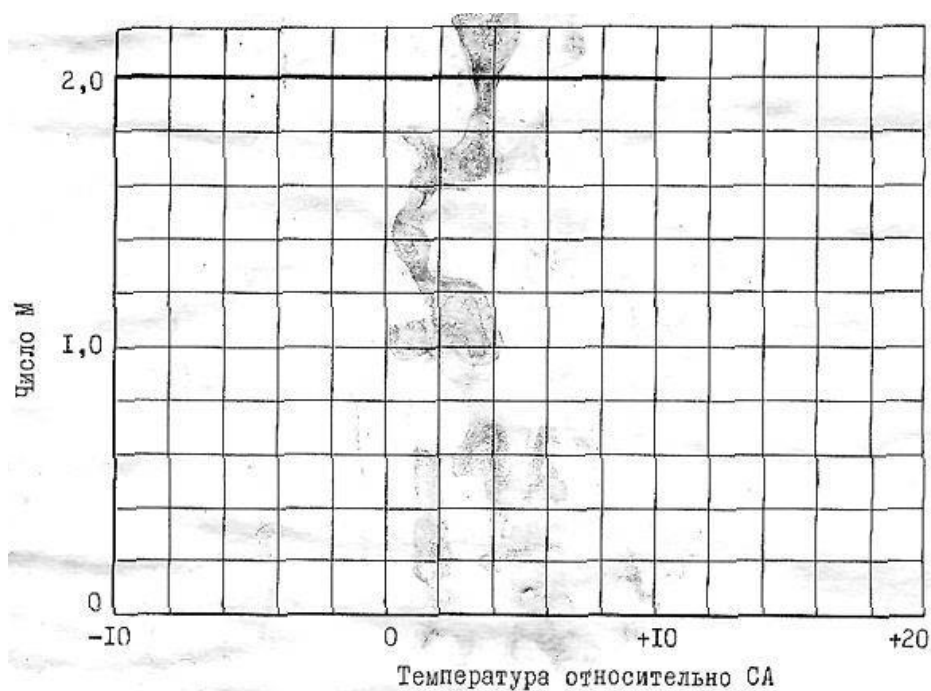
6.5.2. ДАЛЬНОСТЬ ПРИ РАЗГОНЕ САМОЛЕТА С НАБОРОМ ВЫСОТЫ
В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ВЗЛЕТНОГО ВЕСА (МСА)



(прод.)

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

6.5.3. КРЕЙСЕРСКОЕ ЧИСЛО М



Крейсерский режим работы двигателей:

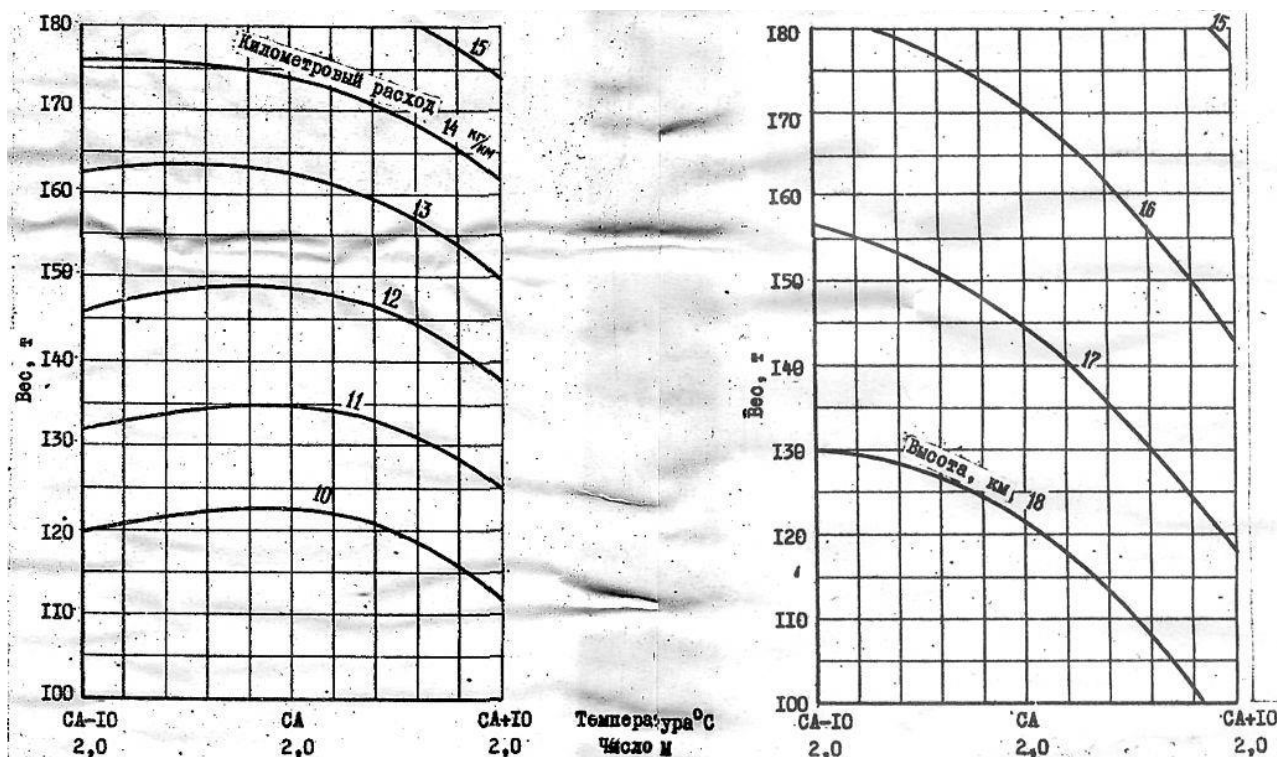
$\alpha_{\text{руд}} = 72$ ед. при $\Delta t \leq 5^\circ$ от СА

$\alpha_{\text{руд}} = 85$ ед. при $\Delta t > 5^\circ$ от СА

(прод.)

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

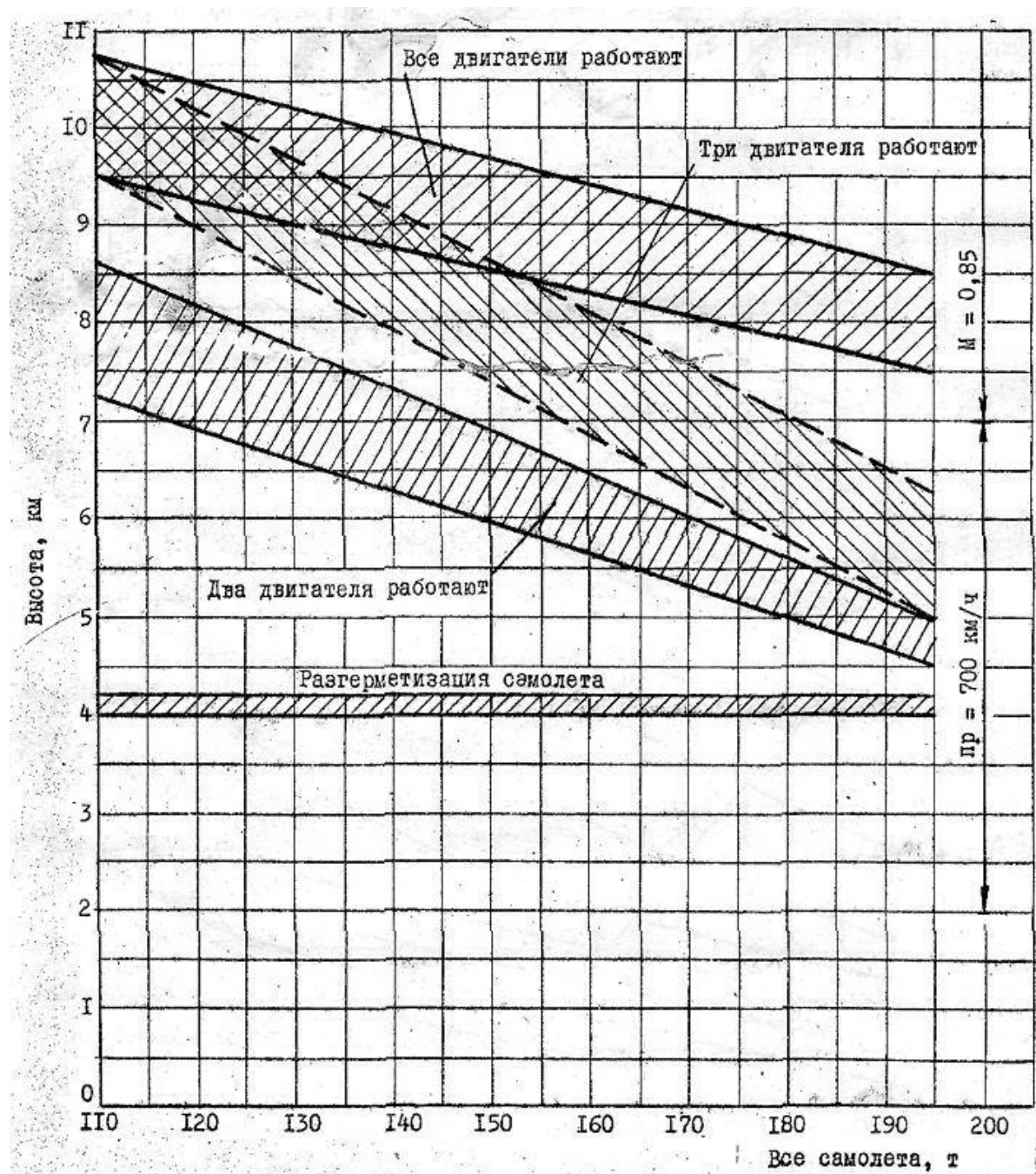
6.5.4. КРЕЙСЕРСКИЕ ВЫСОТЫ ПОЛЕТА И КИЛОМЕТРОВЫЕ РАСХОДЫ ТОПЛИВА



(прод.)

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

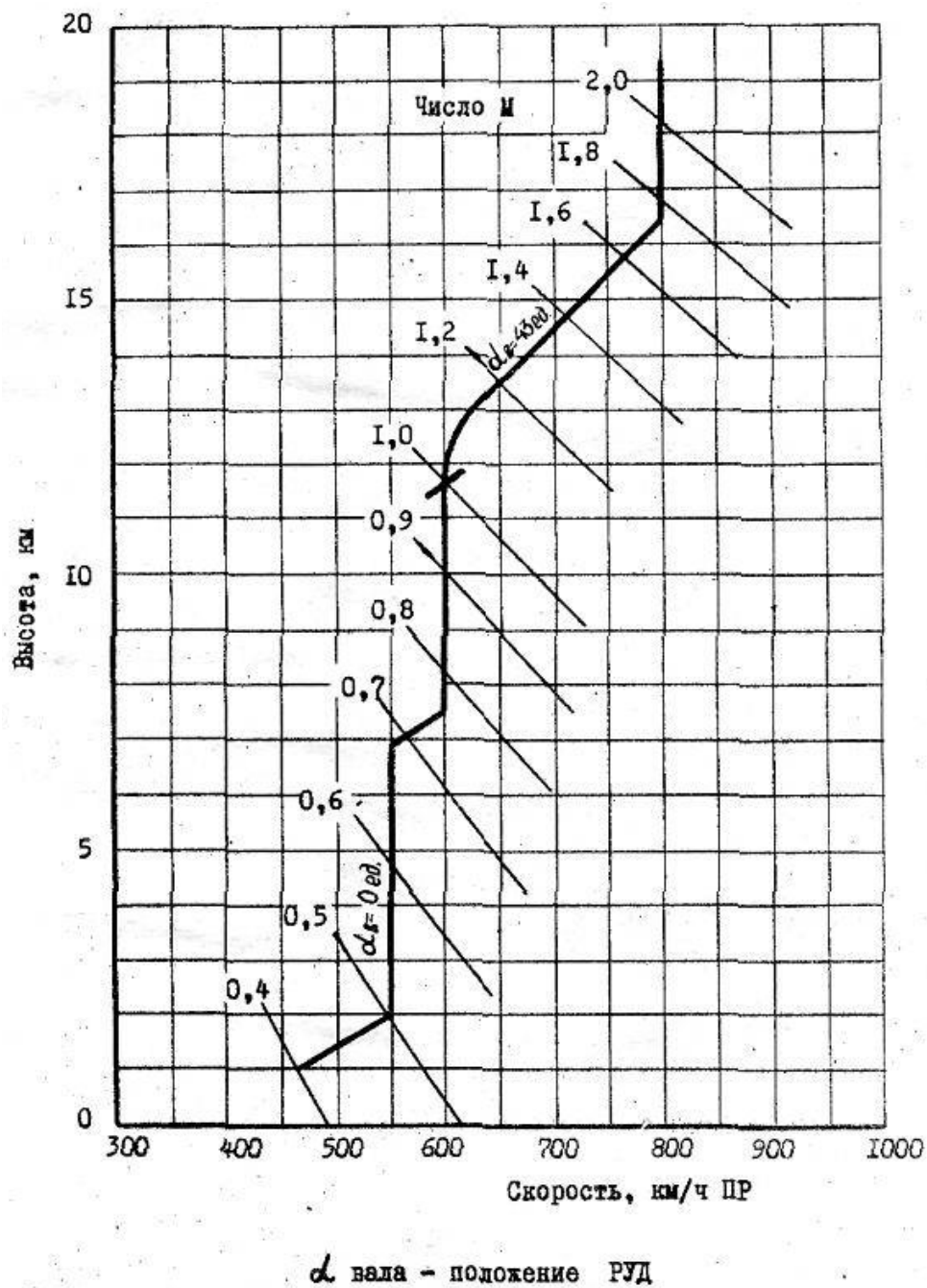
6.5.5. РЕКОМЕНДУЕМЫЕ ВЫСОТЫ ДОЗВУКОВОГО ПОЛЕТА



(прод.)

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

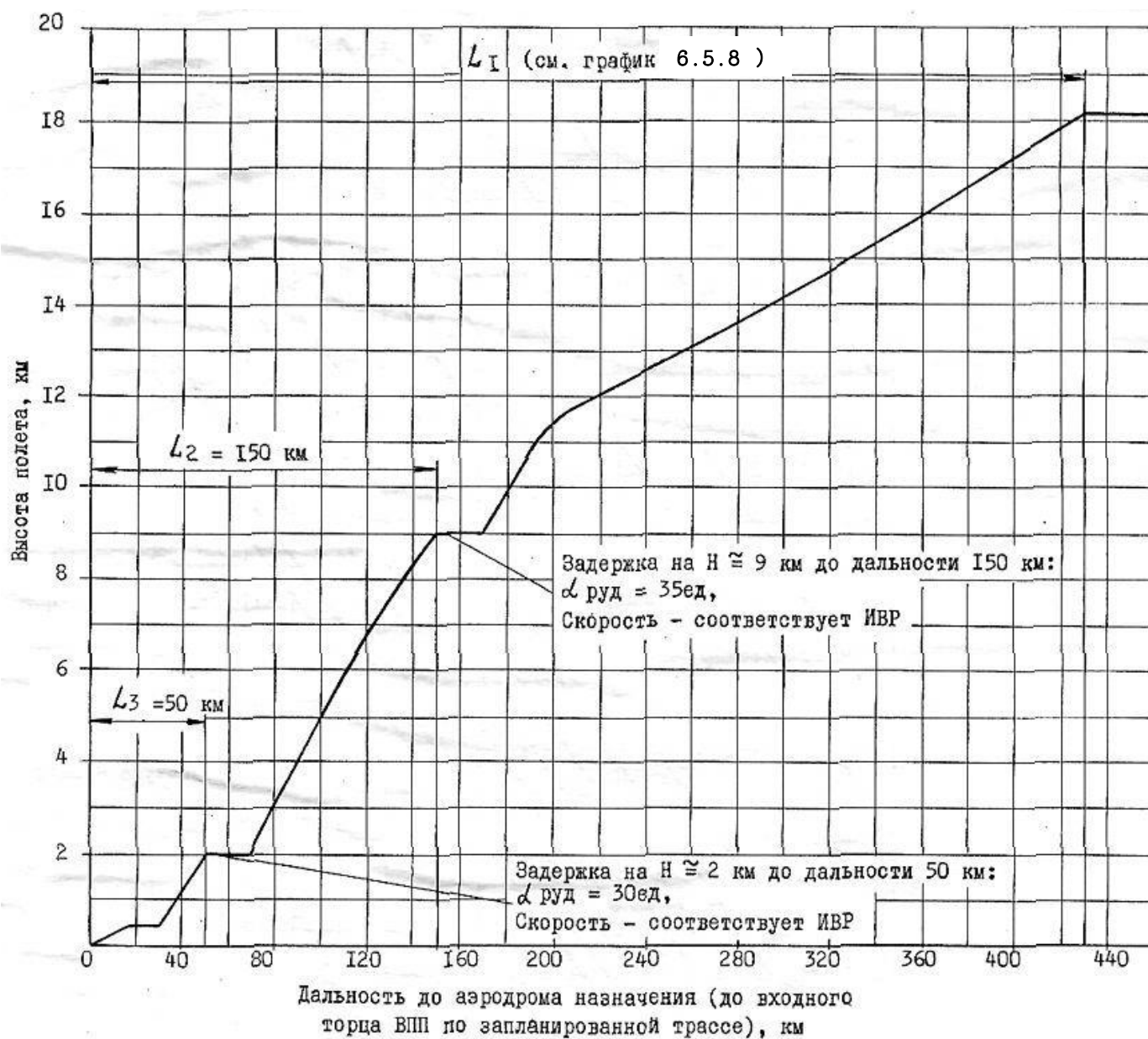
6.5.6. ПРОГРАММА СНИЖЕНИЯ



(прод.)

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

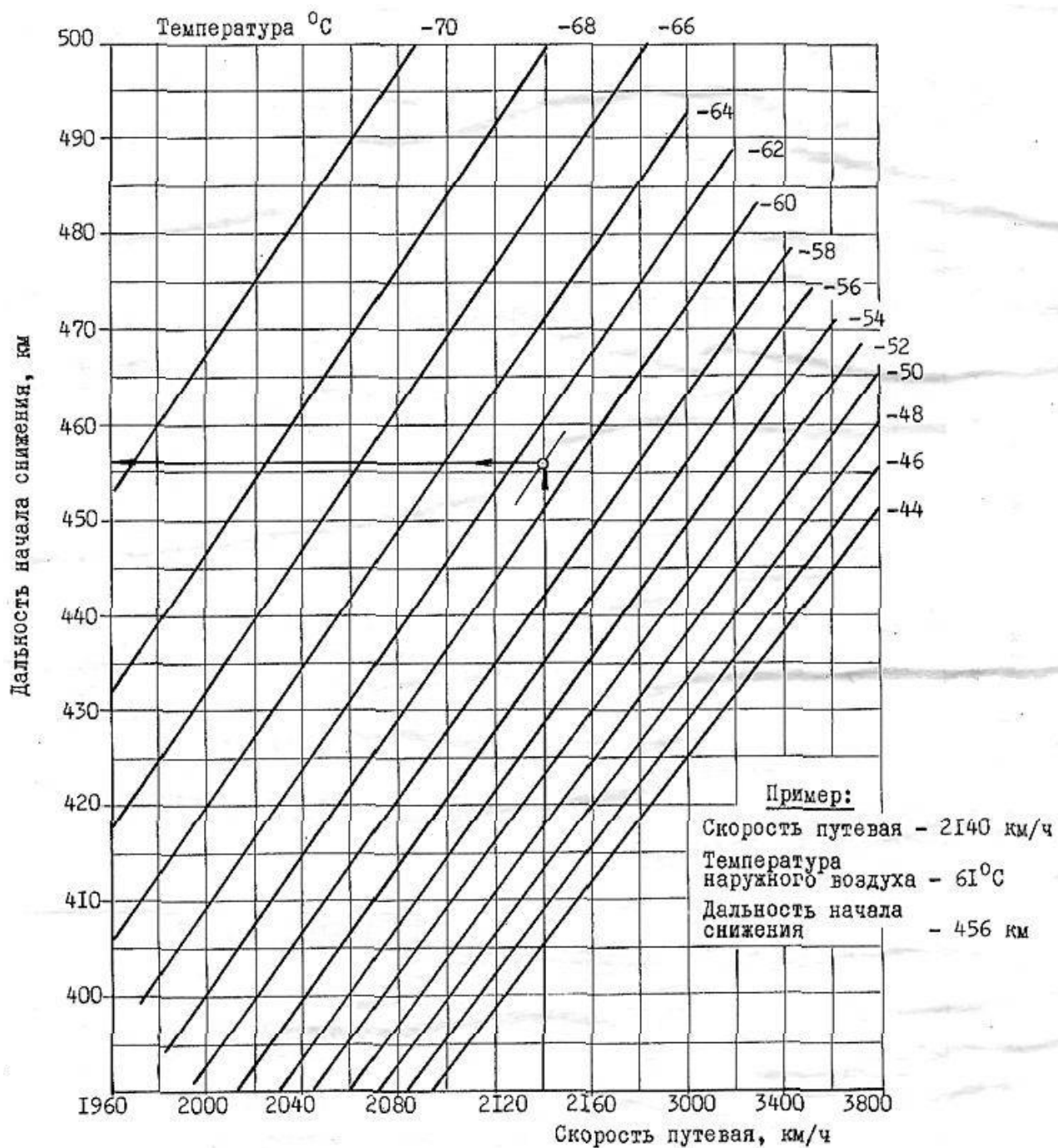
6.5.7. СХЕМА СНИЖЕНИЯ



(прод.)

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

6.5.8. ГРАФИК ОПРЕДЕЛЕНИЯ ДАЛЬНОСТИ НАЧАЛА СНИЖЕНИЯ С ЭШЕЛОНА КРЕЙСЕРСКОГО СВЕРХЗВУКОВОГО ПОЛЕТА (L_1)

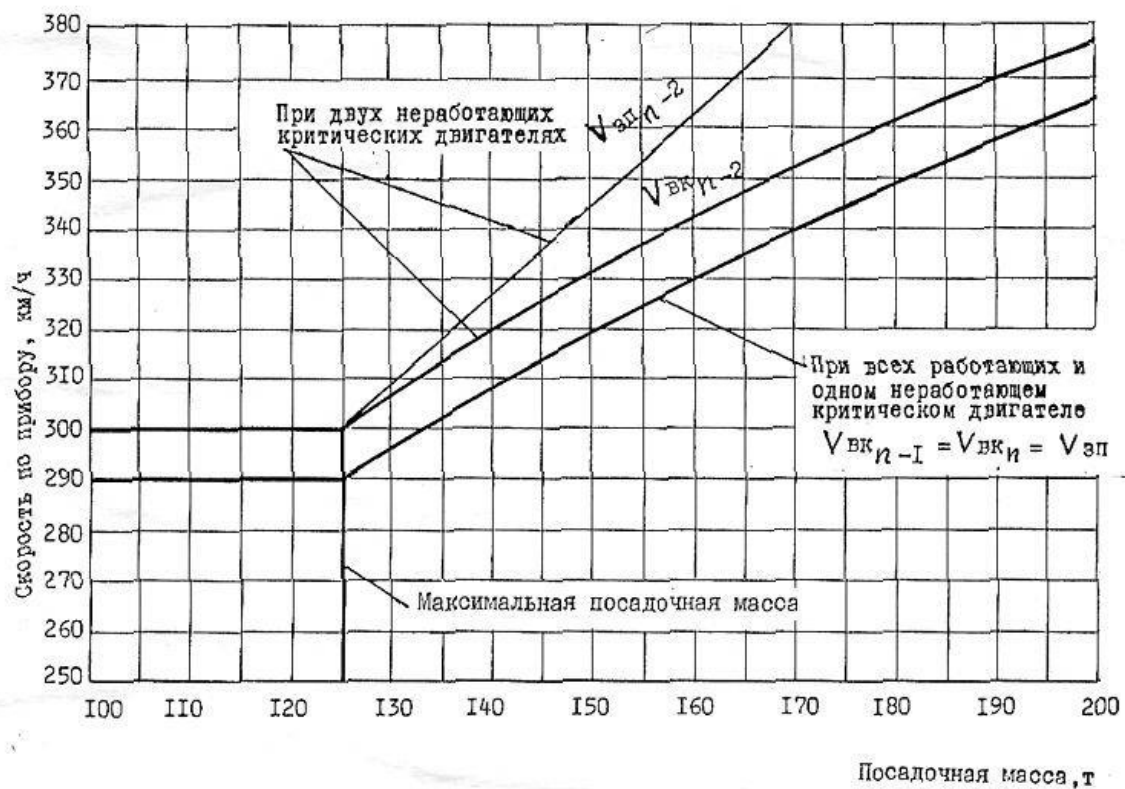


(прод.)

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

6.6. ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

6.6.1. СКОРОСТЬ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ $V_{зп}$ И СКОРОСТЬ
ПЕРЕСЕЧЕНИЯ ВХОДНОЙ КРОМКИ ВПП $V_{вк}$



(прод.)

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

6.7. ЗАПАС ТОПЛИВА НА САМОЛЕТЕ ДЛЯ ПОЛЕТА ПО ТРАССЕ, ВКЛЮЧАЯ РЕЗЕРВЫ

6.7.1. РАСЧЕТ ВЗЛЕТНОГО ВЕСА И МИНИМАЛЬНОГО ЗАПАСА ТОПЛИВА НА ИСПОЛНИТЕЛЬНОМ СТАРТЕ

Выполните расчет для полета по трассе, для чего:

- (1) Определите топливо для ухода на вторую ВПП, полета до неё и захода на посадку для аэродрома назначения, имеющего две и более ВПП, или для перелета на ближний запасной аэродром для аэродрома назначения с одной ВПП:

- для аэродрома с двумя ВПП по формуле:
 $G_{т \text{ перестройки}} = 2600 + 54 (L \text{ перестройки} - 52) \text{ кг}$, где
 2600 – топливо потребное на выполнение круга на стандартном аэродроме с учетом ухода на второй круг, четырех разворотов и захода на посадку (8 мин),
 L перестройки – протяженность трассы между точками принятия решения об уходе на второй круг на ВПП на ВПП запланированной посадки и ВПП на второй ВПП,
- для аэродромов с одной ВПП по графику, рис. 6.7.3, в зависимости от протяженности трассы.

ПРИМЕЧАНИЕ: Для аэродромов назначения с двумя и более ВПП критическая точка принятия решения об аэродроме посадки назначается за 30 минут до посадки на аэродроме назначения.
 Для аэродрома назначения с одной ВПП критическая точка принятия решения об аэродроме посадки принимается в точке принятия решения об уходе на второй круг.

- (2) Определите топливо для ухода на второй круг, полета по кругу и повторного захода на посадку по формуле:
 $G_{т \text{ 2-го круга}} = 2600 + 54 (L \text{ круга} - 52) \text{ кг}$,
 где L круга – длина круга на аэродроме посадки в километрах (определяется из условия завершения первого разворота до выходного торца ВПП).
- (3) Примите компенсационный запас топлива равным 2000 кг.
- (4) Определите посадочный вес самолета на аэродроме назначения как сумму весов:
- снаряженного самолета;
 - коммерческой нагрузки;
 - компенсационного топлива;
 - топлива для ухода на вторую ВПП, определенного по п. (1);
 - топлива на второй круг, определенного по п. (2).

(прод.)

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Если полученный посадочный вес превышает максимально допустимый посадочный вес, уменьшите коммерческую нагрузку до допустимого посадочного веса.

- (5) Определите взлетный вес самолета и величину маршрутного топлива для основной трассы в зависимости от средней температуры, средней скорости ветра и посадочного веса по графику 6.7.4.
Если взлетный вес самолета превышает максимальный взлетный вес, уменьшите коммерческую нагрузку и повторите расчет.

6.7.2. РАСЧЕТ ЗАПАСА ТОПЛИВА НА ПРЕДВАРИТЕЛЬНОМ СТАРТЕ

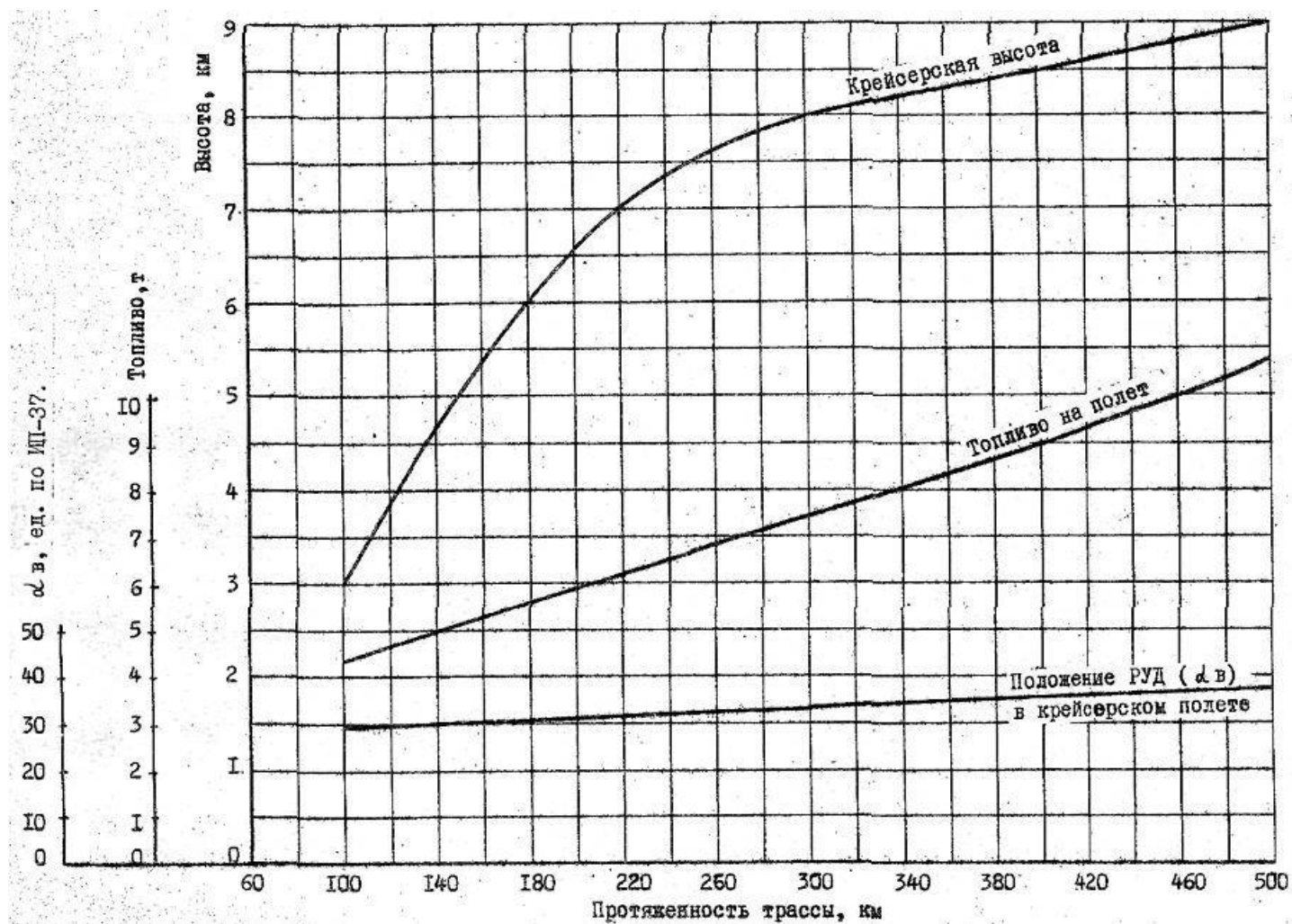
- (1) Определите топливо для руления от предварительного старта (или от точки запуска двигателей) до исполнительного старта по формуле:
 $G_t = 600 L_{рул} \text{ кг}$
где $L_{рул}$ – дальность руления в километрах.
- (2) Примите дополнительный резерв топлива на проверку работы двигателей на исполнительном старте, на задержку в процессе руления и погрешности заправки топлива равным 1200 кг.
- (3) Определите рулежный вес самолета в момент трогания с предварительного старта (с точки запуска двигателей) как сумму:
 - взлетного веса;
 - топлива на руление на исполнительный старт;
 - дополнительного резерва топлива 1200 кг.
 Рулежный вес самолета не должен превышать максимально допустимый рулежный вес.
- (4) Запишите в полетный лист следующие веса:
 - взлетный вес;
 - минимальный вес топлива на исполнительном старте;
 - вес топлива в момент трогания с предварительного старта.

Минимальный резерв топлива, определяемый как разность запаса топлива на исполнительном старте и маршрутного топлива, потребного для выполнения полета по основной трассе, во всех случаях не должен быть меньше 8000 кг.

(прод.)

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

6.7.3. ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОЛЕТА НА ЗАПАСНОЙ АЭРОДРОМ



Скорость полета по 6.5.5.

В топливо на полет входит топливо на:

- уход на второй круг
- набор крейсерской высоты
- крейсерский полет
- снижение
- заход на посадку до ВПР

Параметры захода на посадку с высоты 400 м до ВПР:

- время - 4,8 мин
- дальность - 25 км
- расход топлива - 1500 кг

(прод.)

6.7.4 ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС И МАРШРУТНОЕ ТОПЛИВО

