Ту-154М

Раздел 7

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

СОДЕРЖАНИЕ РАЗДЕЛА 7

(прод)

—oOo—

7.I. ОСНОВНЫЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ

7.I.I. Скорости

V_{c_I} (V_{s_1}) – скорость срыва. Это скорость, соответствующая максимальному значению коэффициента подъемной силы при заданной конфигурации самолета, полученному в летных испытаниях при нормальной перегрузке, равной единице;

V_1 – скорость принятия решения. Это наибольшая скорость разбега самолета, на которой возможно как безопасное прекращение, так и безопасное продолжение взлета;

$V_{п.ст.}$(V_R) – скорость подъема передней опоры шасси. Это скорость начала отклонения колонки штурвала в направлении "на себя" для увеличения угла тангажа на разбеге;

V_2 – безопасная скорость взлета;

$V_{2п}$ – скорость начального набора высоты со всеми работающими двигателями;

V_3 – скорость в момент начала уборки механизации на взлете;

V_4 – скорость при убранной механизации на взлете;

$V_{зп}$ (V_{REF}) – скорость захода на посадку;

$V_{max\ э}$($M_{max\ э}$) – максимальная эксплуатационная скорость (максимальное эксплуатационное число М полета). Это скорость, которую пилот в нормальной эксплуатации не должен преднамеренно превышать на всех режимах полета;

$V_{min\ э}$ – минимальная эксплуатационная скорость полета по маршруту, равная I,3 V_{c_I};

V_{Kmax} – наивыгоднейшая скорость полета. Это скорость, соответствующая максимальному значению аэродинамического качества самолета;

$V_{max\ max}$ ($M_{max\ max}$) – расчетная предельная скорость (расчетное предельное число М полета).

7.I.2. Массы

$m_{взл\ max}$ – наибольшая взлетная масса самолета, разрешенная для эксплуатации;

$m_{max\ дв}$ – максимально допустимая взлетная масса. Это наибольшая разрешенная в ожидаемых условиях эксплуатации для данного аэродрома взлетная масса самолета, но не более $m_{взл\ max}$;

$m_{пос\ max}$ – наибольшая посадочная масса самолета, разрешенная для эксплуатации;

(прод)

$m_{max\ дп}$ – максимально допустимая посадочная масса. Это наибольшая разрешенная в ожидаемых условиях эксплуатации для данного аэродрома посадочная масса самолета, но не более $m_{пос\ max}$.

$m_{прив.взл.}$ – приведенная взлетная масса самолета. Это такая масса, при которой взлетные характеристики на уровне моря в СА равны взлетным характеристикам при фактической взлетной массе в рассматриваемых атмосферных условиях;

7.I.3. Дистанции и траектории

ЛП – летная полоса. Это участок местности, состоящий из взлетно-посадочной полосы (ВПП), концевых полос безопасности (КПБ) и боковых полос безопасности (БПБ), если таковые имеются;

РЛП – располагаемая летная полоса. Это сумма длин ВПП и одной КПБ, в направлении которой производится взлет или посадка;

КПБ – концевая полоса безопасности. Это часть ЛП, расположенная непосредственно за кромкой ВПП и предназначенная для завершения пробега самолета в особых ситуациях;

СЗ – свободная зона. Это участок полосы воздушных подходов за торцем ВПП, свободный от препятствий и предназначенный для набора высоты I0,7 м;

$L_р$ – длина разбега. Это расстояние по горизонтали, проходимое самолетом от точки старта до точки отрыва его от ВПП;

РДР – располагаемая длина разбега. Это длина ВПП, уменьшенная на длину участка выруливания

$L_{взл}$ – дистанция нормального (продолженного) взлета. Это расстояние по горизонтали, проходимое самолетом от точки старта до точки на высоте I0,7 м, отсчитываемой от уровня ВПП в точке отрыва;

РДВ – располагаемая дистанция взлета (продолженного взлета). Это расстояние, равное сумме располагаемой длины разбега, КПБ и СЗ в направлении взлета, заявленной аэродромной службой, причем РДВ должна быть не более I50% длины ВПП;

$L_{пр.взл.}$ – дистанция прерванного взлета. Это расстояние по горизонтали, проходимое самолетом от точки старта до точки полной остановки;

РДПВ – располагаемая дистанция прерванного взлета. Это длина РЛП, уменьшенная на длину участка выруливания;

(прод)

$L_{пос}$ - посадочная дистанция. Это расстояние по горизонтали, проходимое самолетом от точки с высоты 15 м над уровнем торца ВПП до полной его остановки;

РПД - располагаемая посадочная дистанция. Это расстояние по горизонтали, равное длине ВПП;

Расчетная РДР, РДВ, РДПВ, РПД - расчетные значения располагаемых дистанций при определении допустимых взлетных и посадочных масс, учитывающие влияние состояния ВПП и других эксплуатационных факторов на взлетные и посадочные характеристики самолета.

$L_{преп.}$ - расстояние от точки старта до препятствия

$\eta_н$ - градиент набора высоты. Это тангенс угла наклона траектории набора высоты $\theta_н$, выраженный в процентах $\eta_н = tg\,\theta_н \cdot 100\%$.

Полная траектория - Фактическая траектория, пересчитанная к заданным в РЛЭ параметрам пилотирования.

Чистая траектория взлета - траектория, построенная на основании полной траектории взлета, градиенты ($\eta_н$) которой уменьшены на нормируемый запас;

7.I.4. Высота расположения аэродрома и эшелон полета

$H_{аэр.}$ - высота расположения аэродрома - это барометрическое давление, выраженное в единицах высоты.

$H_{max\,э}$ - максимальная эксплуатационная высота полета. Устанавливается по критерию нормального запаса по углу атаки, соответствующего воздействию вертикального восходящего порыва нормируемой величины.

Эшелон полета - это заданное барометрическое давление в единицах высоты, которое летчик обязан выдерживать при выполнении крейсерского полета.

ВПР - высота принятия решения

7.I.5. Прочие параметры и обозначения

Кофигурация самолета - сочетание положения средств механизации крыла и шасси самолета

ПОС - противообледенительная система

СКВ - система кондиционирования

Критический двигатель - боковой двигатель № I или № 3. Это двигатель, отказ которого вызывает наиболее неблагоприятные изменения в летных характеристиках, поведении и условиях пилотирования самолета.

μ - коэфициет сцепления. Его значение зависит от величины и вида осадков, а также от типа измерительного устройства, с помощью которого определяеся коэфициент сцепления.

—oOo—

7.2. СВОДКА ХАРАКТЕРНЫХ СКОРОСТЕЙ

Этап полета	Наименование скоростей	Приборная скорость, км/ч	Число М	Разделы РЛЭ
Взлет	V_1 – скорость принятия решения			3.1.5
	$V_{п.ст.}$ (V_R) – скорость подъема передней опоры шасси			
	V_2 – безопасная скорость взлета			
	$V_{2п}$ – скорость начального набора высоты со всеми работающими двигателями			3.1.8, 7.3
	V_3 – скорость в момент начала уборки механизации			
	V_4 – скорость при убранной механизации на взлете			
	Максимальные и минимальные скорости			2.5.4
Набор высоты	Скорость набора высоты на трех двигателях:			
	– на режиме МД	550	0,8	
	– на режиме МКр	575	0,85	7.4
	Скорость набора высоты на двух двигателях	475	0,65	
	Скорость набора высоты на одном двигателе	400		
Крейсерский полет	Скорости полета на трех двигателях:			
	– на режиме МД			4.4.2; 7.5.1
	– на режиме МКр			
	Скорости при полете в зоне турбулентной атмосферы	500	0,8	4.4.5
	Скорость полета на двух двигателях	500	0,7	4.4.6
	Скорость полета на одном двигателе	400		6.5
	Максимальные и минимальные скорости			2.5.4, 7.8

(прод)

Этап полета	Наименование скоростей	Приборная скорость, км/ч	Число М	Разделы РЛЭ
Снижение и ожидание	Нормальное снижение (шасси убрано)			
	- режим МД	500	0,8	4.5.3; 7.6.I
	- режим МКр	575	0,85	
	Снижение с одним отказавшим двигателем	500	0,7	4.5.6, 7.6
	Снижение с двумя отказавшими двигателями	400		6.5.2
	Экстренное снижение (шасси выпущено)			
	- на высотах более 9950 м		0,86	2 5.4.I (I)
	- на высотах от 9950 м до 7000 м	575		
	- на высотах 7000 м и менее	600		
	Скорости в зоне ожидания			7.6.3
Заход на посадку и посадка	Скорости захода на посадку			3.I.8; 7.7
	Минимальная и максимальная скорости			2.5.4
	Максимальная скорость начала торможения			7.7
	Минимальная скорость выключения реверса	I20		

—ooo—

7.3. ВЗЛЕТ

7.3.I. Скорости на взлете

На рис. 7.3.I и 7.3.2 приведены соответственно для углов отклонения закрылков 28° и $I5^{o}$ в зависимости от взлетной массы следующие скорости:

- скорость отрыва передней опоры шасси $V_{п.ст.}$;
- безопасная скорость взлета V_2. Безопасная скорость взлета при одном неработающем двигателе принята равной I,2 V_{c1};
- скорость в момент начала уборки механизации на взлете V_3 на высоте I20 м над уровнем аэродрома. При взлете с $\delta_з = 28^{o}$ скорость V_3 приводится для 2-х этапов уборки закрылков: с 28° до $I5^{o}$ - I этап и с $I5^{o}$ до 0° - 2 этап;
- скорость начального набора высоты со всеми работающими двигателями V_{2n}

На рис. 7.3.3 приведена безопасная скорость набора высоты на конечном участке взлета с убранной механизацией V_4.

На рис. 7.3.4. приведен график перевода относительной скорости $V_1 / V_{п.ст.}$ в скорость принятия решения V_I в зависимости от взлетной массы и угла отклонения закрылков ($\delta_з = 28^{o}$, $I5^{o}$) при взлете с отказом двигателя на разбеге.

7.3.2. Максимально допустимая взлетная масса самолета, угол отклонения закрылков на взлете и относительная скорость принятия решения $V_1 / V_{п.ст.}$

7.3.2.I. Исходные данные для расчета

Для расчета максимально допустимой массы самолета для взлета необходимы следующие данные:

(I) Располагаемая длина разбега (длина ВПП минус 50 м)

(2) Располагаемая длина прерванного взлета (сумма длин ВПП и КПБ минус 50 м)

(3) Располагаемая длина продолженного взлета (сумма длин ВПП и СЗ минус 50 м)

(4) Продольный уклон ВПП в %

(5) Температура на аэродроме в °С

(6) Скорость продольной составляющей ветра в м/с

(прод)

(7) Атмосферное давление на аэродроме, выраженное в единицах высоты.

(8) Линия ограничения препятствий или характеристики отдельных препятствий (высота и удаление) в зоне полосы воздушных подходов, ограниченной углом 15° от расчетной траектории взлета в плане.

(9) Состояние поверхности ВПП (коэффициент сцепления, вид и толщина атмосферных осадков).

(10) Схема отворота от препятствий на участке начального набора высоты.

7.3.2.2. Максимально допустимая приведенная взлетная масса, ограниченная длиной ВПП и условиями на аэродроме вылета

(1) По графикам, см. рис. 7.3.11а и 7.3.11б, в зависимости от метеоусловий на аэродроме определяется максимальная взлетная масса, ограниченная максимальной путевой скоростью отрыва.

(2) Для меньшей из следующих масс:
- фактической взлетной массы, рассчитанной в первом приближении из условий загрузки и заправки самолета топливом;
- максимальной взлетной массы, ограниченной максимальной путевой скоростью отрыва;
- максимальной взлетной массы из п. 2.5.1

определяется исходная приведенная взлетная масса в зависимости от метеоусловий на аэродроме вылета по графику, см. рис. 7.3.9.

(3) Максимально допустимая приведенная взлетная масса, ограниченная длинами аэродрома, определяется по графику, см. рис. 7.3.6, для закрылков 28° и $m_{прив.взл.} < 123$ т и по графику, см. рис. 7.3.6а, для закрылков 15° и $m_{прив.взл.} \geq 123$ т в зависимости от располагаемой дистанции взлета (РДВ), располагаемой дистанции разбега (РДР) и располагаемой дистанции прерванного взлета (РДПВ).

В общем случае известны длина ВПП, длина КПБ и длина свободной от препятствий зоны (СЗ) в полосе воздушных подходов непосредственно за торцом ВПП.

Располагаемая дистанция взлета определяется следующим образом:

РДВ = ВПП + СЗ – 50 м

Располагаемая дистанция разбега: РДР = ВПП – 50 м

Располагаемая дистанция прерванного взлета: РДПВ = ВПП + КПБ – 50 м.

В определяемых дистанциях 50 м – это минимальное расстояние для выруливания самолета на ВПП.

Примечания: 1. Если известна длина ВПП и нет препятствий за торцом ВПП в свободной зоне до высоты 10,7 м, а КБП отсутствует, то расчет ведется исходя из значений: РДР = ВПП – 50 м, РДПВ = ВПП – 50 м.

Расчет РДВ не производится.

2. Если известна длина ВПП, а КПБ и СЗ из-за наличия препятствий отсутствуют, то расчет ведется исходя из значений: РДВ = ВПП – 50 м, РДПВ = ВПП – 50 м.

Расчет РДР не производится.

(прод)

7.3.3. Взлет с ВПП, покрытой слоем осадков

(I) Для вычисленных по материалам подпункта 7.3.2.2 (3) значений РДР и РДВ по графику, см. рис.7.3.IO, определяются располагаемые длины разбега и продолженного взлета с учетом слоя осадков на ВПП. Если ВПП покрыта слоем сухого снега, то РДР и РДВ с учетом слоя осадков равны соответствующим располагаемым дистанциям.

(2) Для вычисленного по материалам подпункта 7.3.2.2 (3) значения РДПВ по графику, см. рис. 7.3.II, определяется располагаемая дистанция прерванного взлета с учетом слоя осадков на ВПП.

Примечание. В случае наличия осадков при определении расчетной РДПВ по графику, см. рис. 7.3.6 или 7.3.6а, влияние коэффициента сцепления не учитывать.

(прод)

7.3.4. Потребные дистанции взлета и разбега со всеми работающими двигателями

(I) Графики на рис. 7.3.I2 и 7.3.I3 позволяют определить для получения взлетной массы и угла отклонения закрылков (28^0 или $I5^0$) величину потребной дистанции взлета при всех работающих двигателях в зависимости от метеоусловий на аэродроме.

(2) Графики на рис. 7.3.I4 и 7.3.I5 позволяют определить для полученной взлетной массы и угла отклонения закрылков (28^0 или $I5^0$) величину потребной дистанции разбега при всех работающих двигателях в зависимости от метеоусловий на аэродроме.

7.3.5. Полные градиенты набора высоты

Графики на рис. 7.3.I6 и 7.3.I7 позволяют определить для фактических метеоусловий, взлетной массы самолета и угла отклонения закрылков (28^0 или $I5^0$) величину полного градиента на высоте I20 м над уровнем аэродрома при отказе двигателя на взлете, а на рис. 7.3.I8 для тех же условий, взлетной массы и при отказе двигателя - полный градиент с убранными закрылками на высоте 450 м над уровнем аэродрома.

Графики на рис. 7.3.I9 и 7.3.20 позволяют определить для фактических метеоусловий, взлетной массы самолета и угла отклонения закрылков (28^0 или $I5^0$) величину полного градиента на высоте I20 м над уровнем аэродрома при всех работающих двигателях, а на рис. 7.3.2I для тех же условий, взлетной массе и при всех работающих двигателях - полный градиент с убранными закрылками на высоте 450 м над уровнем аэродрома.

7.3.6. Расчетное время разгона самолета от момента страгивания на линии старта до момента достижения скорости V_1 со всеми работающими двигателями в зависимости от приведенной взлетной массы, скорости принятия решения V_1 и угла отклонения закрылков на взлете.

График на рис. 7.3.22 позволяет определить для окончательно выбранных приведенной взлетной массы самолета, скорости принятия решения V_1 и угла отклонения закрылков на взлете, соответствующих этой приведенной взлетной массе, расчетное время разгона самолета от момента страгивания на линии старта до момента достижения скорости V_1 со всеми работающими двигателями.

7.3.7. Перечень взлетных характеристик

Скорости на взлете с закрылками 28^0	Рис. 7.3.I
Скорости на взлете с закрылками $I5^0$	Рис. 7.3.2
Скорость при убранной механизации на взлете V_4	Рис. 7.3.3
Перевод относительной скорости принятия решения $V_1/V_{п.ст.}$ в скорость принятия решения	Рис. 7.3.4

(прод)

(4) При определении расчетных РДР, РДВ и РДПВ учитывать влияние слоя осадков на ВПП (по материалам пункта 7.3.3), уклона ВПП и продольной составляющей ветра.
Кроме того, при отсутствии слоя осадков при определении расчетной РДПВ учитывать коэффициент сцепления по поправочным сеткам графиков, см. рис. 7.3.6 и 7.3.6а.

(5) Определение взлетных характеристик для закрылков 28°, см. рис. 7.3.6, и для закрылков 15°, см. рис. 7.3.6а, производится в следующей последовательности:

(а) Определение расчетной РДВ из условий продолженного взлета

По крайней слева вертикальной поправочной сетке (величина поправки численно равна половине воздушного участка набора высоты 10,7 м) для вычисленного значения РДР определяется величина РДВ, которая сравнивается со значением РДВ, вычисленным ранее.
Для меньшего значения РДВ по вертикальным поправочным сеткам определяется величина расчетной располагаемой дистанции взлета с учетом уклона ВПП и продольной составляющей ветра, после чего проводится горизонтальная секущая линия через поле графика.

(б) Определение расчетной РДПВ из условий прерванного взлета

Для вычисленного значения РДПВ по горизонтальным поправочным сеткам определяется значение расчетной располагаемой дистанции прерванного взлета с учетом коэффициента сцепления (если нет слоя осадков на ВПП) и продольной составляющей ветра, после чего проводится вертикальная секущая линия через поле графика.

(в) В точке пересечения горизонтальной и вертикальной секущих линий, соответствующих расчетным значениям РДВ и РДПВ, определяется максимально допустимая приведенная взлётная масса $m_{прив.взл.}$.
Если точка пересечения оказалась за пределами поля графика правее линии $V_1/V_{п.ст.} = 1,0$, см. рис. 7.3.6 (7.3.6а), то значение максимально допустимой приведенной взлётной массы определяется на пересечении этой линии с горизонтальной секущей линией.
В случае, если исходная приведенная взлётная масса, определенная по п. (2), больше максимально допустимой приведенной взлётной массы, то последняя принимается за расчетную и в точке пересечения горизонтальной и вертикальной секущих линий определяется значение $V_1/V_{п.ст.}$.
В случае, если максимально допустимая приведенная масса самолета больше исходной приведенной взлётной массы (т.е. располагаемые длины аэродрома не вносят дополнительных ограничений на взлётную массу), то значение $V_1/V_{п.ст.}$ определяется на пересечении вертикальной секущей линии (РДПВ) с линией, соответствующей исходному значению приведенной взлетной массы, и в этой точке определяется расчетное значение РДВ.
Если при этом оказалось, что $V_1/V_{п.ст.} > 1,0$, то для этой же исходной приведенной взлётной массы принимается значение $V_1/V_{п.ст.} = 1,0$ и в этой точке определяются соответствующие расчетные значения РДВ ($L_{взл.}$) и РДПВ.

(6) Примеры пользования графиками показаны пунктирными линиями.

(прод)

7.3.2.3. Максимально допустимая приведенная взлетная масса самолета, ограниченная наличием препятствия по курсу взлета

(I) Максимально допустимая приведенная взлетная масса рассчитана из условия обеспечения прохождения чистой траектории набора высоты над препятствием с нормируемым запасом.

(2) Максимально допустимая приведенная взлетная масса самолета в зависимости от высоты препятствия над уровнем аэродрома и удаления препятствия от точки старта определяется по графику, см. рис. 7.3.7.

(3) При наличии препятствия по курсу взлета на расстоянии менее 4 км от точки старта по графику, см. рис. 7.3.8, определяется максимально допустимая приведенная взлетная масса самолета, ограниченная наличием препятствия в зависимости от его высоты над уровнем аэродрома и удаления препятствия от конца взлетной дистанции. По известной высоте препятствия и приведенной взлетной массе, определенной по материалам п. 7.3.2.2, определяется удаление препятствия от конца взлетной дистанции ($L_{преп.} - L_{взл.}$).

I. Если сумма полученной величины и расчетного значения РДВ, см. п. 7.3.2.2, не превышают значения $L_{преп.}$, то безопасность взлета обеспечена.

2. Если сумма значений ($L_{преп.} - L_{взл.}$) и расчетной РДВ превышает значение $L_{преп.}$, необходимо уменьшить приведенную взлетную массу до величины, при которой сумма значений удаления препятствия от конца взлетной дистанции ($L_{преп.} - L_{взл.}$) и расчетной РДВ будет равна удалению препятствия от точки старта.
Эта приведенная взлетная масса принимается за максимально допустимую, ограниченную наличием препятствия.

7.3.2.4. Определение фактической взлетной массы

(I) Для наименьшей приведенной взлетной массы, определенной по материалам подпунктов 7.3.2.2 и 7.3.2.3 с учетом всех ограничений, уточняется значение $V_1/V_{п.ст.}$, а затем в зависимости от метеоусловий на аэродроме по графику, см. рис. 7.3.9, определяется фактическая взлетная масса.

(2) Для фактической взлетной массы по графикам, см. рис. 7.3.I + 7.3.4, определяются скорости на взлете.

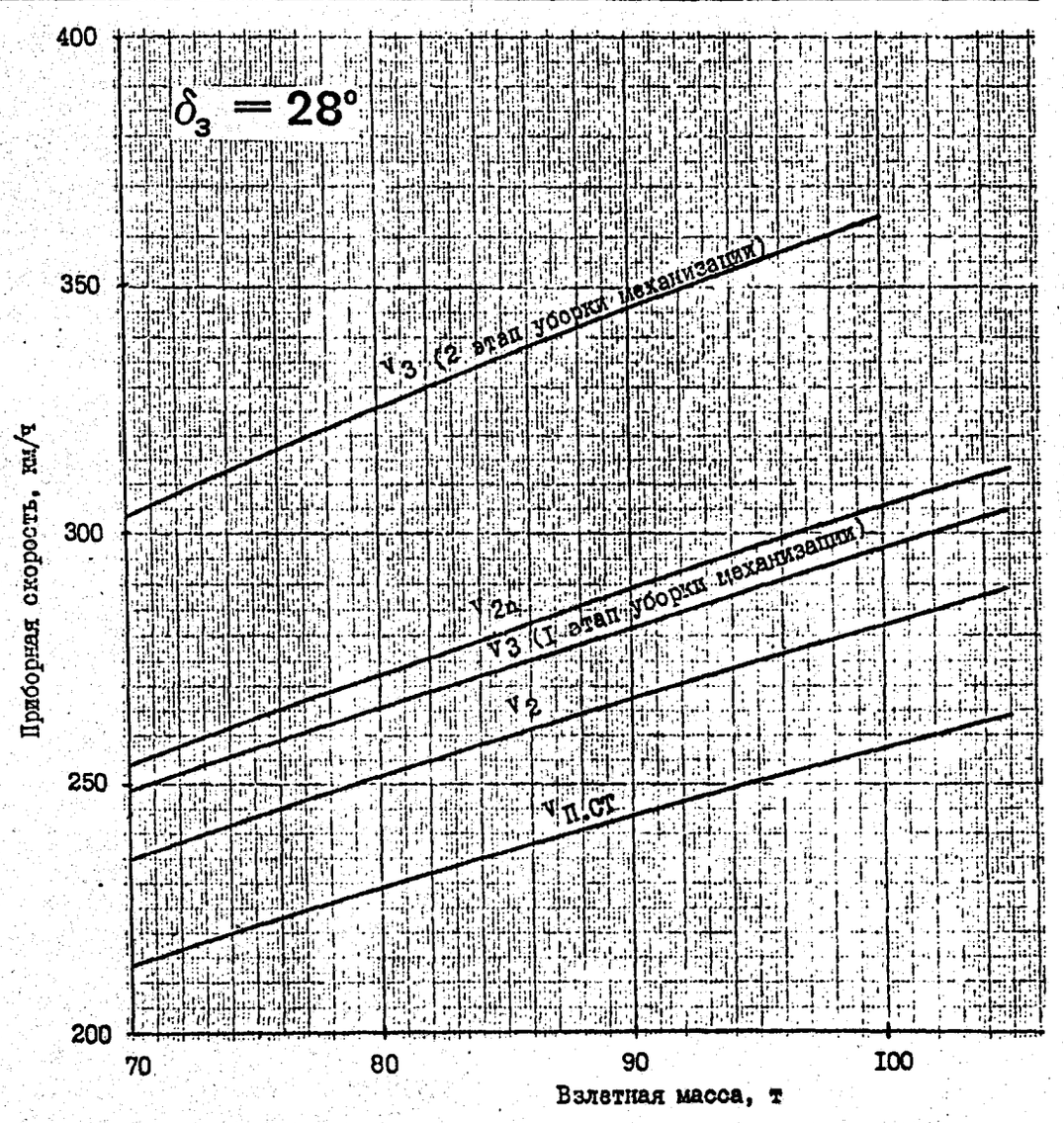
(прод)

Вложить лицевой стороной к стр. 7.3.4

Стр. 7.3.4 (Март 16/90). пункт 7.3.2.4
дополнить подпунктом (3) с текстом в следующей редакции:

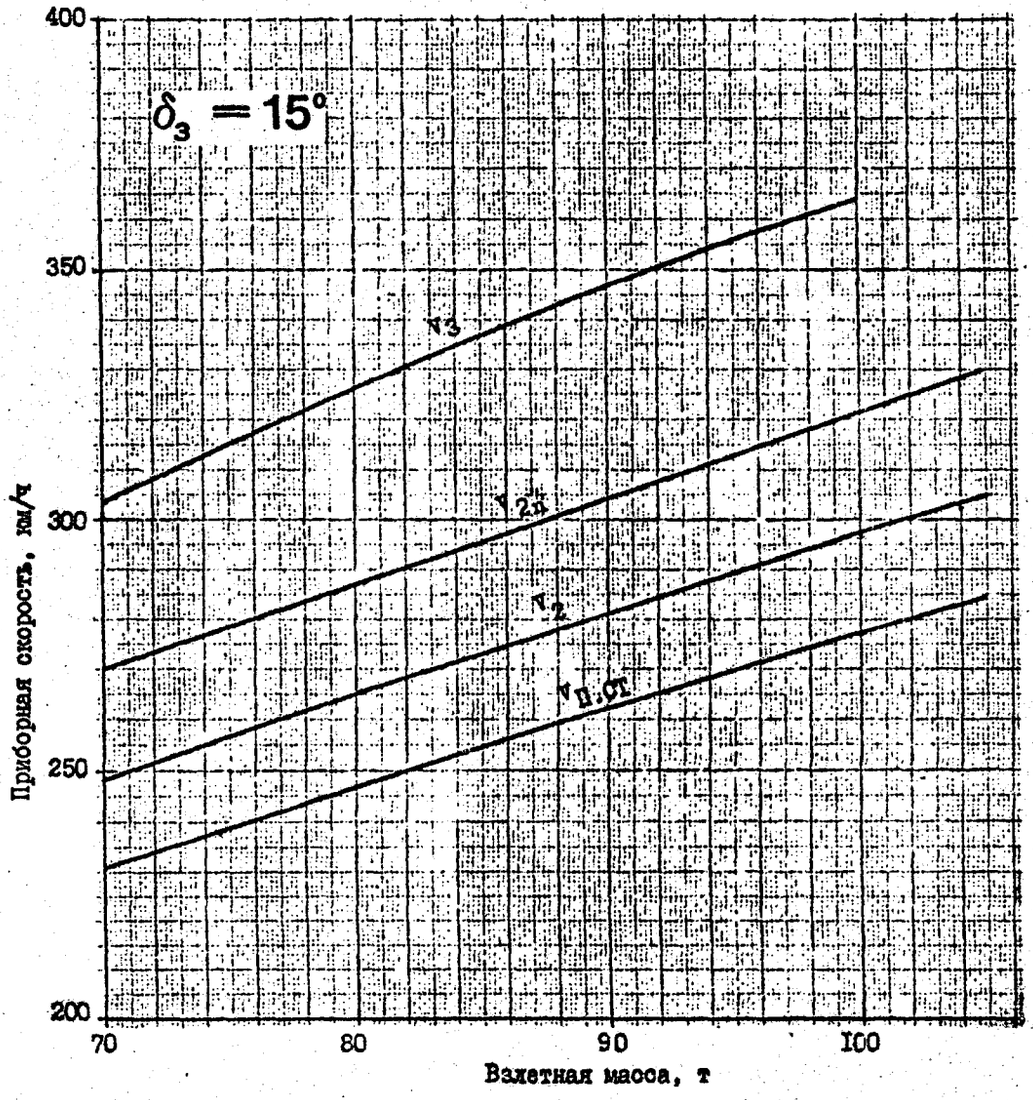
(3) Для самолетов, имеющих запись в разделе "Индивидуальные особенности" формуляра об ограничении максимально допустимой взлетной массы, фактическая взлетная масса должна быть уменьшена на величину, указанную в формуляре, если максимально допустимая приведенная взлетная масса ограничивается не пунктом 2.5.1 а длиной ВПП, условиями на аэродроме вылета или наличием препятствия по курсу взлета.

(прод)



Скорости на взлете с закрылками 28°

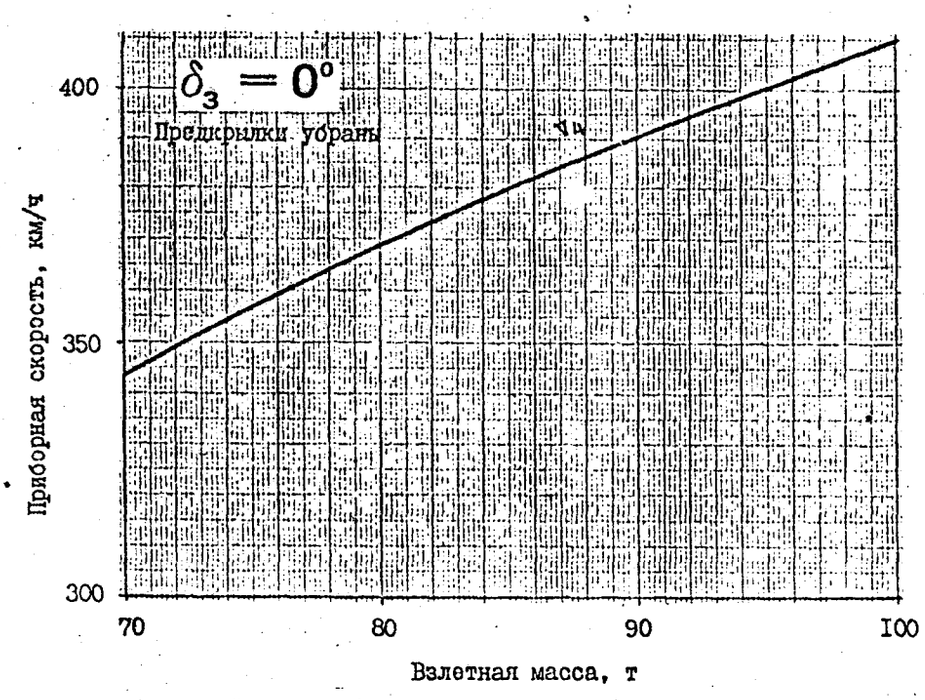
Рис. 7.3.I
(прод.)



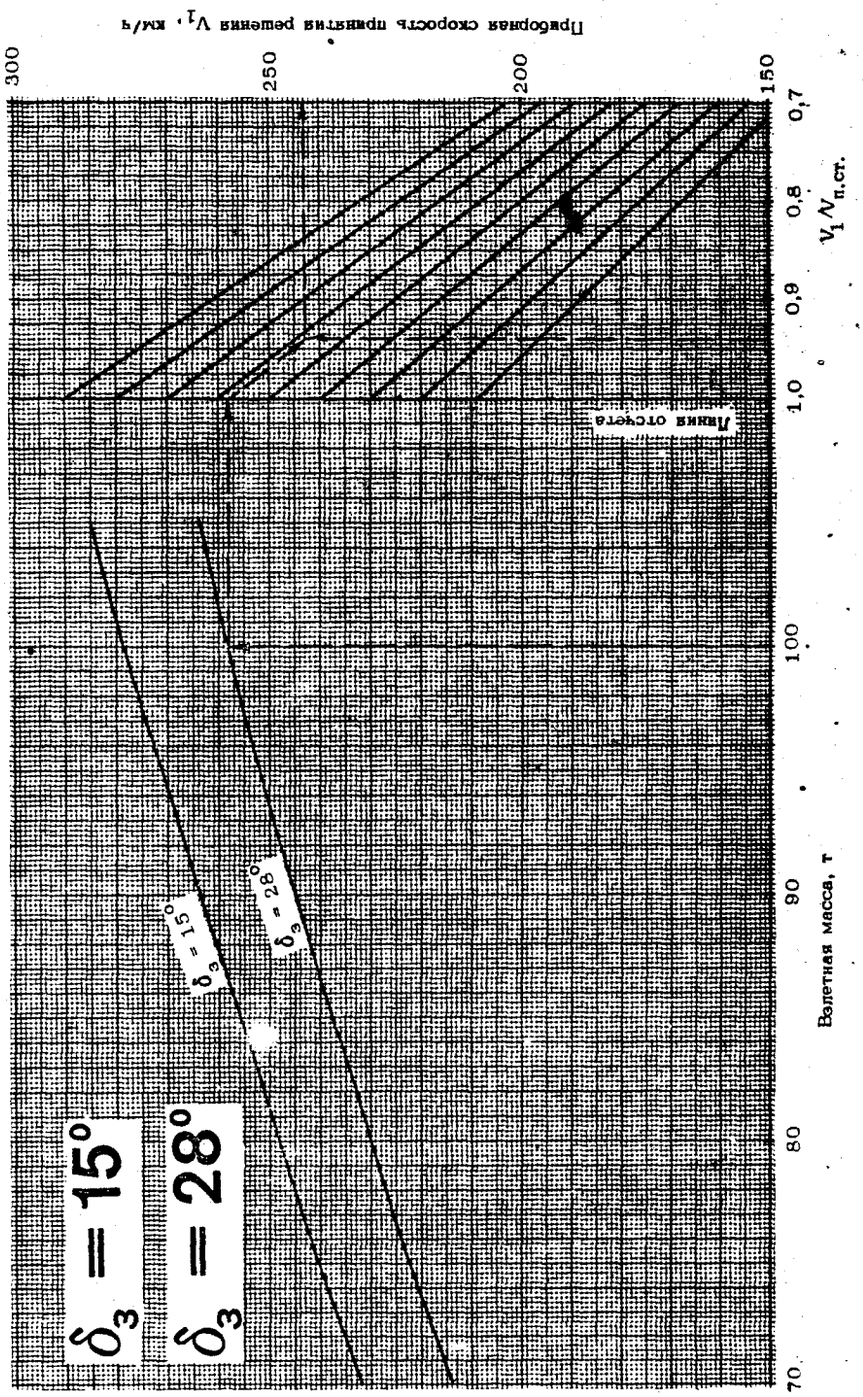
Скорости на взлете с закрылками 15°

Рис. 7.3.2

(прод.)



Скорость при убранной механизации на взлете
Рис. 7.3.3
(прод.)



Перевод относительной скорости принятия решения $V_1/V_{п.ст}$
в скорость принятия решения V_1
Рис. 7.3.4

(прод)

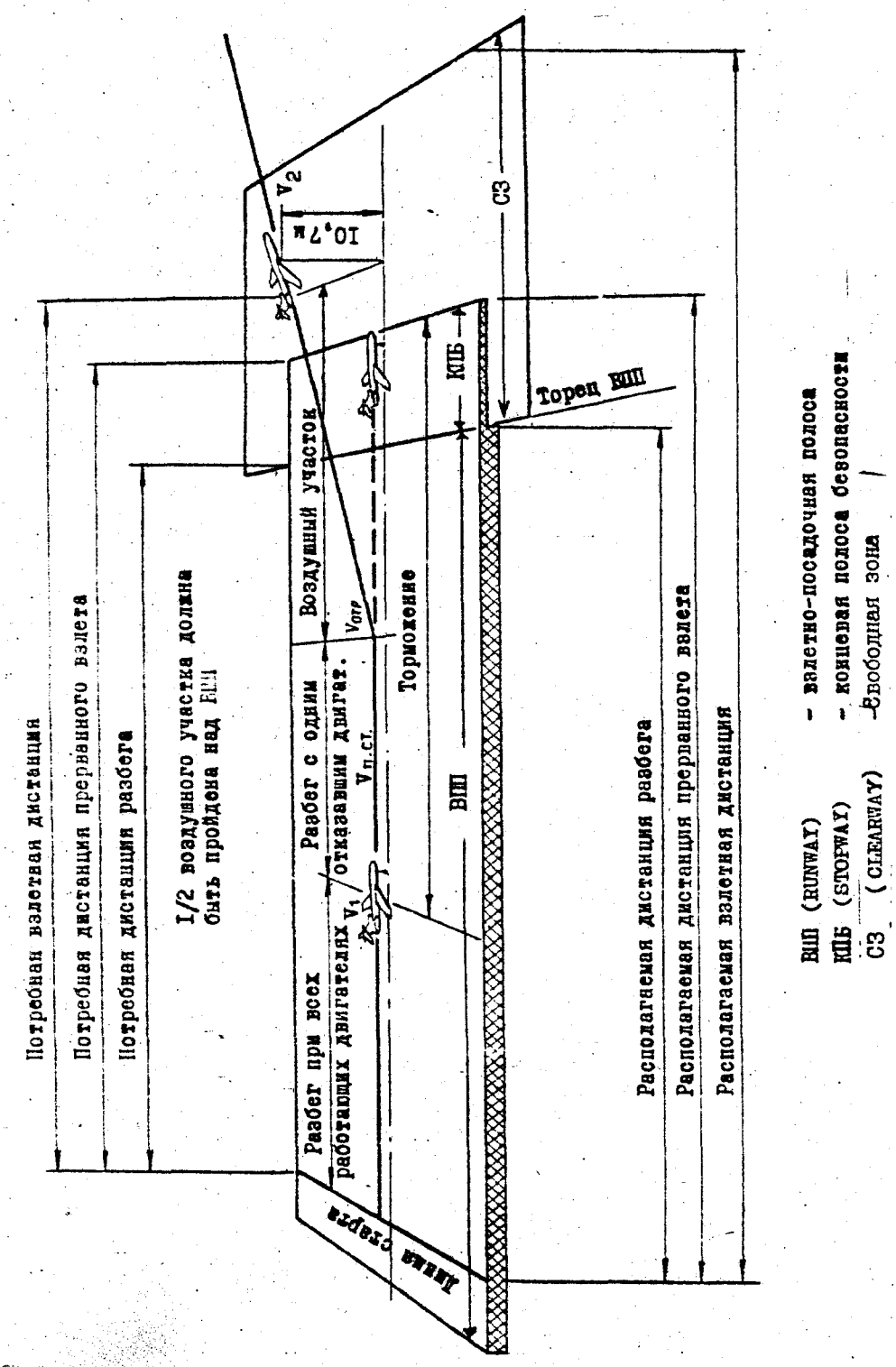
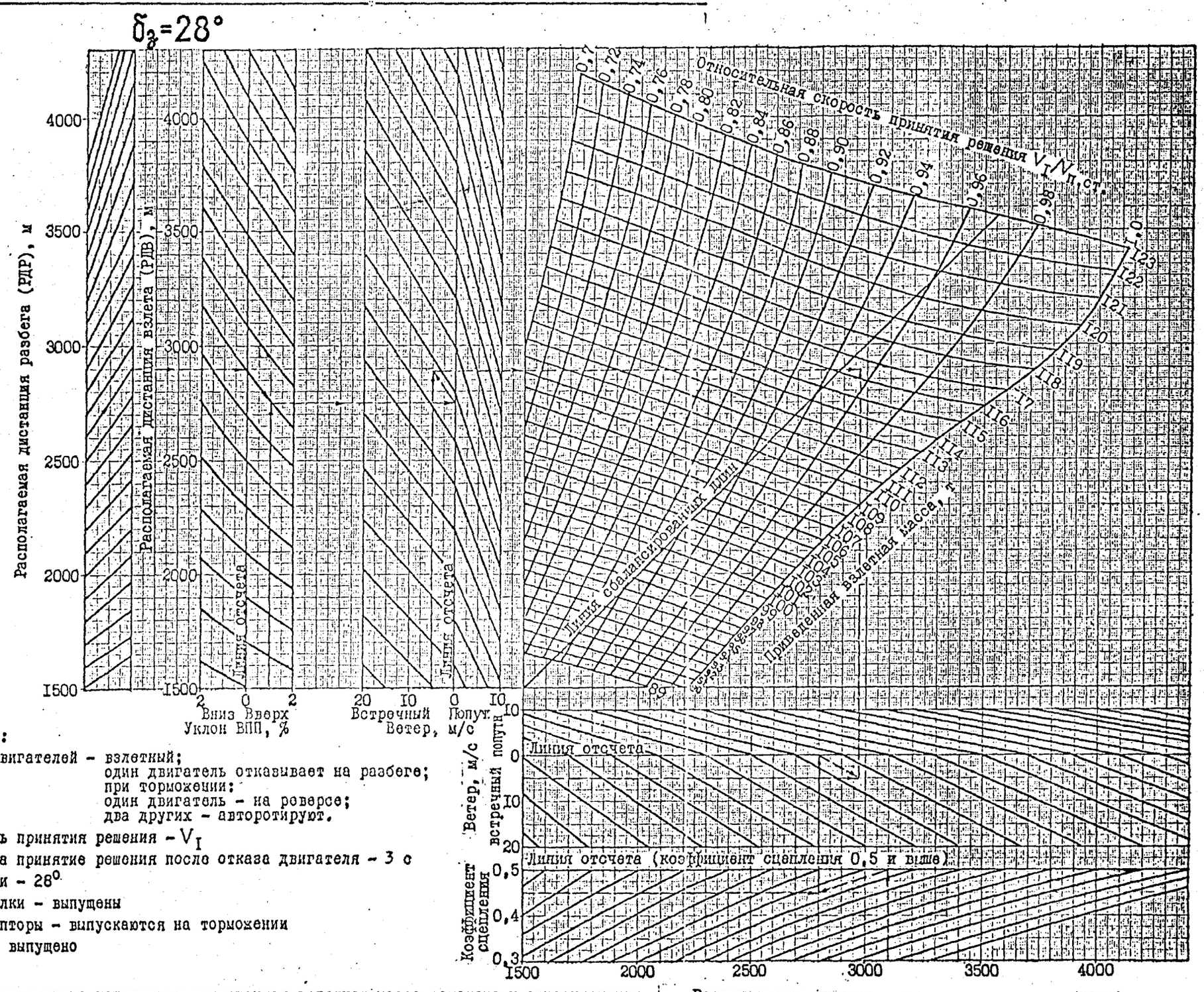


Схема взлета при отказе одного двигателя
Рис. 7.3.5
(прод)



Условия:

Режим двигателей - взлетный;
один двигатель отказывает на разбеге;
при торможении:
один двигатель - на реверсе;
два других - авторотируют.

Скорость принятия решения - V_I

Время на принятие решения после отказа двигателя - 3 с

Закрылки - 28°

Предкрылки - выпущены

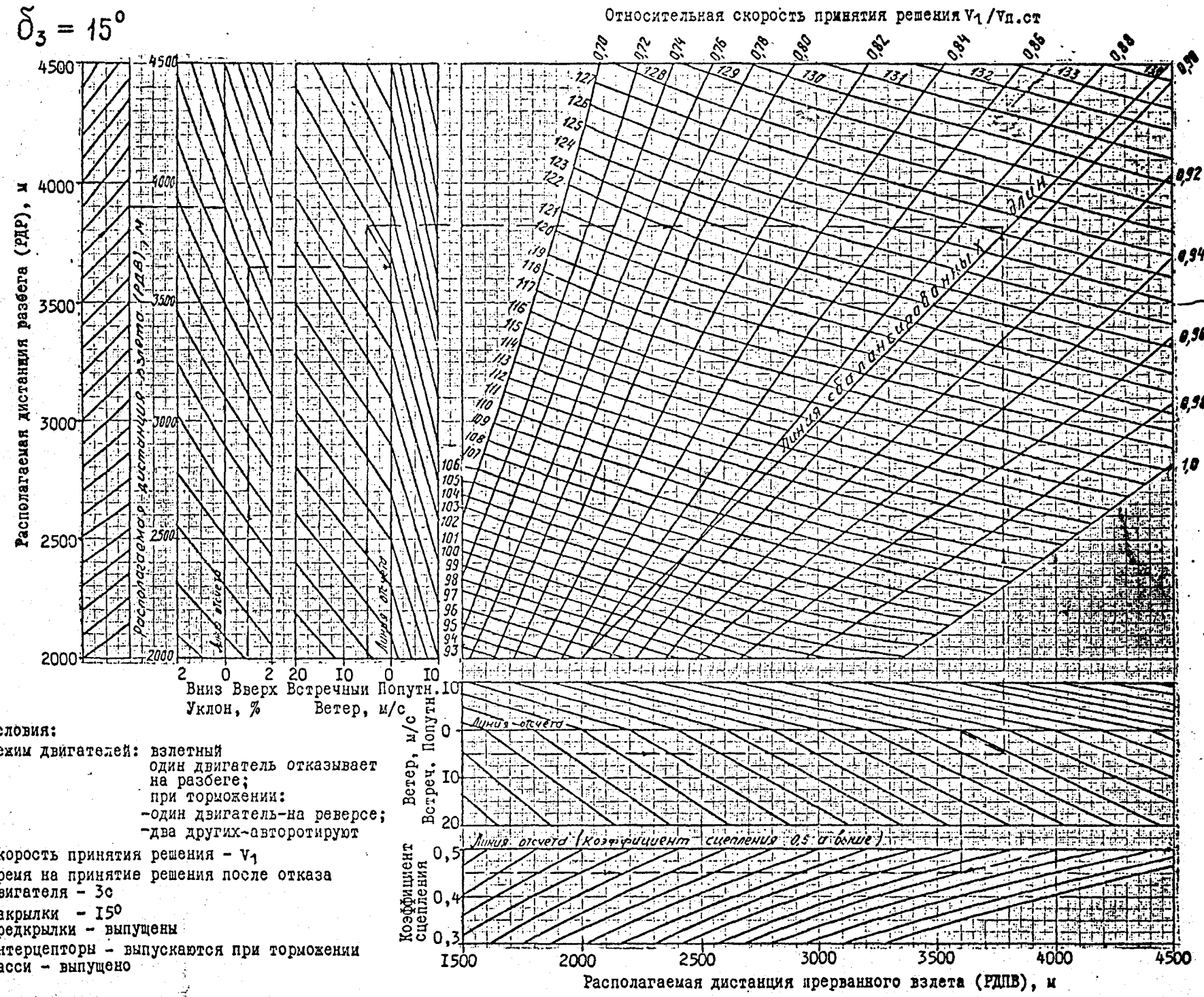
Интерцепторы - выпускаются на торможении

Шасси - выпущено

Максимально допустимая приведенная взлетная масса самолета и относительная скорость принятия решения $V_I/V_{п.ст.}$ в зависимости от располагаемых дистанций и условий на аэродроме

Рис. 7.3.6

(прод)



Условия:

Режим двигателей: взлетный
один двигатель отказывает на разбеге;
при торможении:
-один двигатель-на реверсе;
-два других-авторотируют

Скорость принятия решения - V_1

Время на принятие решения после отказа двигателя - 3с

Закрылки - I5°

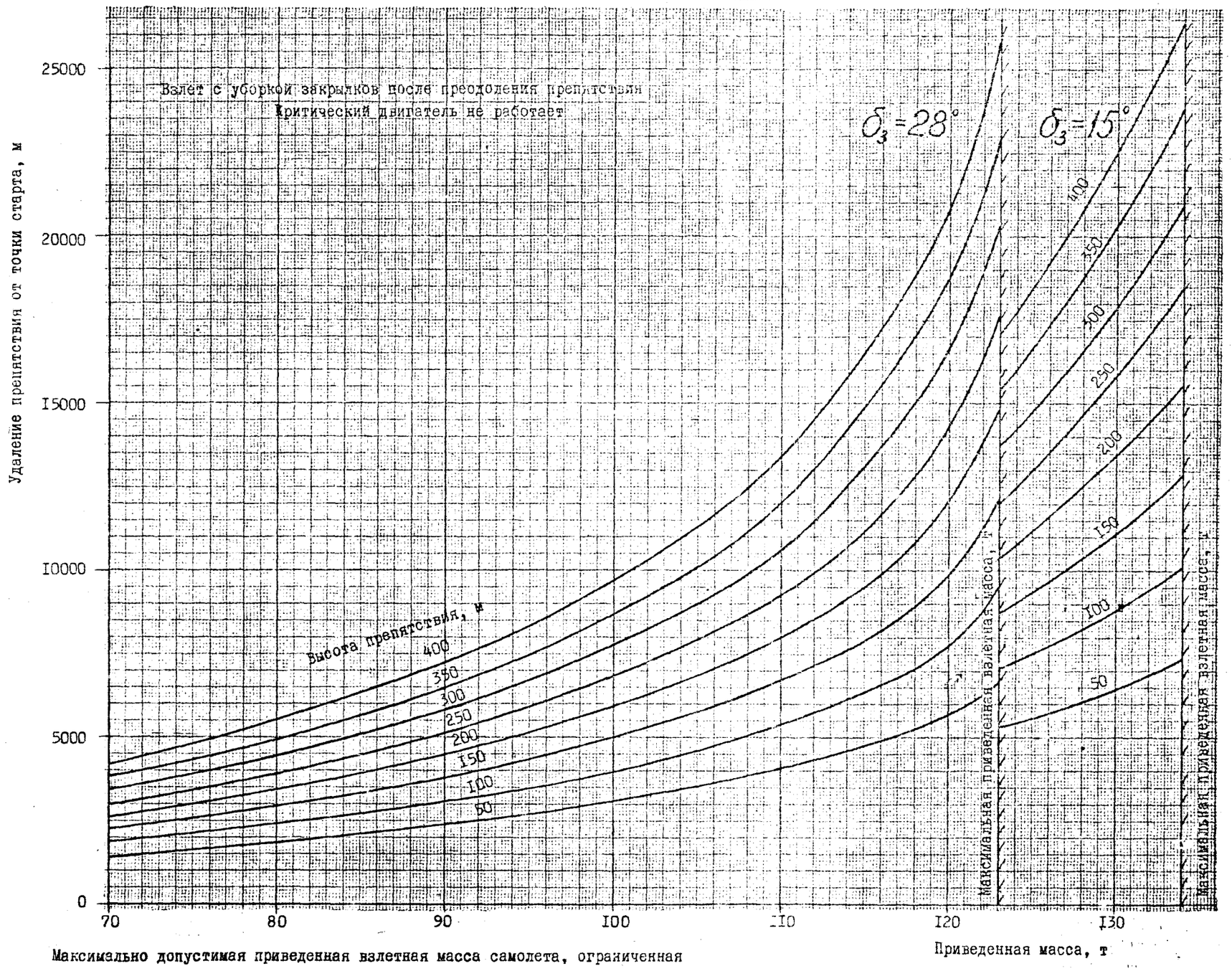
Предкрылки - выпущены

Интерцепторы - выпускаются при торможении

Шасси - выпущено

Максимально допустимая приведенная взлетная масса самолета и относительная скорость принятия решения $V_1/V_{п.ст}$ в зависимости от располагаемых дистанций и условий на аэродроме

Рис. 7.3.6а
(прод)

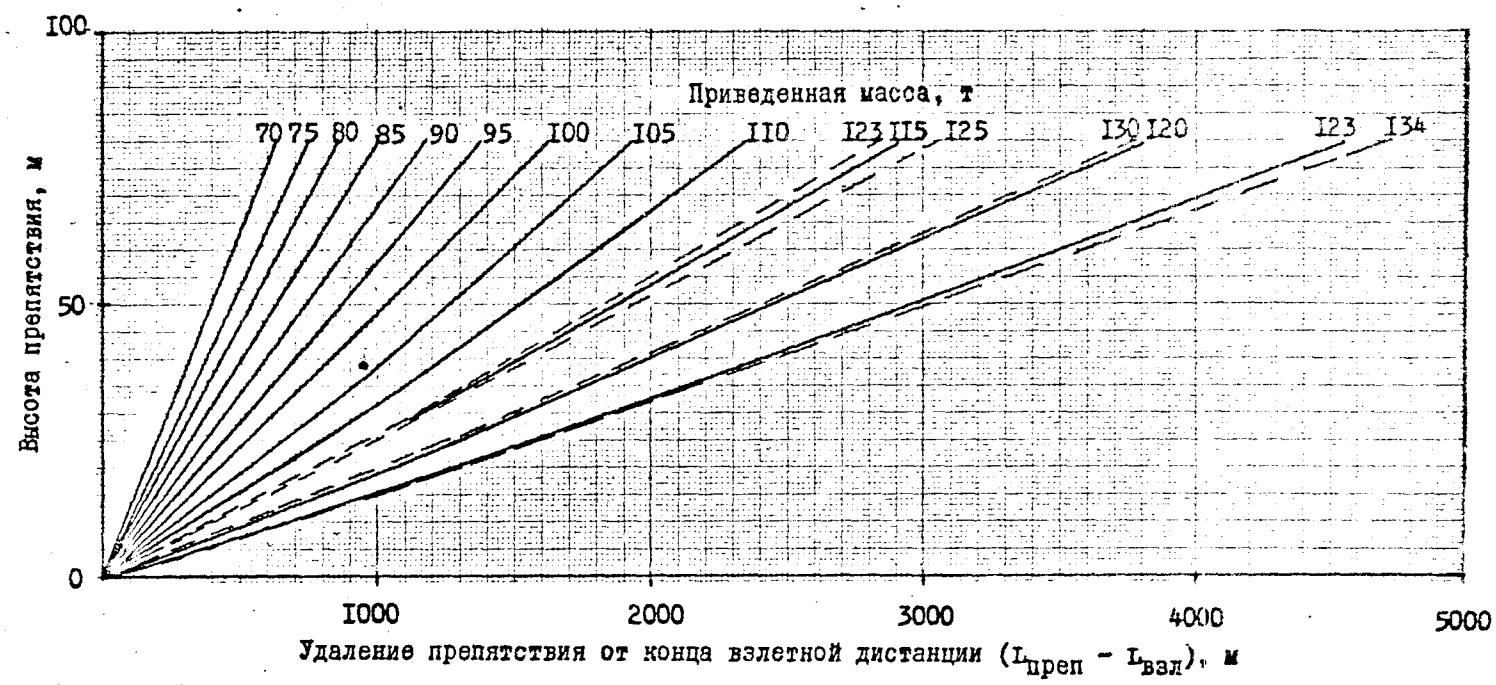


Условия:
2 двигателя - на взлетном режиме
I двигатель - авторотирует
Закрылки на взлете - 28° или 15°
Предкрылки на взлете - выпущены
Шасси на взлете - выпущено
В процессе набора высоты - шасси убирается, а закрылки и предкрылки убираются после преодоления препятствия

Максимально допустимая приведенная взлетная масса самолета, ограниченная наличием препятствия, в зависимости от удаления препятствия от точки старта

Рис. 7.3.7
(прод)

КРИТИЧЕСКИЙ ДВИГАТЕЛЬ НЕ РАБОТАЕТ



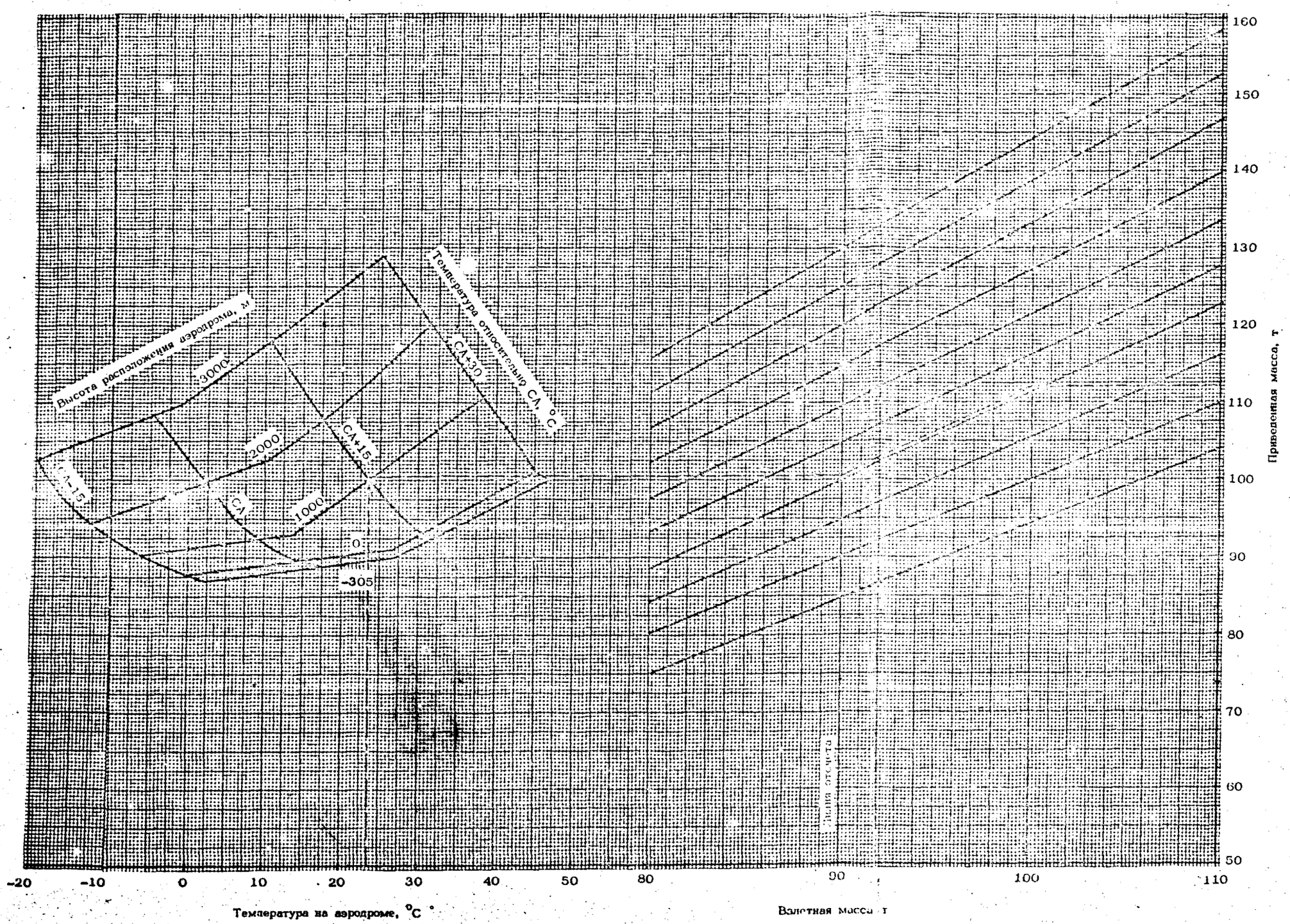
——— $\delta_з = 28^0$
— — — $\delta_з = 15^0$

Условия:

2 двигателя	- на взлетном режиме
1 двигатель	- авторотирует
Закрылки на взлете	- 28^0 или 15^0
Предкрылки	- выпущены
Шасси	- выпущено и убирается в процессе набора высоты

Максимально допустимая приведенная взлетная масса самолета, ограниченная наличием препятствия в зависимости от удаления препятствия от конца взлетной дистанции

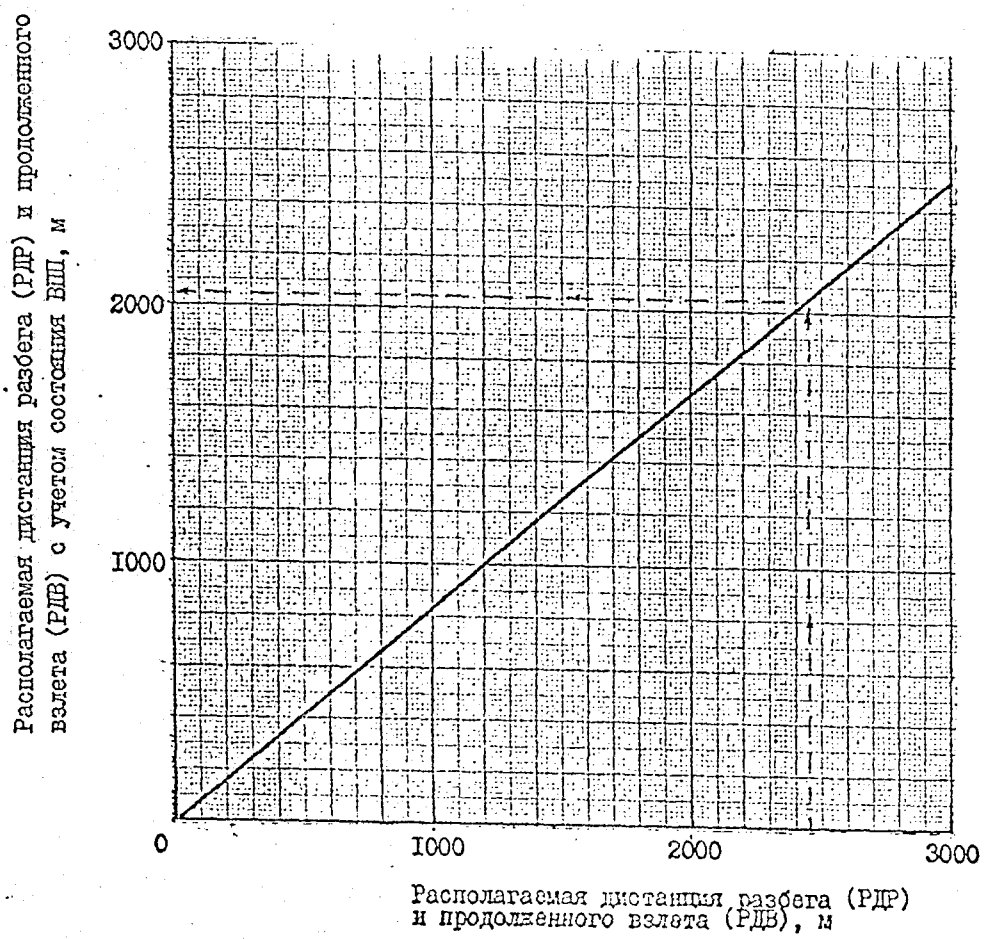
Рис. 7.3.8
(прод)



Взлетная масса самолета, в зависимости от приведенной взлетной массы, высоты расположения и температуры на аэродроме

Рис. 7.3.9

(прод)



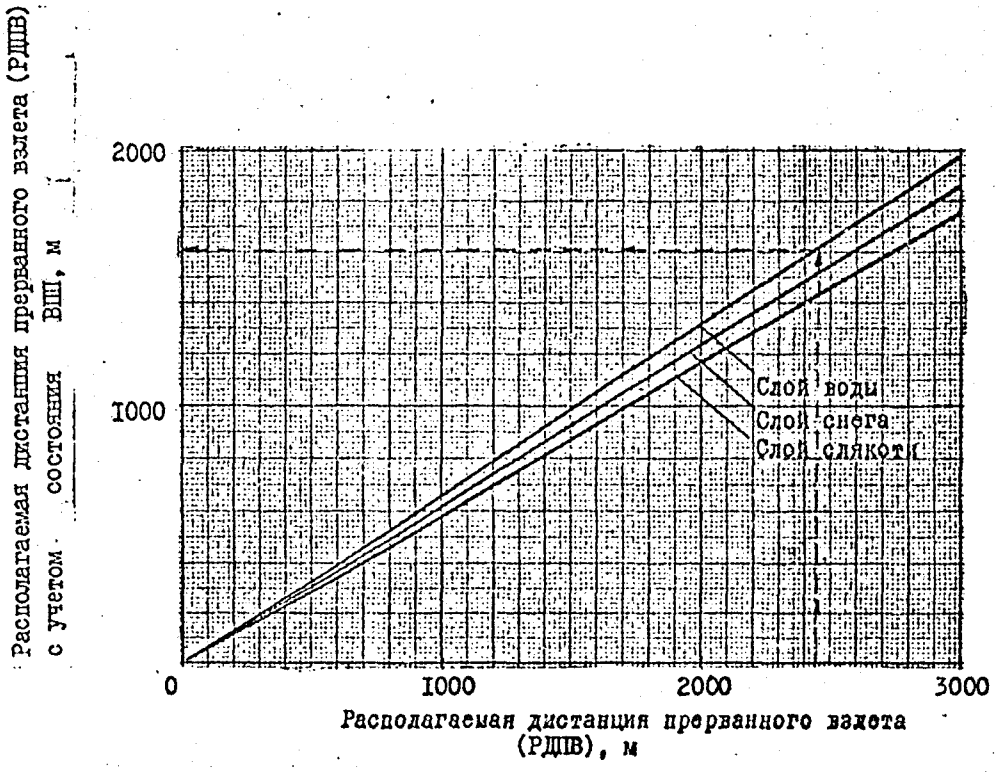
УСЛОВИЯ:

Слой воды 3 - 10мм
Слой слякоти 3 - 12мм

Располагаемая дистанция разбега и продолженного взлета с учетом состояния ВПП

Рис. 7.3.10

(прод.)



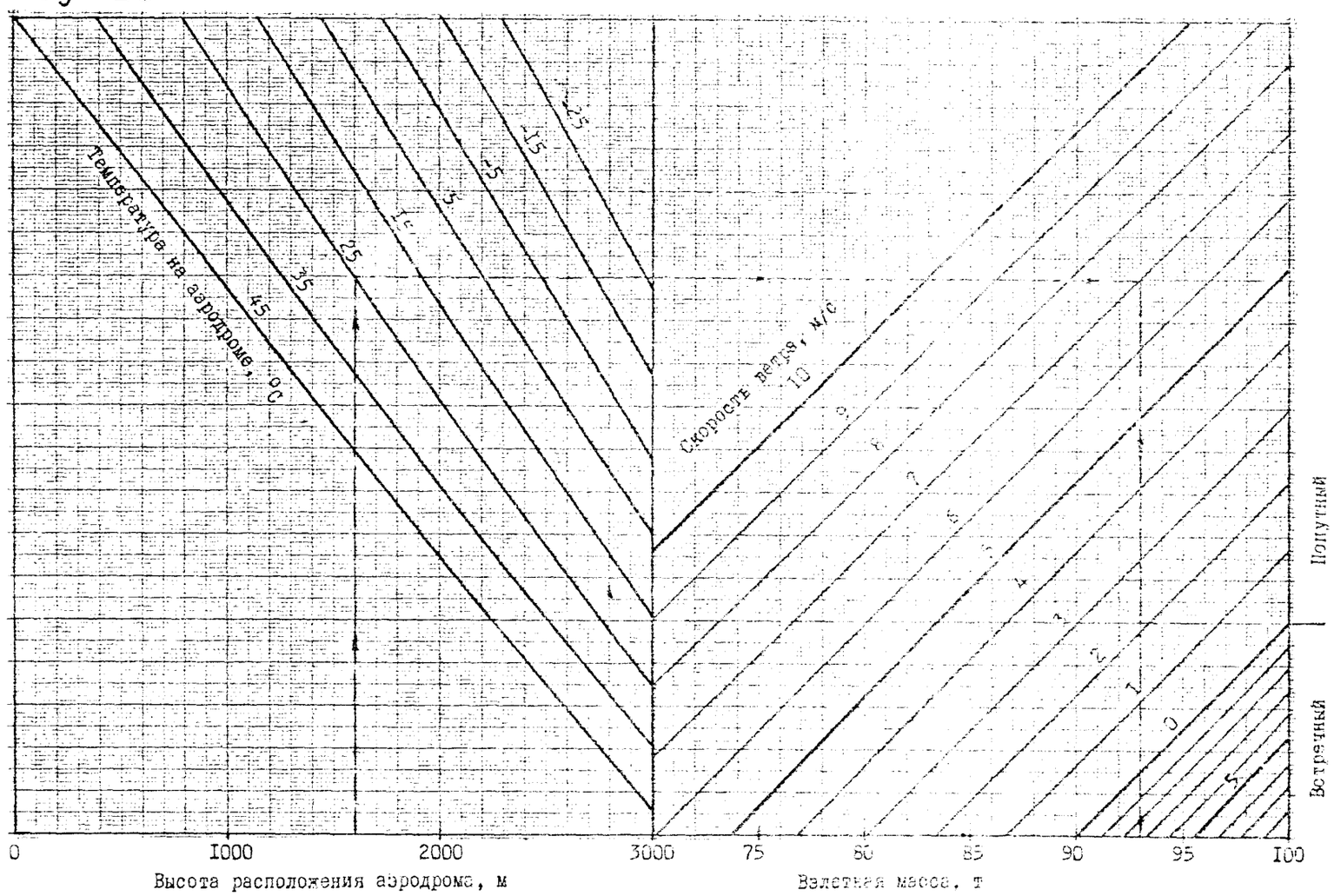
УСЛОВИЯ:

Слой воды 3 - 10 мм
Слой слякоти 3 - 12 мм
Слой сухого снега 10 - 50 мм

Располагаемая дистанция прерванного взлета с учетом состояния ВПП

Рис. 7.3.11
(прод.)

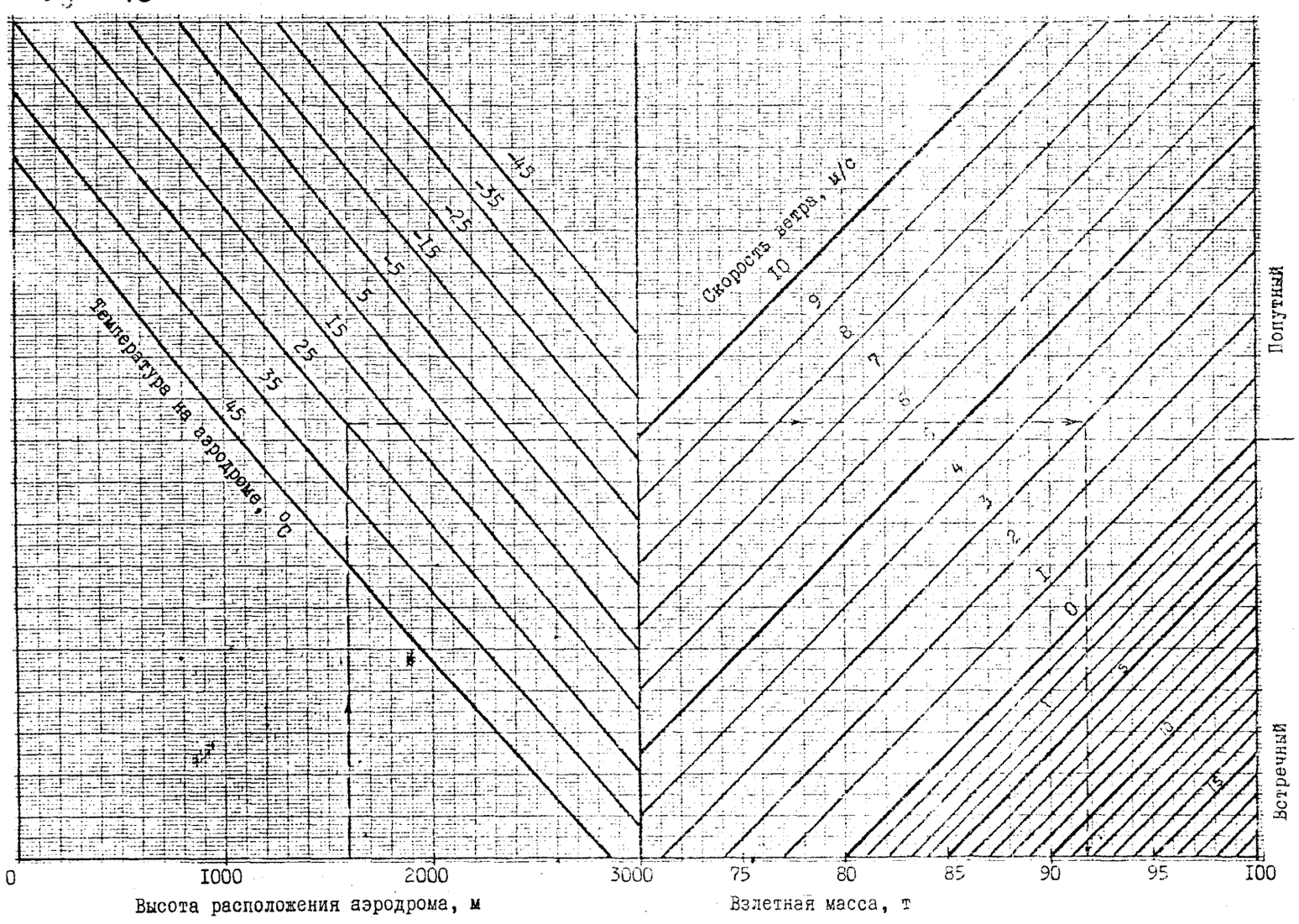
$\delta_3 = 28^0$



Максимальная взлетная масса, ограниченная максимально допустимой путевой скоростью отрыва ($V_{отр}$ = 325 км/ч, колеса КТ-141Е)

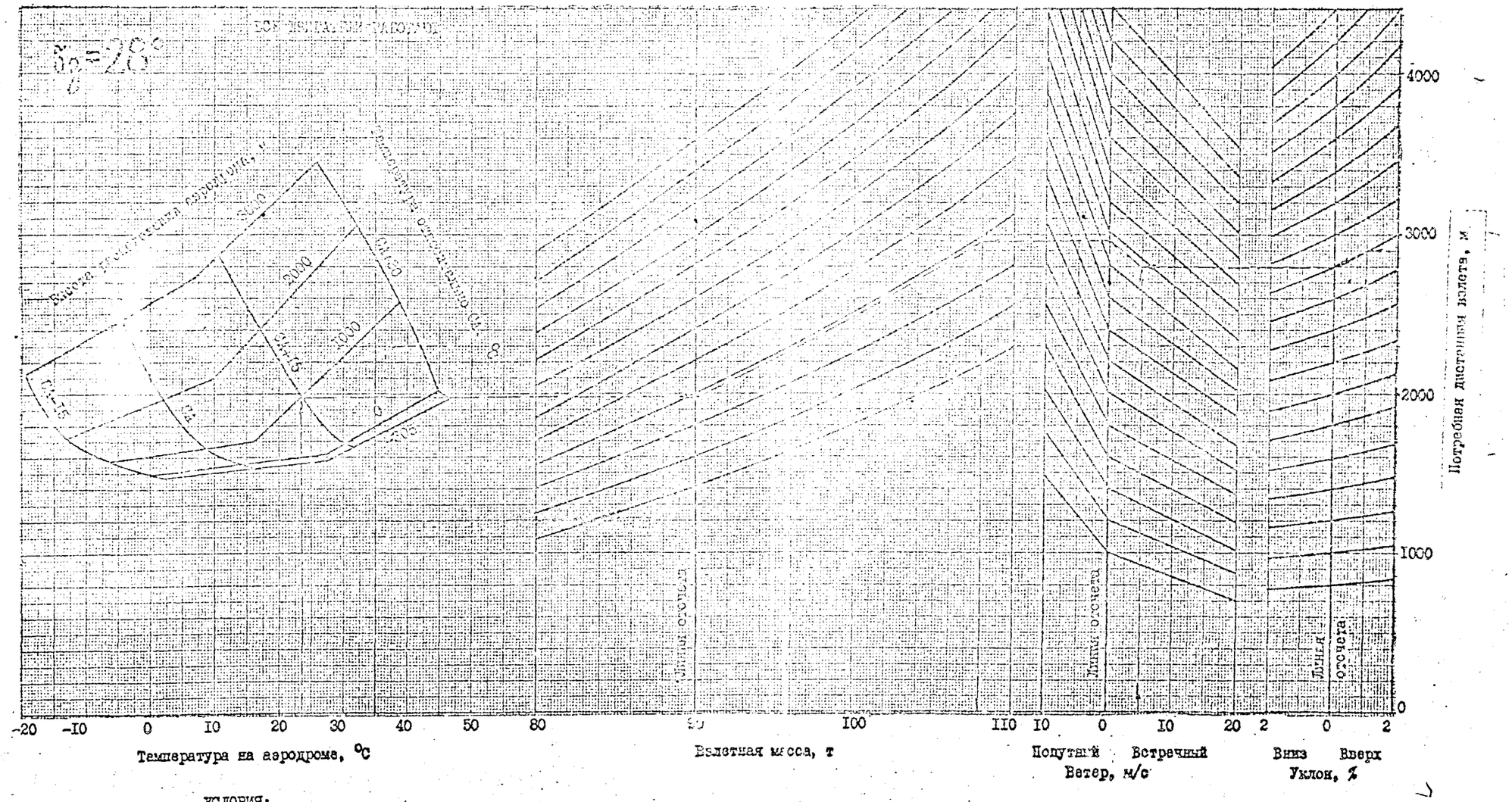
Рис. 7.3.11а
(прод)

$\delta_з = 15^0$



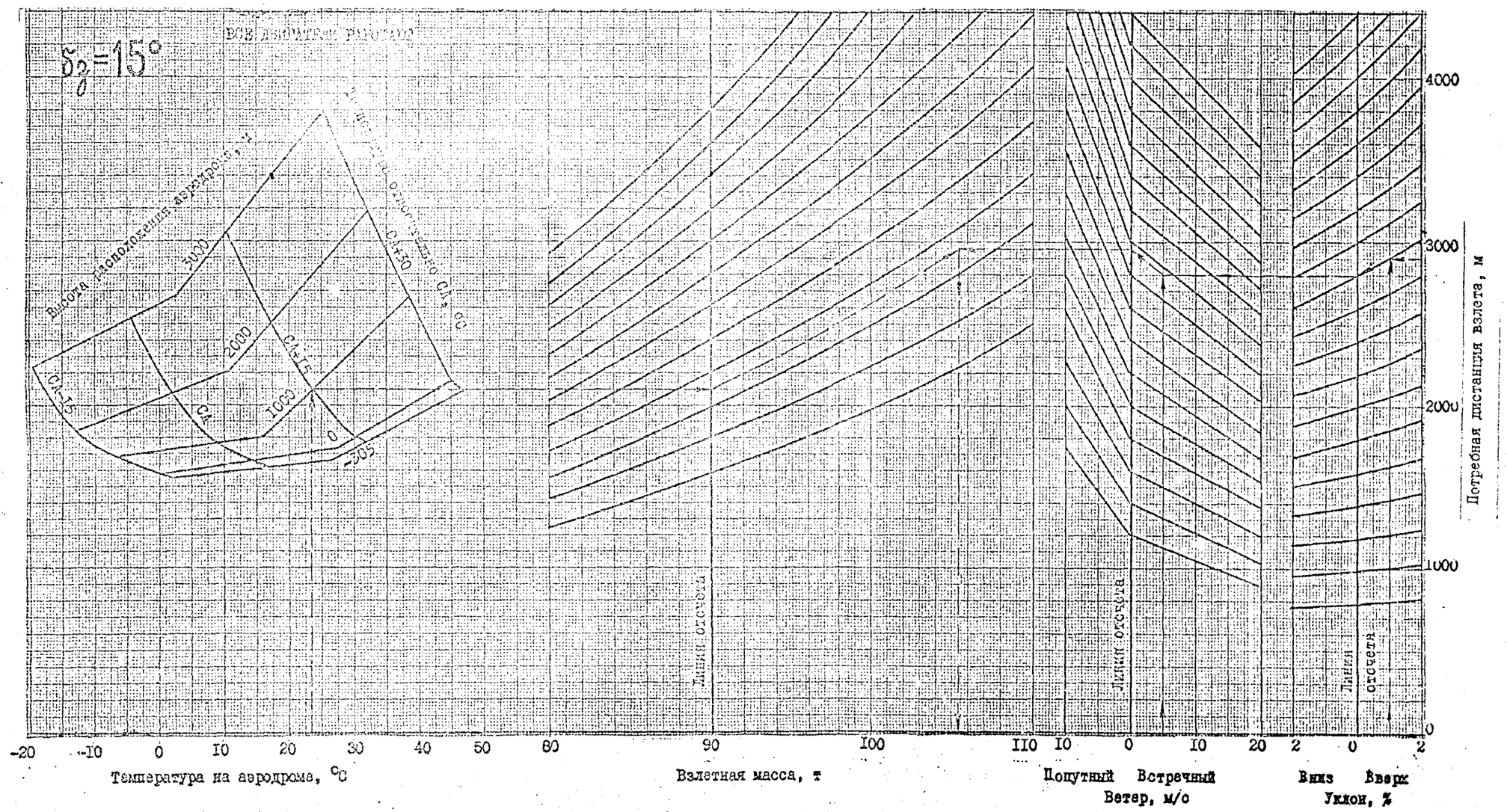
Максимальная взлетная масса, ограниченная максимально допустимой путевой скоростью отрыва ($V_{отр}$ = 325 км/ч, колеса КТ-141Е)

Рис. 7.3.11б
(прод)



УСЛОВИЯ:
3 двигателя – на взлетном режиме
Закрылки – 28°
Предкрылки – выпущены
Шасси – выпущено

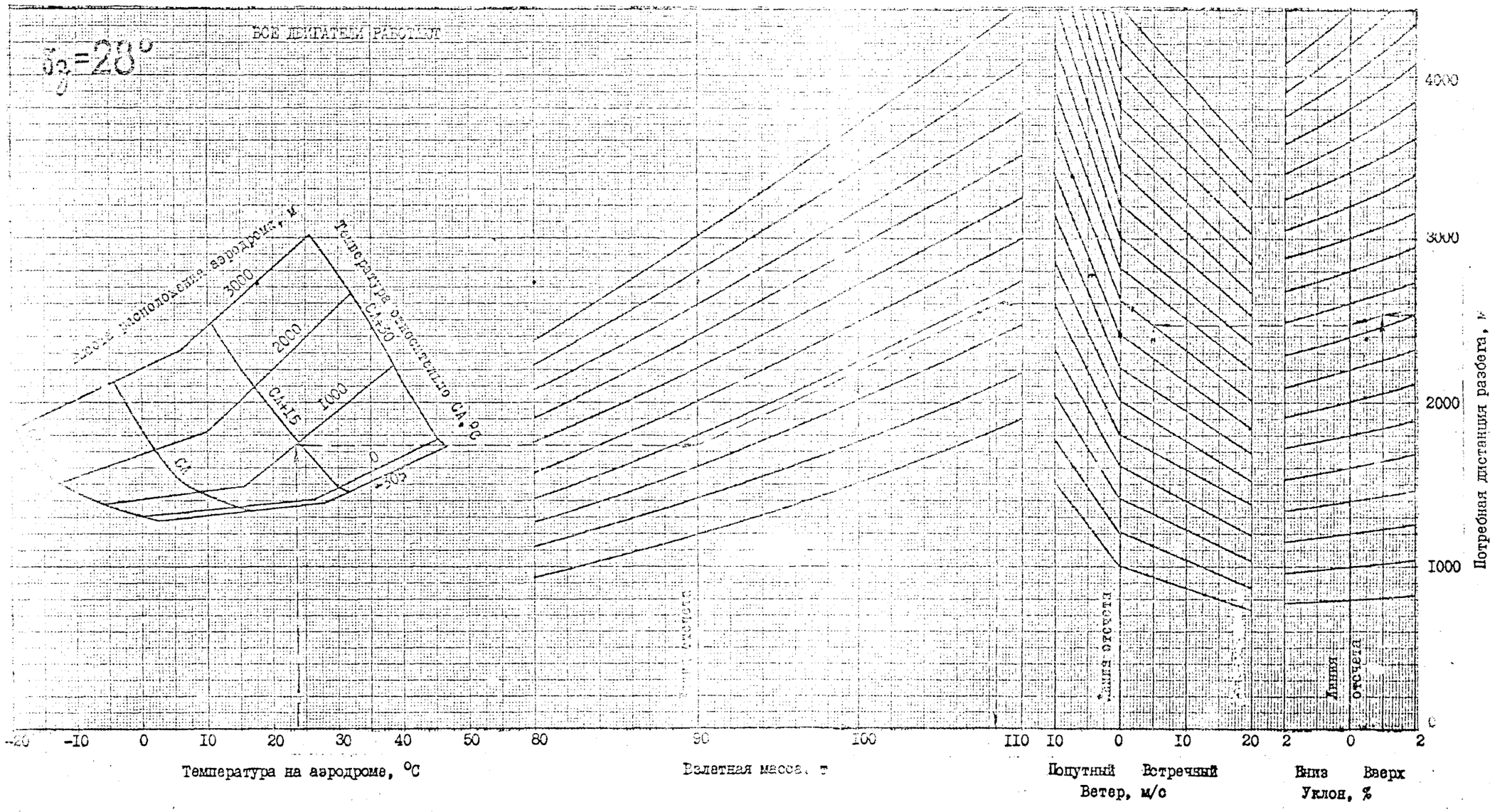
Потребная дистанция взлета
Рис. 7.3.12
(прод)



УСЛОВИЯ :

3 двигателя - на взлетном режиме
Закрылки - 15°
Предкрылки - выпущены
Шасси - выпущено

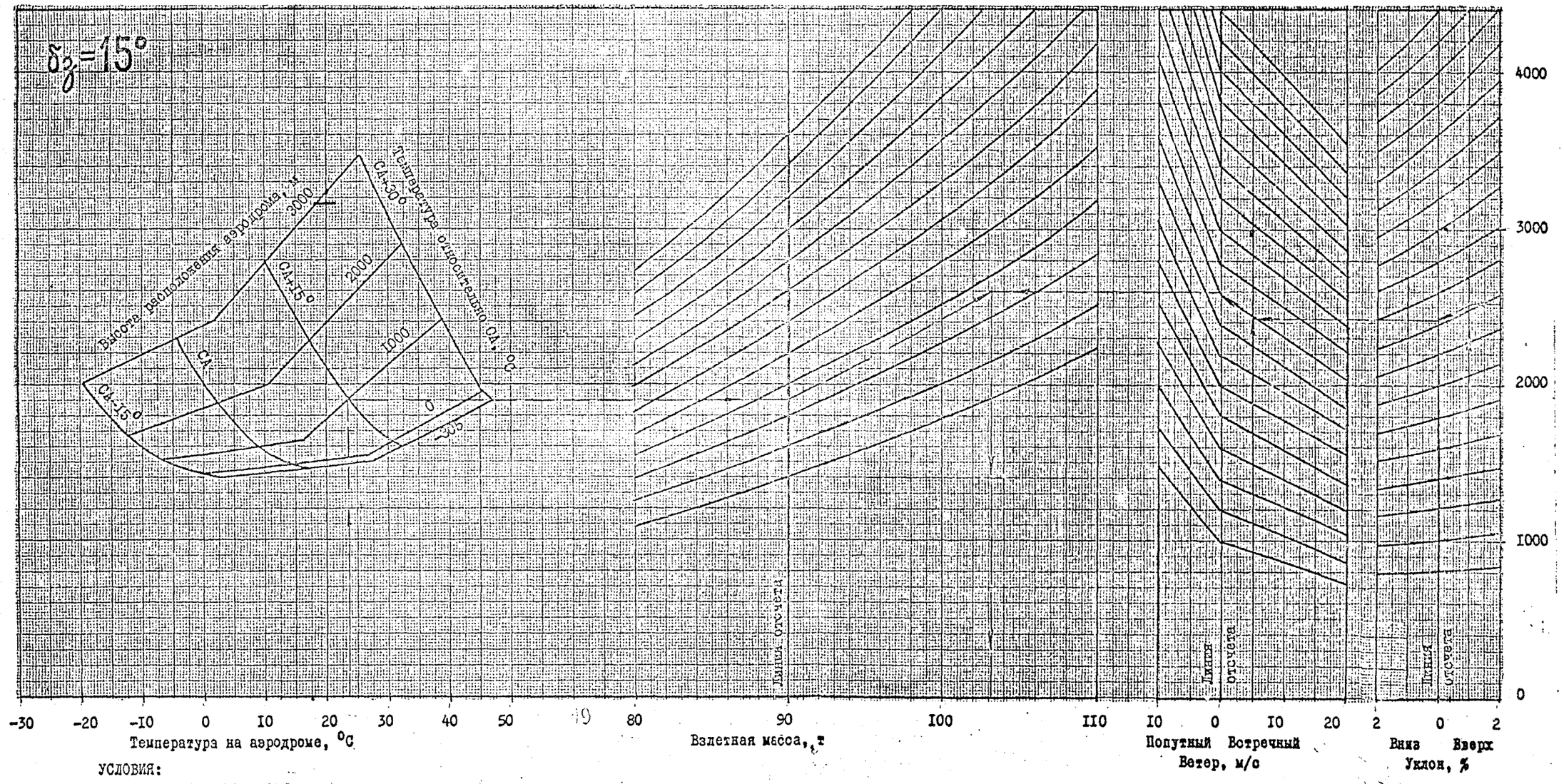
Потребная дистанция взлета
Рис. 7.3.13
(прод.)



УСЛОВИЯ:
3 двигателя – на взлетном режиме
Закрылки – 28°
Предкрылки – выпущены
Шасси – выпущено

Потребная дистанция разбега
Рис. 7.3.14
(прод.)

ВСЕ ДВИГАТЕЛИ РАБОТАЮТ

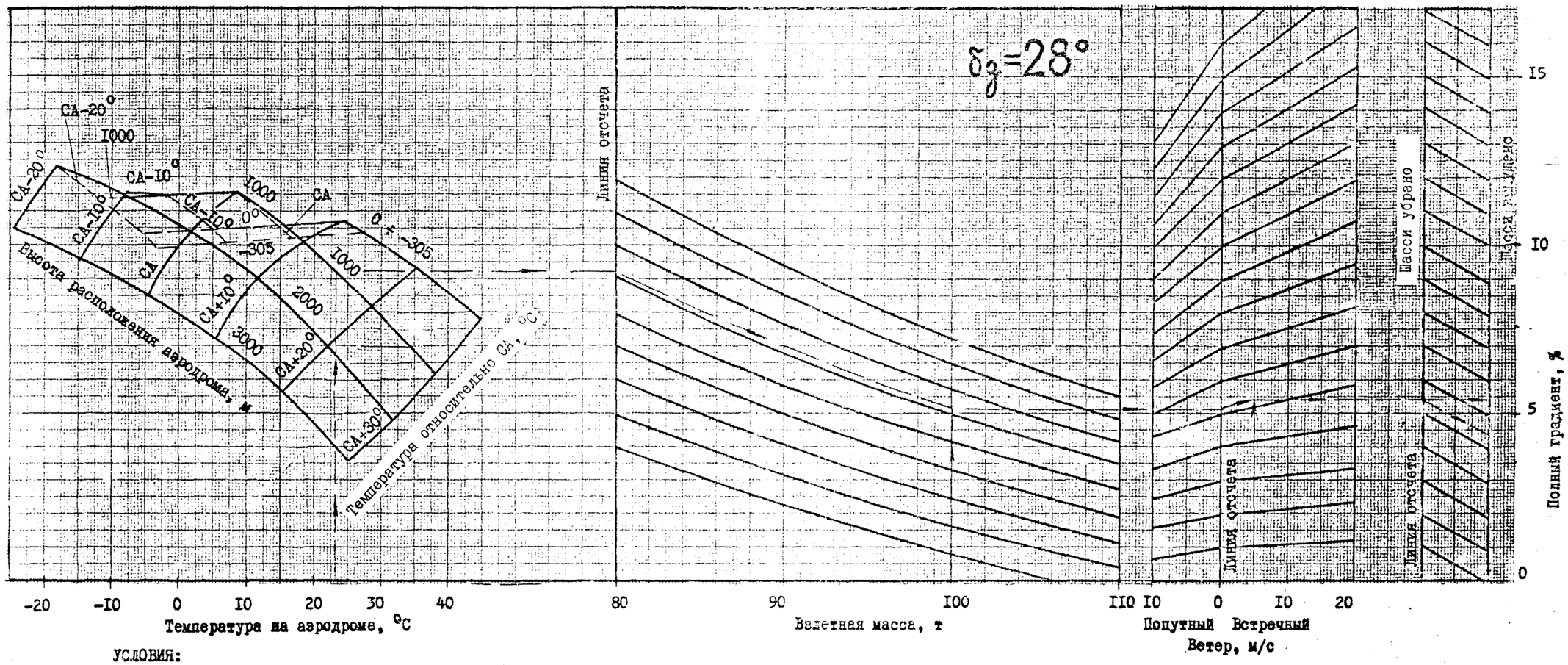


УСЛОВИЯ:

3 двигателя - на взлетном режиме
Закрылки - 15°
Предкрылки - выпущены
Шасси - выпущено

Потребная дистанция разбега
Рис. 7.3.15
(прод.)

КРИТИЧЕСКИЙ ДВИГАТЕЛЬ НЕ РАБОТАЕТ

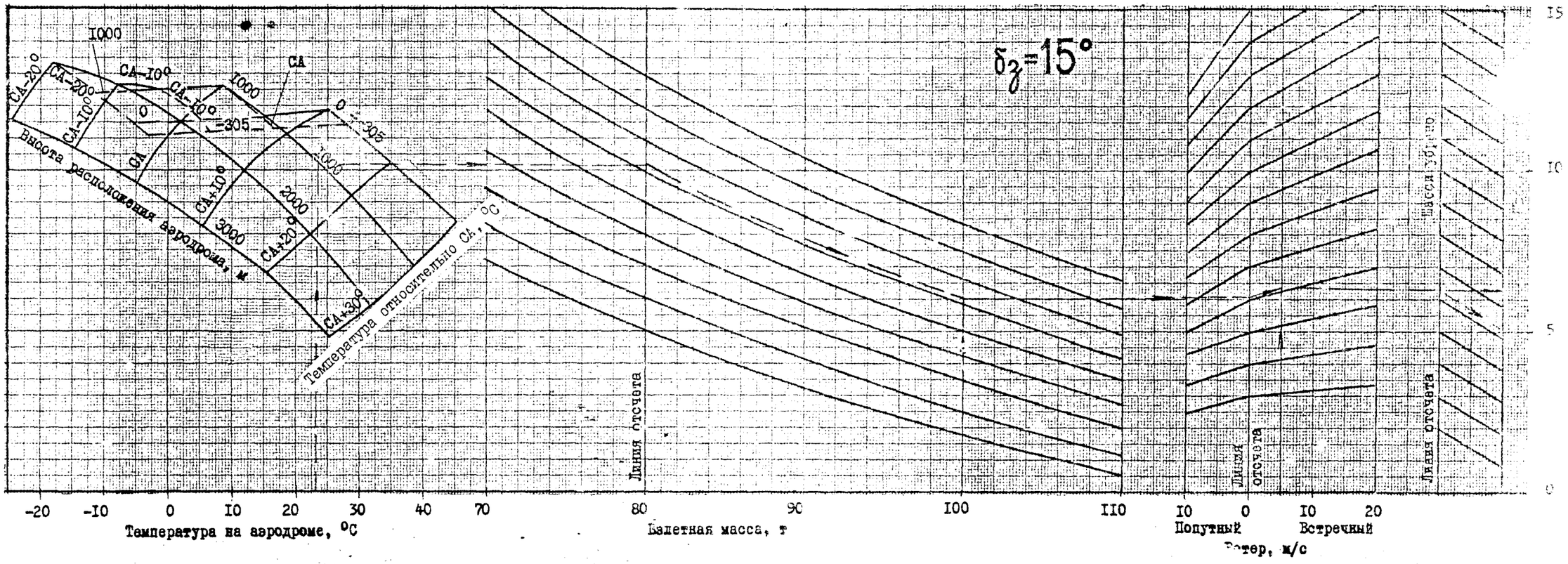


УСЛОВИЯ:

2 двигателя - на взлетном режиме
I двигатель - авторотирует
Закрылки - 28°
Предкрылки - выпущены
Шасси: на Н = I0 м - выпущено
Н = I20м - убрано
Скорость - V_2

Полный градиент набора высоты
Рис.7.3.I6
(прод.)

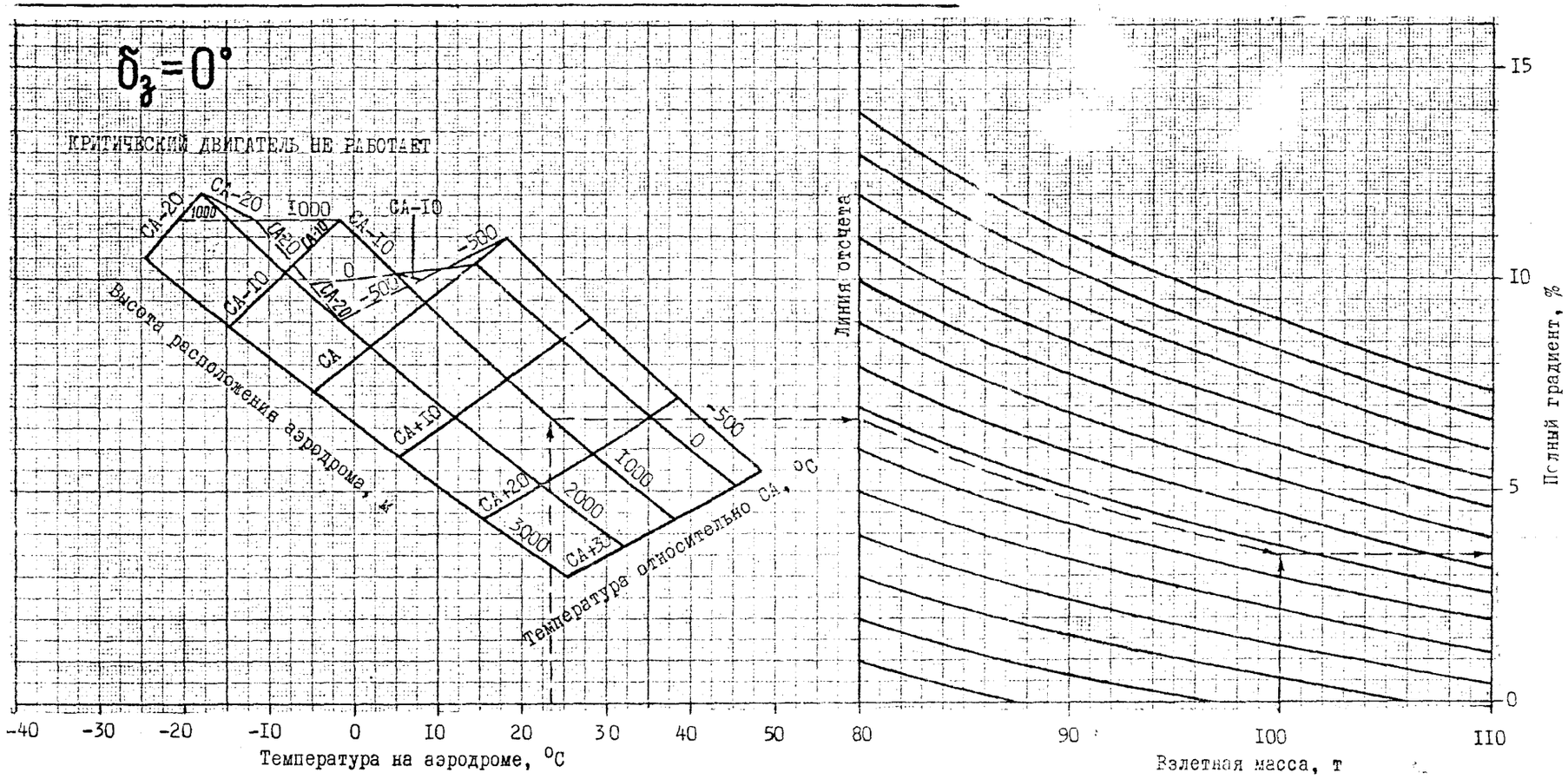
КРИТИЧЕСКИЙ ДВИГАТЕЛЬ НЕ РАБОТАЕТ



УСЛОВИЯ:

2 двигателя - на взлетном режиме
I двигатель - авторотирует
Закрылки - I5°
Предкрылки - выпущены
Шасси на Н=I0 м - выпущено
на Н=I20м - убрано
Скорость V_2

Полный градиент набора высоты
Рис. 7.3.I7
(прод.)



Условия:

Два двигателя - на номинальном режиме
Один двигатель - авторотирует
Закрылки - 0°
Предкылки - убраны
Шасси - убрано
Высота - 450 м
Скорость - V_4

Полный градиент набора высоты

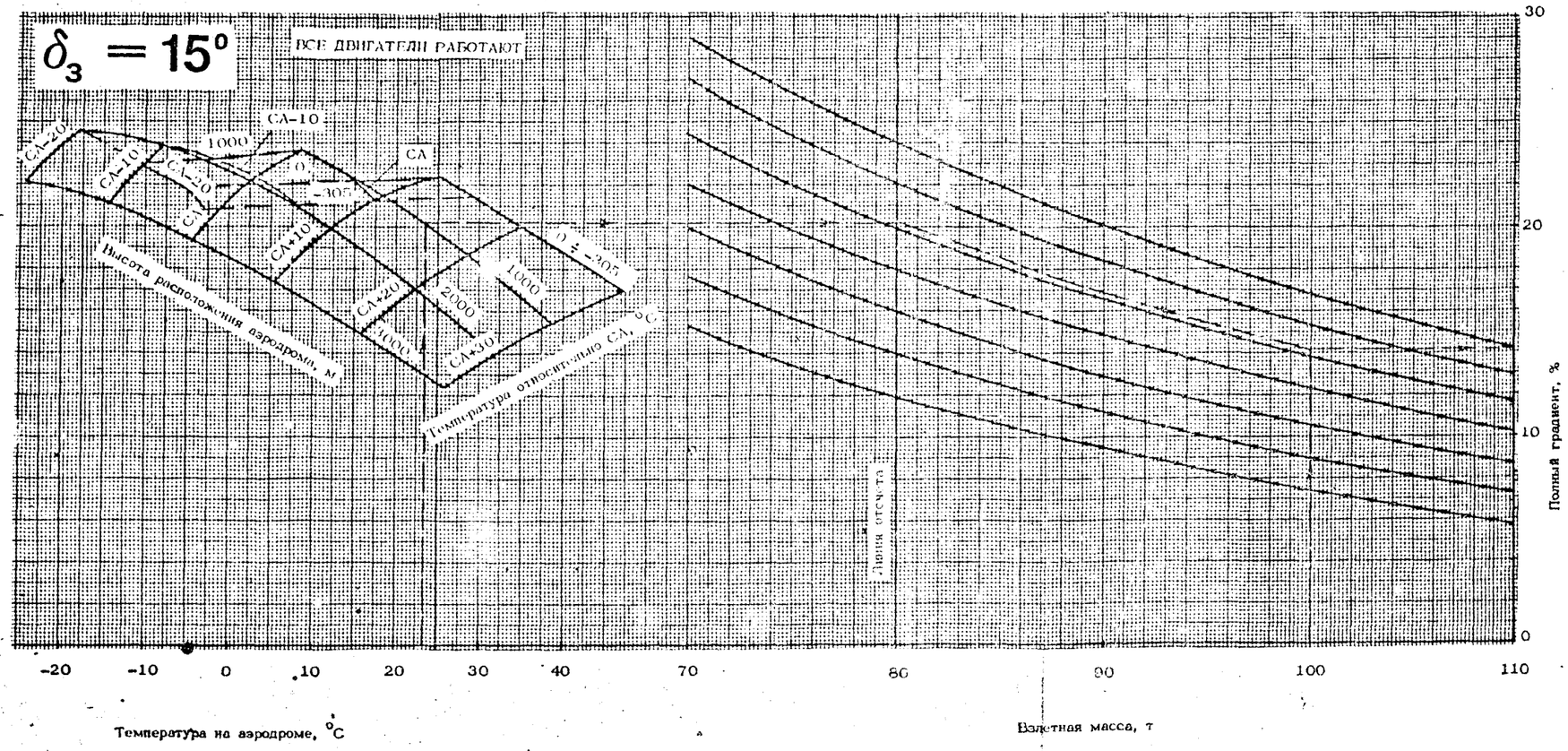
Рис. 7.3.18
(прод.)

Условия:

3 двигателя	- на взлетном режиме
Закрылки	- 28°
Предкрылки	- выпущены
Шасси	- убрано
Высота	- 120 м
Скорость	- V_{2n}

Полный градиент набора высоты
Рис. 7.3.19

(прод)

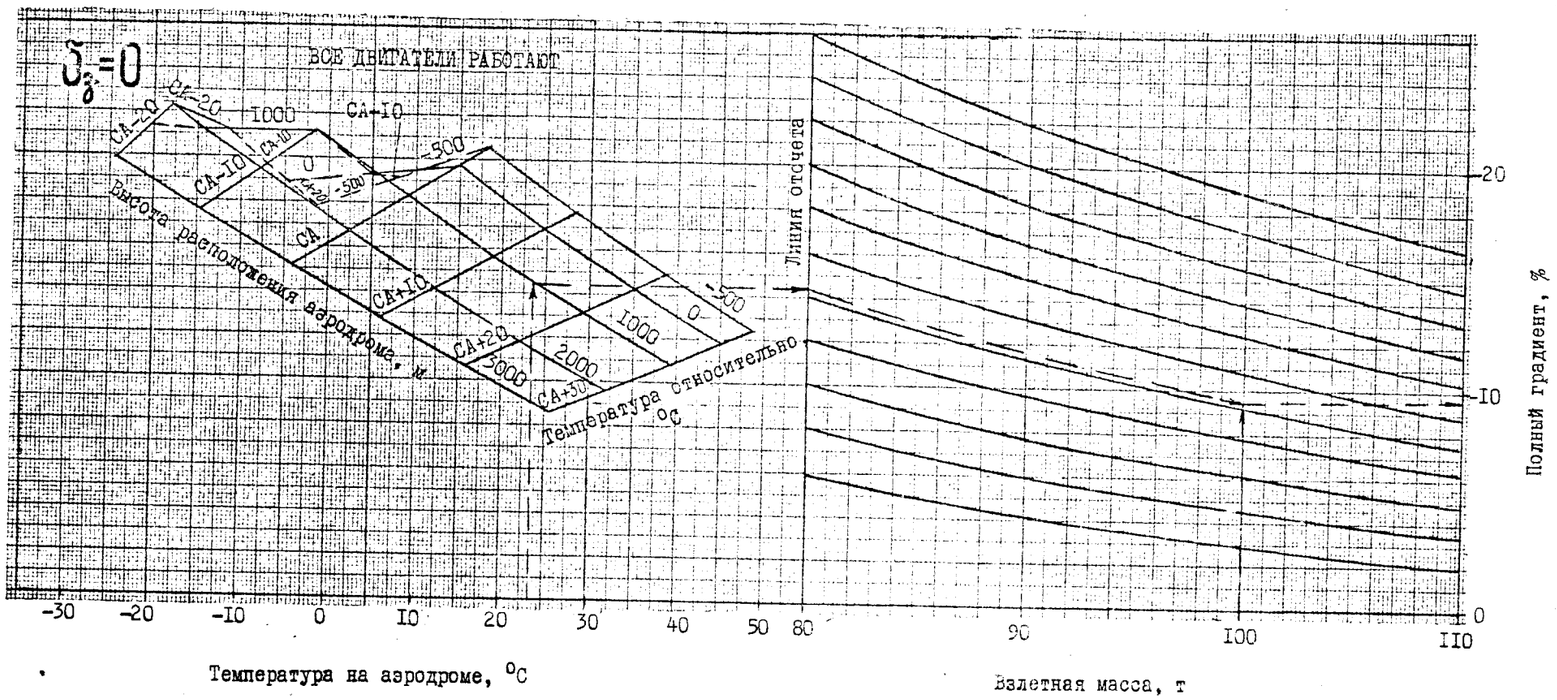


Условия:

3 двигателя	– на взлетном режиме
Закрылки	– 15°
Предкрылки	– выпущены
Шасси	– убрано
Высота	– 120 м
Скорость	– V_{2r}

Полный градиент набора высоты
Рис. 7.3.20

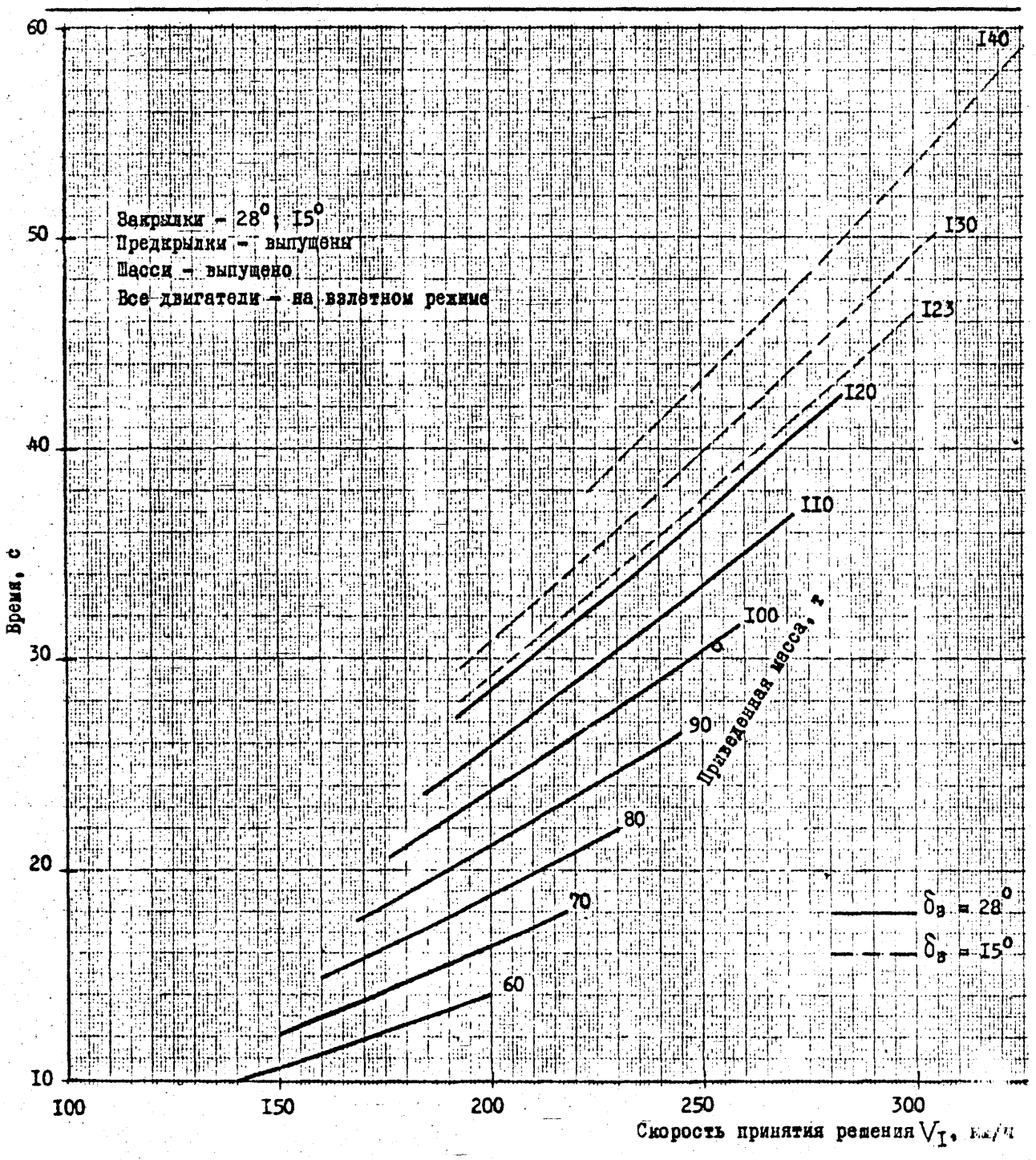
(прод)



Условия:

3 двигателя	- на номинальном режиме
Закрылки	- 0°
Предкрылки	- убраны
Шасси	- убрано
Высота	- 450 м
Скорость	- V_4

Полный градиент набора высоты
Рис. 7.3.2I
(прод)



Расчетное время разгона самолета от момента страгивания до момента достижения скорости принятия решения

Рис. 7.3.22

—oOo—

7.4. НАБОР ВЫСОТЫ

Характеристики набора высоты представлены в виде графиков зависимостей соответственно расхода топлива, дальности и времени от массы самолета и среднего отклонения от СА температуры воздуха. Левая часть графиков соответствует условиям СА. На ней проведены линии постоянных высот, соответствующие заданным эшелонам полета. Правая часть графиков служит для учета влияния на рассматриваемую характеристику среднего отклонения температуры воздуха от СА.

Характеристики набора высоты приводятся для трех, двух и одного двигателей работающих на номинальном режиме с учетом включенной СКВ и выключенной ПОС. Включение ПОС приводит к увеличению расхода топлива на 7% при равной дальности полета.

Пример пользования графиками показан пунктирными линиями, см. рис. 7.4.2÷7.4.4.

7.4.I. Перечень характеристик набора высоты

(I) Режим максимальной дальности (МД). Работают три двигателя.

Скорости набора высоты	Рис. 7.4.I
Расход топлива	Рис. 7.4.2
Дальность	Рис. 7.4.3
Время	Рис. 7.4.4

Этот режим набора высоты применяется при выполнении полета по трассе на режиме максимальной дальности и обеспечивает минимальный расход топлива.

(2) Режим максимальный крейсерский (МКр). Работают три двигателя.

Скорости набора	Рис. 7.4.5
Расход топлива	Рис. 7.4.6
Дальность	Рис. 7.4.7
Время	Рис. 7.4.8

Этот режим набора высоты применяется при полете по трассе на максимальном крейсерском режиме и обеспечивает минимальное рейсовое время.

Примечание. В характеристики набора высоты на трех работающих двигателях включено время 2 мин, затрачиваемое на взлет, набор высоты 450 м, разгон самолета до требуемой скорости набора и 600 кг израсходованного топлива.

(3) Режим максимальной дальности (МД). Работают два двигателя.

Скорости набора	Рис. 7.4.9
Расход топлива	Рис. 7.4.I0
Дальность	Рис. 7.4.II
Время	Рис. 7.4.I2

(прод)

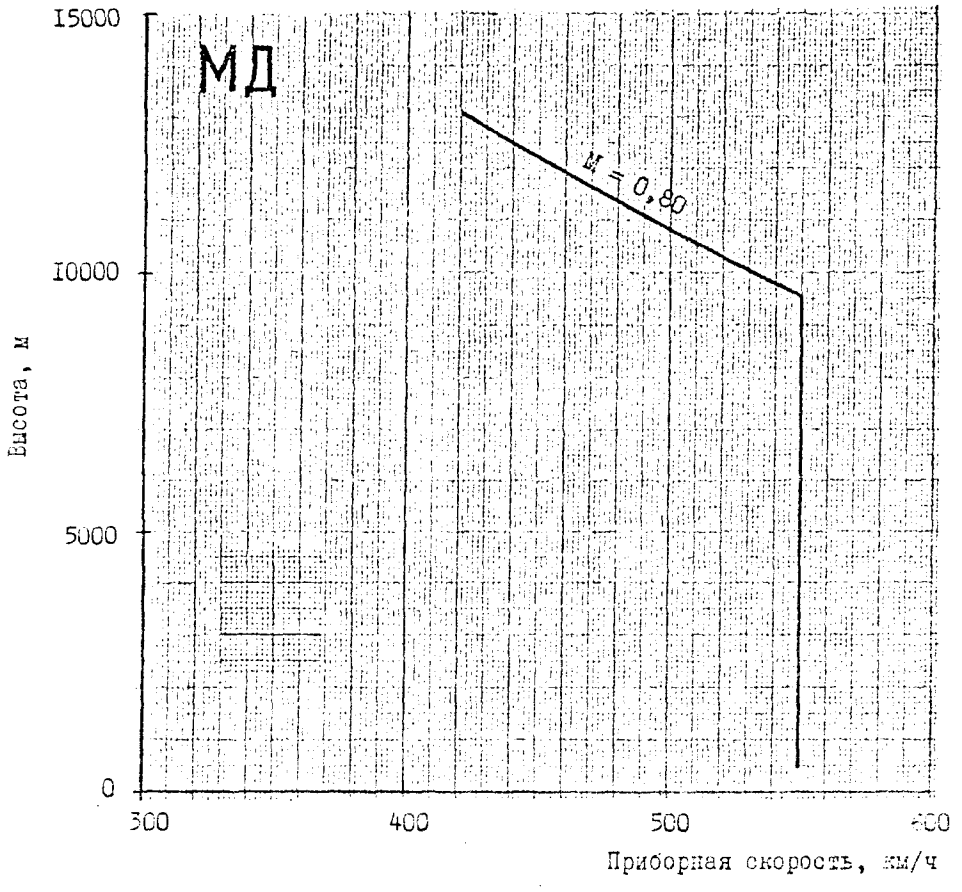
Этот режим набора высоты обеспечивает получение минимального расхода топлива и может быть использован при взлете с одним неисправным двигателем (перегонка) или при отказе одного двигателя на взлете.
В характеристики набора высоты на двух работающих двигателях включено время 3 мин, затрачиваемое на взлет, набор высоты 450 м, разгон самолета до требуемой скорости набора и 600 кг, израсходованного топлива.

(4) Режим максимальной скороподъемности (МС). Работает один двигатель.
Скорости набора рис. 7.4.13

Этот режим обеспечивает получение максимальной скороподъемности и может быть использован в случае взлета с одним неисправным двигателем и отказом второго двигателя на взлете (отказ двигателя при перегонке).

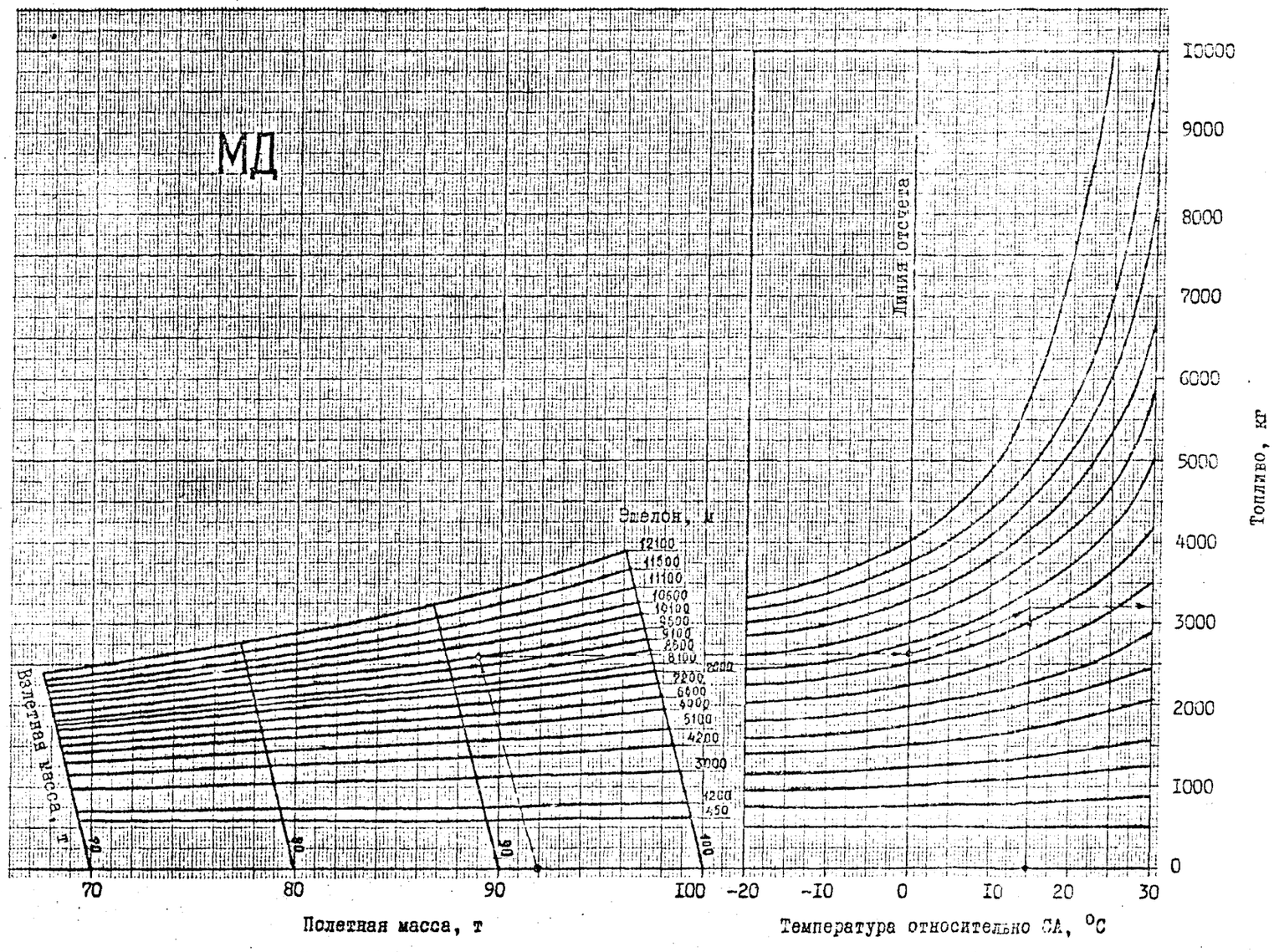
Примечание. Практические потолки набора высоты на трех, двух и одном работающих двигателях представлены в подразделе 7.8.

(прод.)



Режим работы двигателей	Номинал	На всех высотах
Приборная скорость, км/ч	550	На высотах менее 9450 м
Число М	0,8	На высотах 9450 м и более

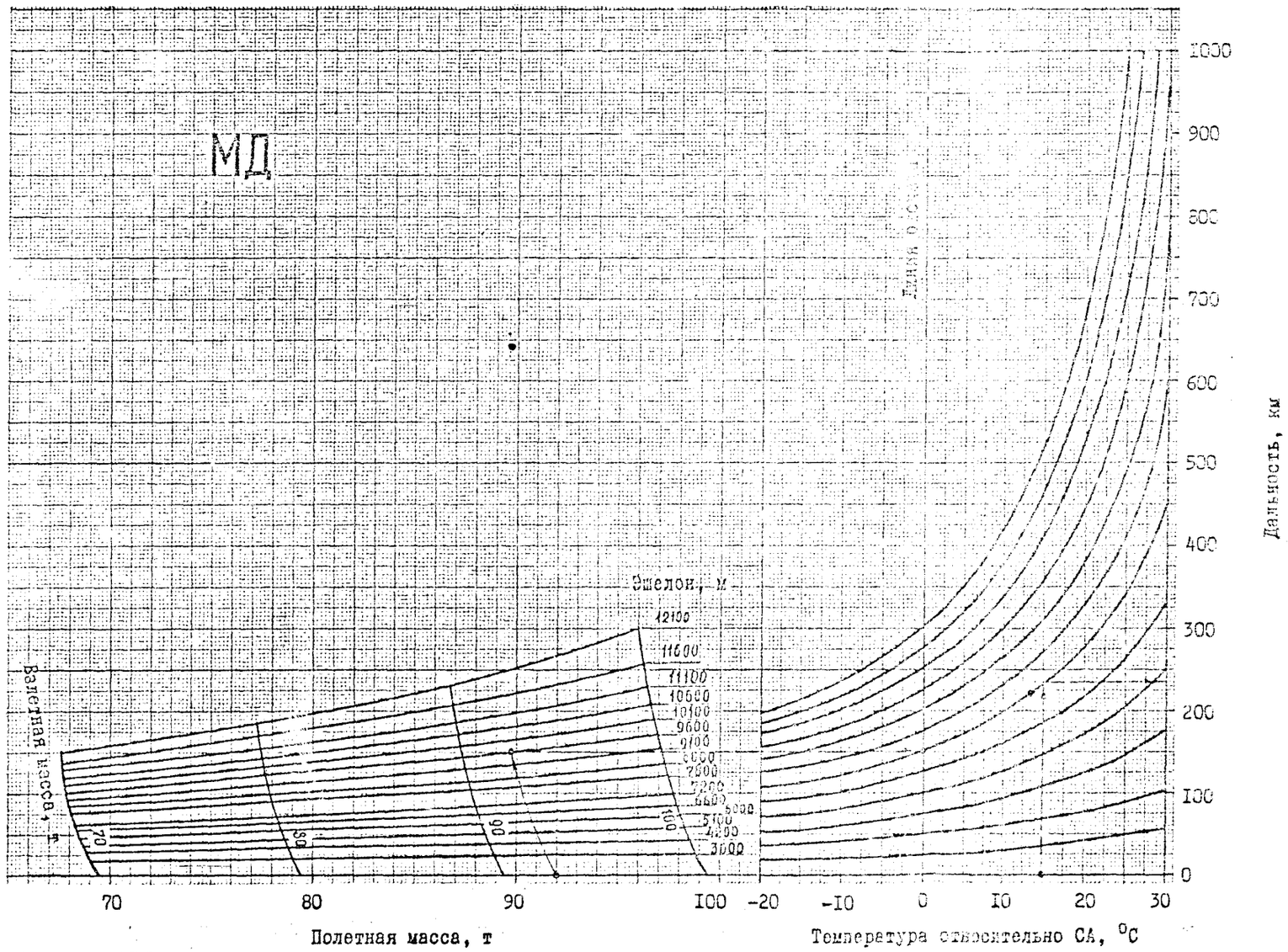
Работают все двигатели. Режим МД. Программа набора высоты
Рис. 7.4.I
(прод)



Режим работы двигателей	Номинал	На всех высотах
Приборная скорость, км/ч	550	На высотах менее 9450 м
Число М	0,8	На высотах 9450 м и более

Работают все двигатели. Режим МД. Расход топлива при наборе высоты

Рис. 7.4.2
(прод)

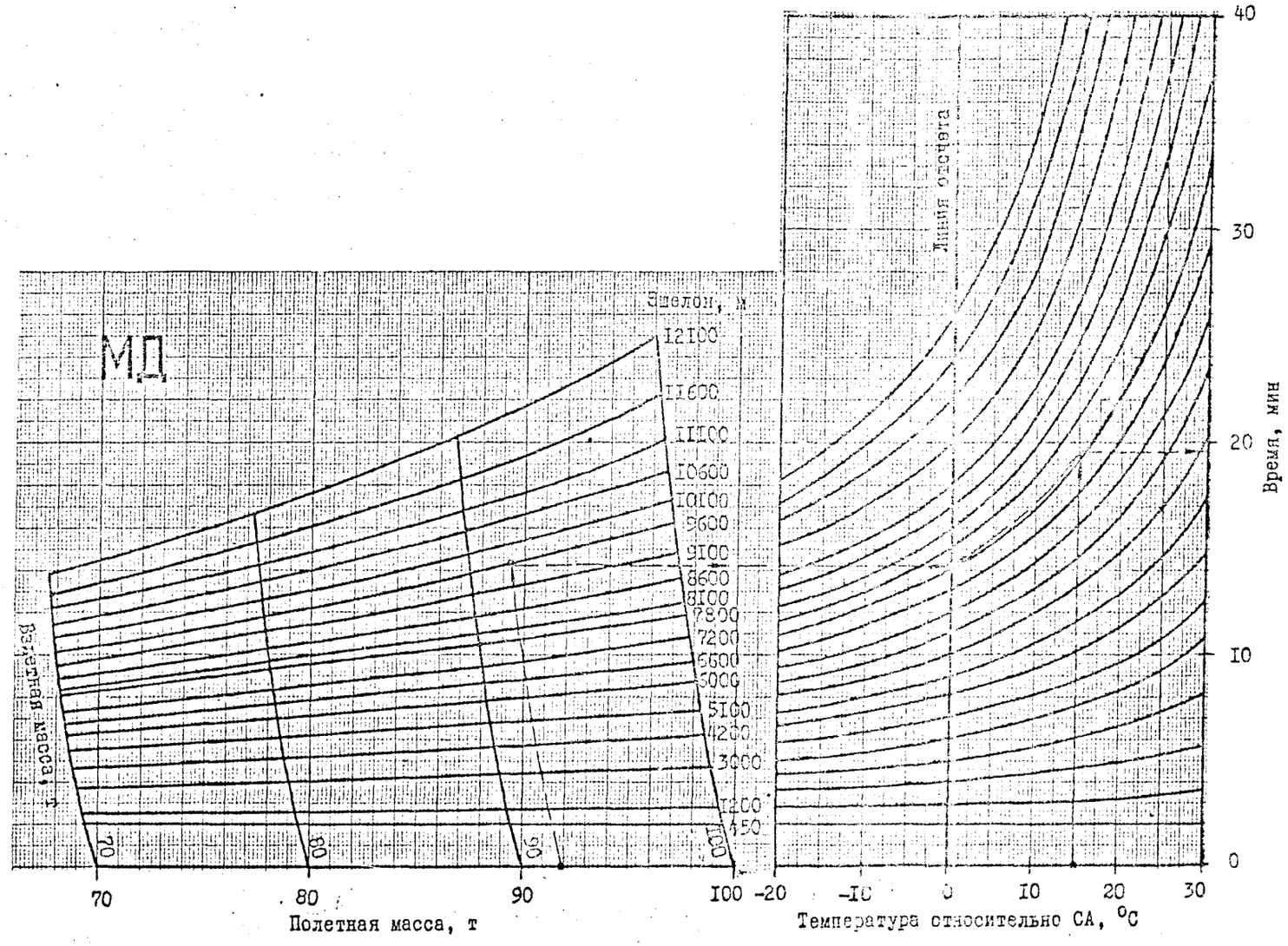


Режим работы двигателей	Номинал	На всех высотах
Приборная скорость, км/ч	550	На высотах менее 9450 м
Число М	0,8	На высотах 9450 м и более

Работают все двигатели. Режим МД. Дальность при наборе высоты

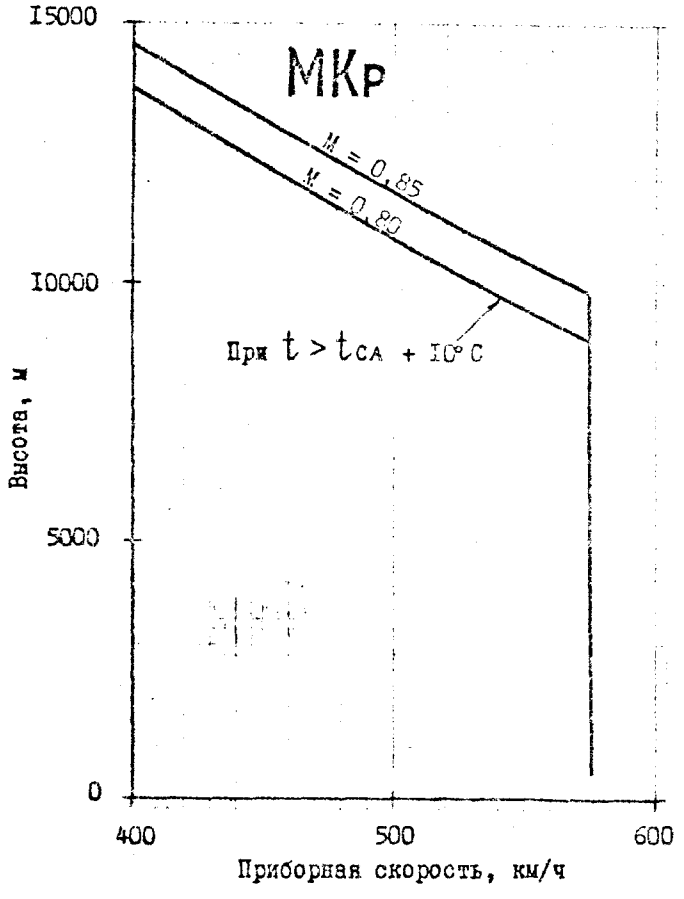
Рис. 7.4.3

(прод)



Режим работы двигателей	номинал	на всех высотах
Приборная скорость, км/ч	550	на высотах менее 9450 м
Число М	0,8	на высотах 9450 м и более

Работают все двигатели. Режим МД. Время набора высоты
Рис. 7.4.4
(прод)



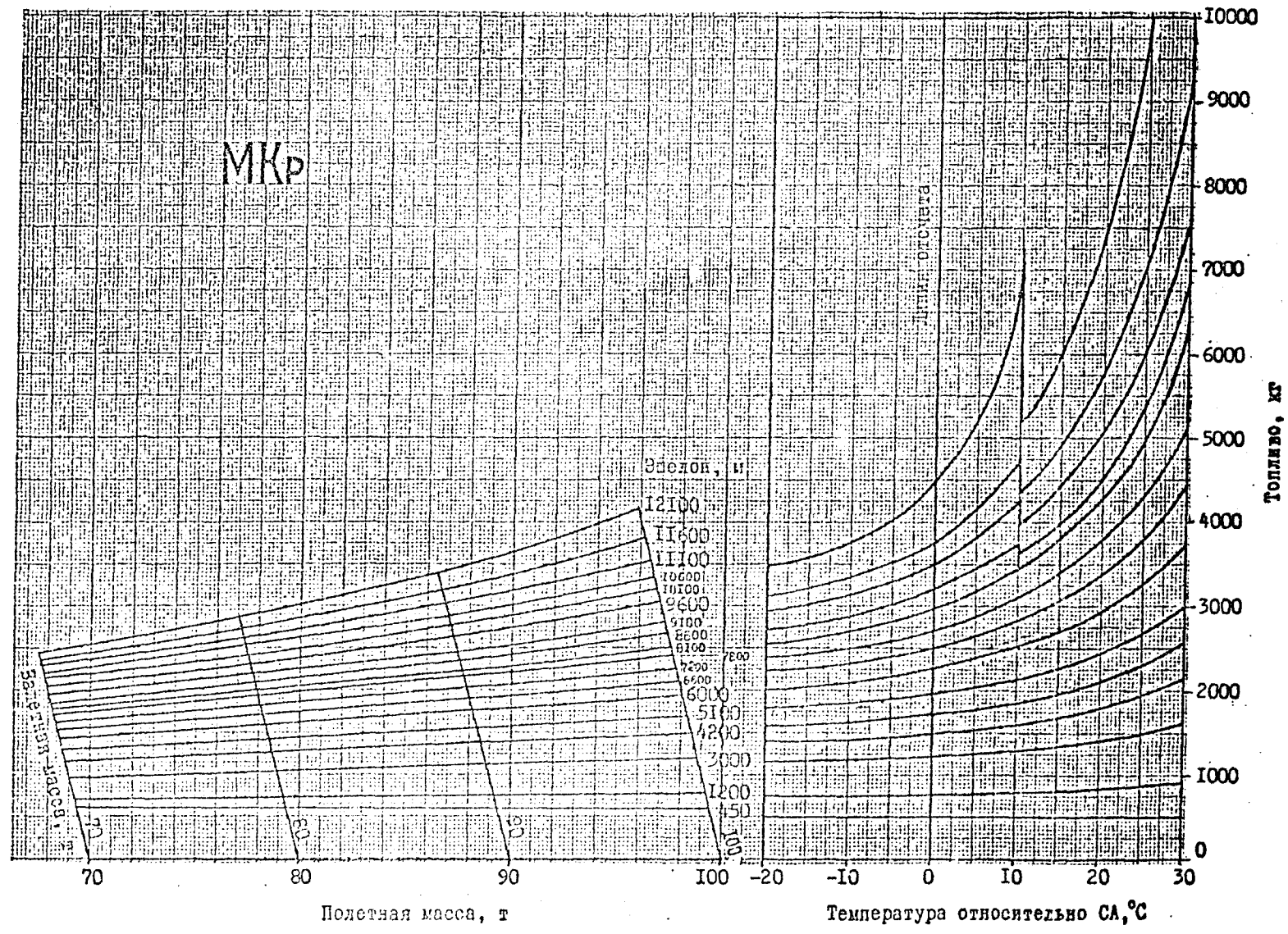
При температуре $t > t_{CA} + 10\ ^{o}C$ и высоте $H > 8850$ м набор производится на $M = 0,8$.

Режим работы двигателей	Номинал	На всех высотах
Приборная скорость, км/ч	575	На высотах менее 9750 м
Число М	0,85	На высотах 9750 м и более

Работают все двигатели. Режим МКр. Программа набора высоты

Рис. 7.4.5

(прод)



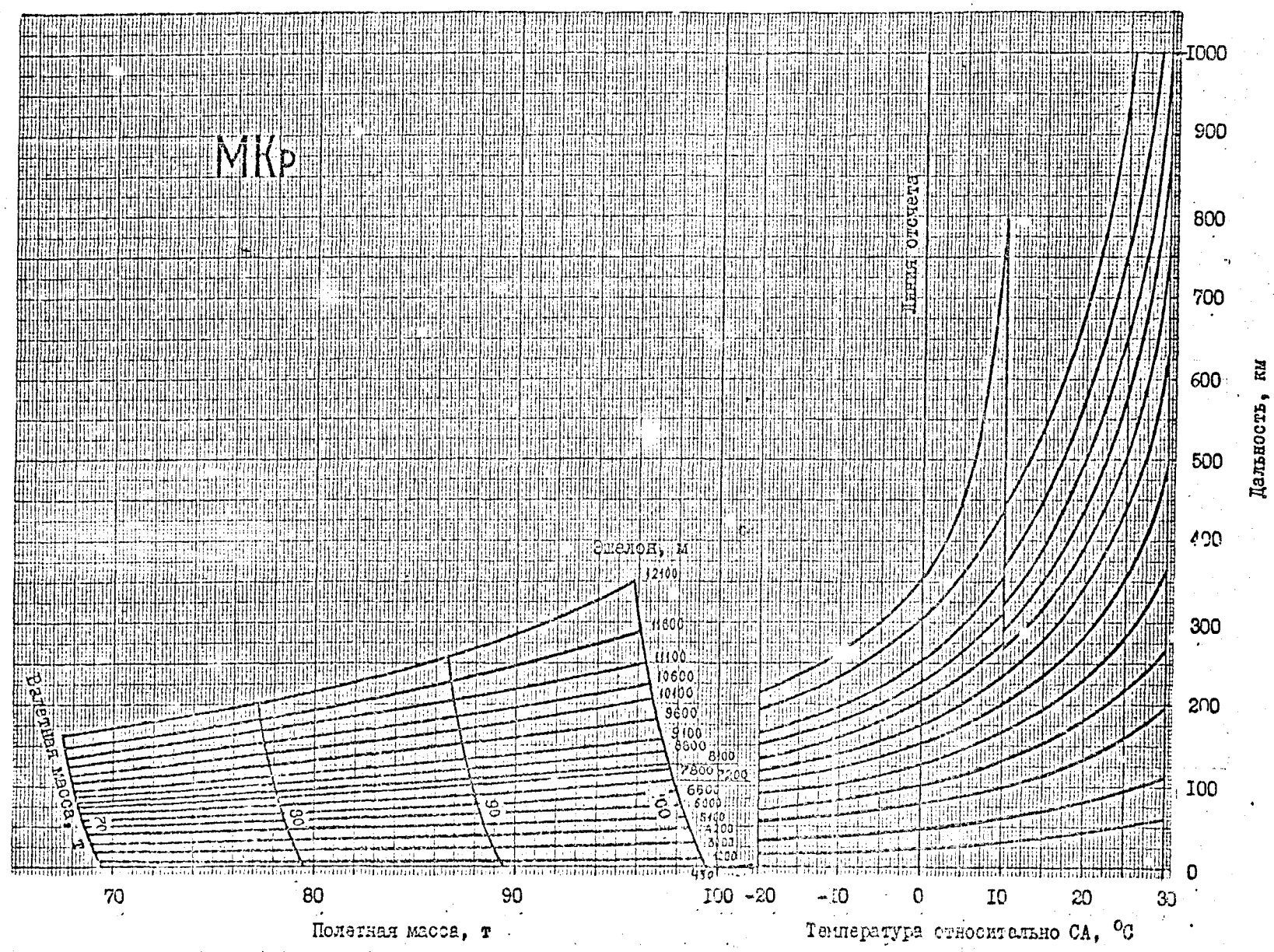
При температуре $t > t_{CA} + 10^{\circ}C$ и высоте $H > 8850$ м набор производится на $M = 0,8$

Режим работы двигателей	Номинал	На всех высотах
Приборная скорость, км/ч	575	На высотах менее 9750 м
Число М	0,85	На высотах 9750 м и более

Работают все двигатели. Режим МКр. Расход топлива на наборе высоты.

Рис. 7.4.6

(прод)



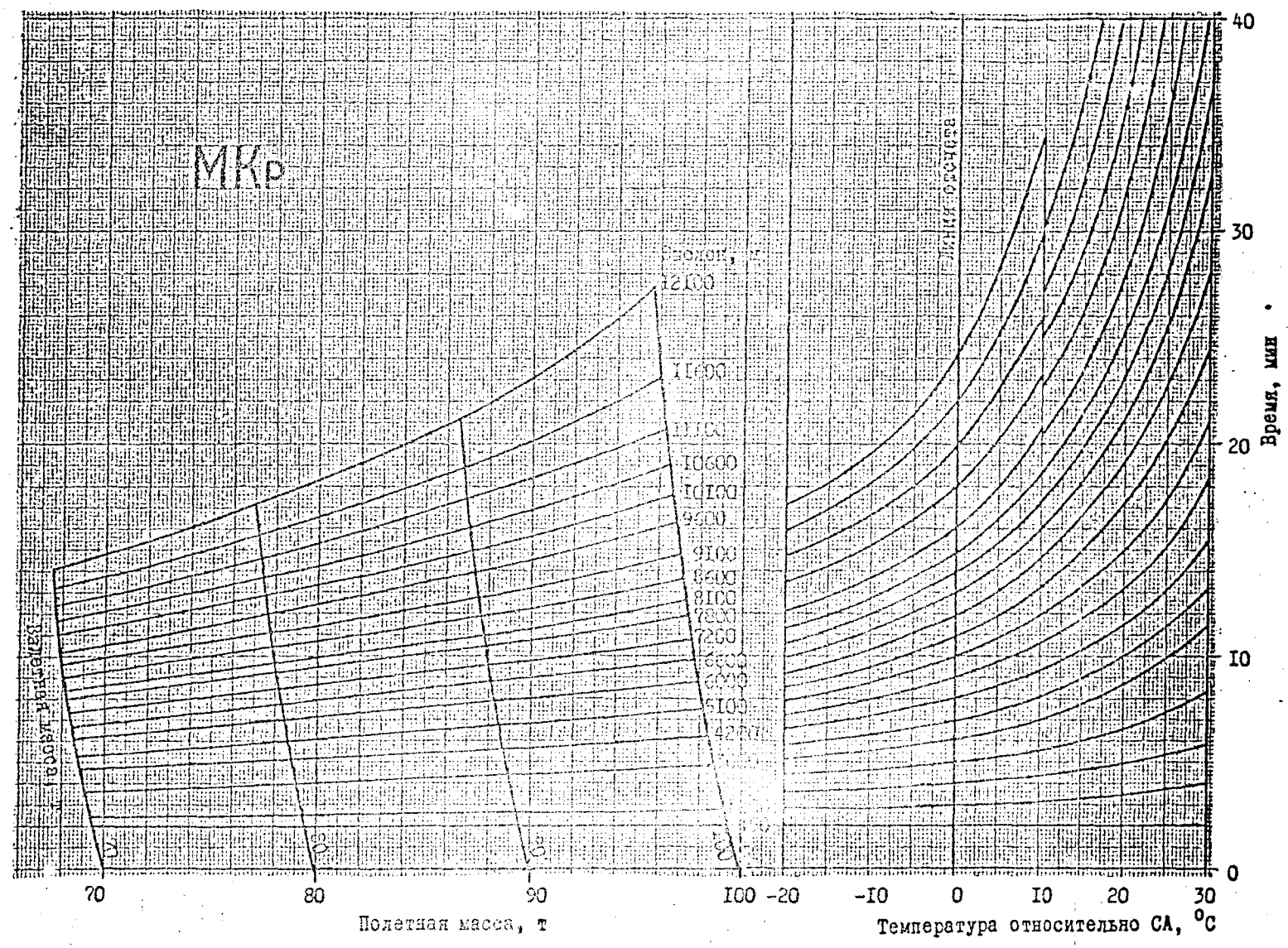
При температуре $t > t_{CA} + 10°C$ и высоте $H > 8850$ м набор производится на $M = 0,8$

Режим работы двигателей	номинал	на всех высотах
Приборная скорость, км/ч	575	на высотах менее 9750 м
Число М	0,85	на высотах 9750 м и более

Работают все двигатели. Режим МКр. Дальность при наборе высоты.

Рис. 7.4.7

(прод)

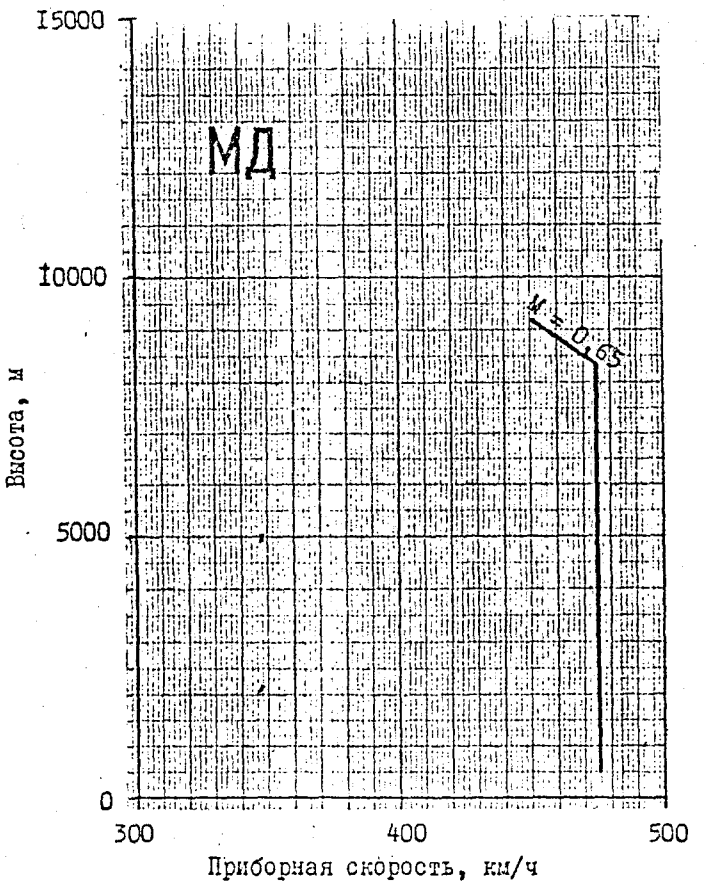


При температуре $t > t_{CA} + 10^{\circ}C$ и на высоте $H > 8850$ м набор производится на $M = 0,8$

Режим работы двигателей	Номинал	На всех высотах
Приборная скорость, км/ч	575	На высотах менее 9750 м
Число М	0,85	На высотах 9750 м и более

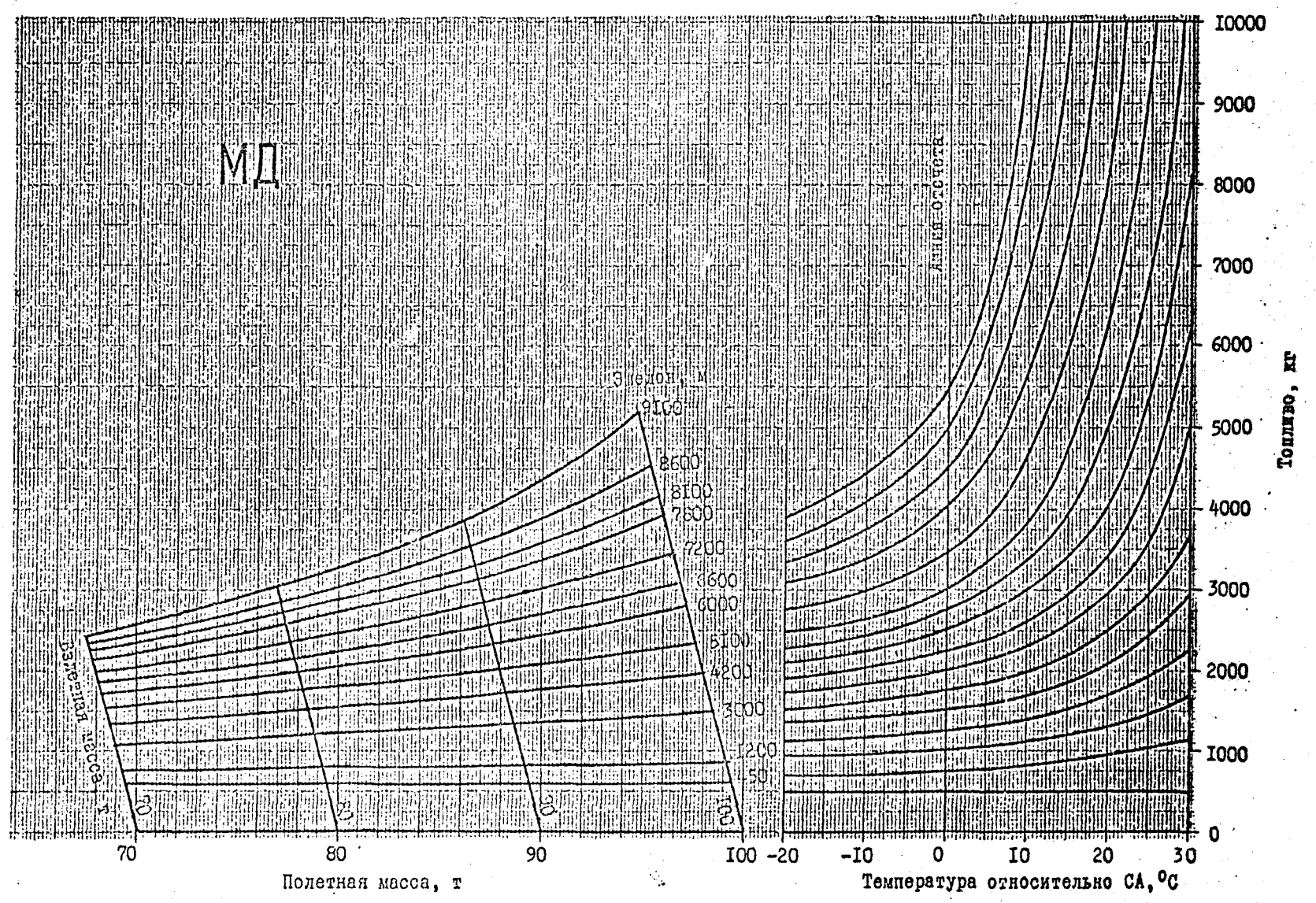
Работают все двигатели. Режим МКр. Время набора высоты.

Рис. 7.4.8
(прод)



Режим работы двигателей	Номинал	На всех высотах
Приборная скорость, км/ч	475	На высотах менее 8350 м
Число М	0,65	На высотах 8350 м и более

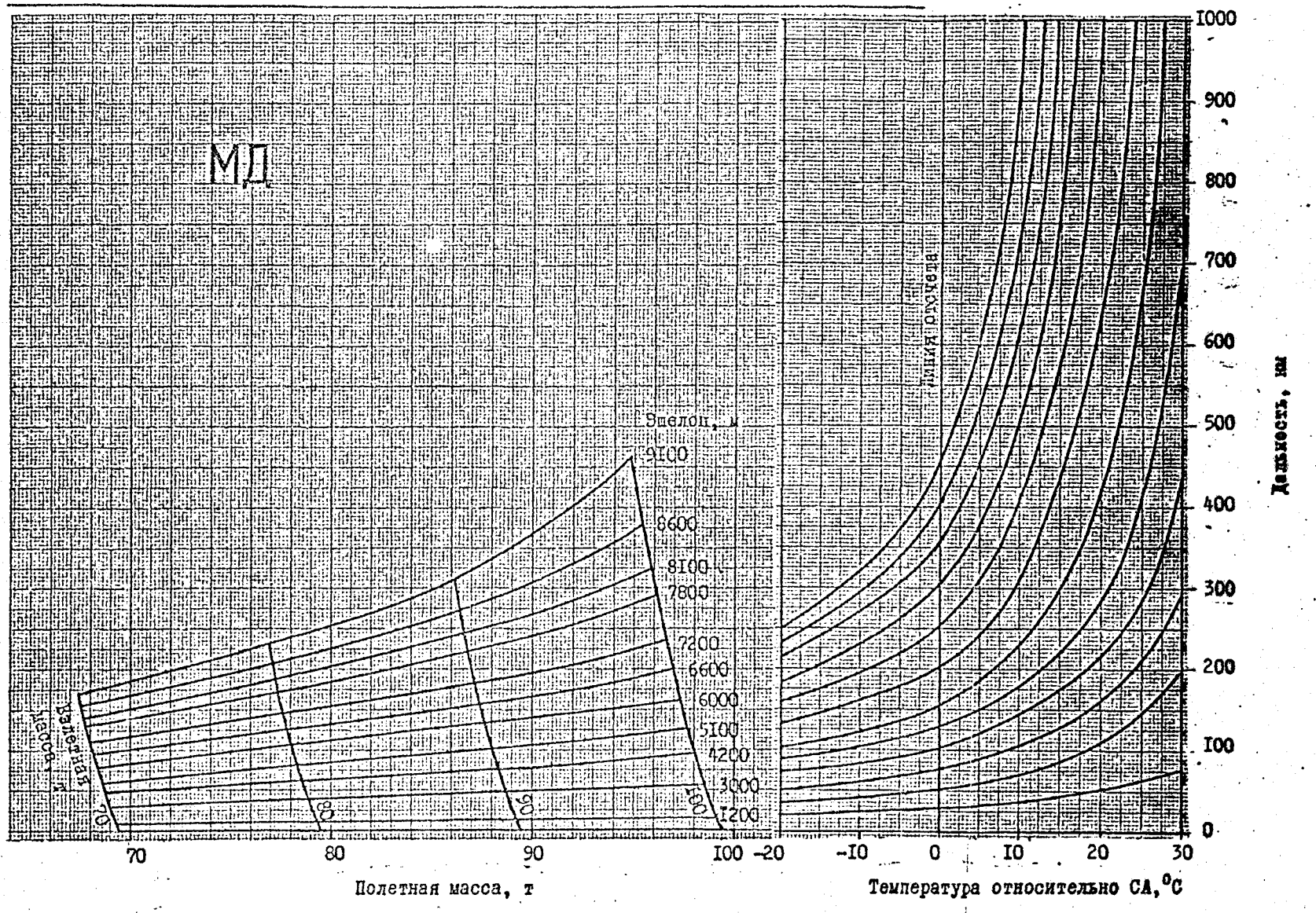
Один критический двигатель не работает. Режим МД. Программа набора высоты
Рис. 7.4.9
(прод)



Режим работы двигателей	Номинал	На всех высотах
Приборная скорость, км/ч	475	На высотах менее 8350 м
Число М	0,65	На высотах 8350 м и более

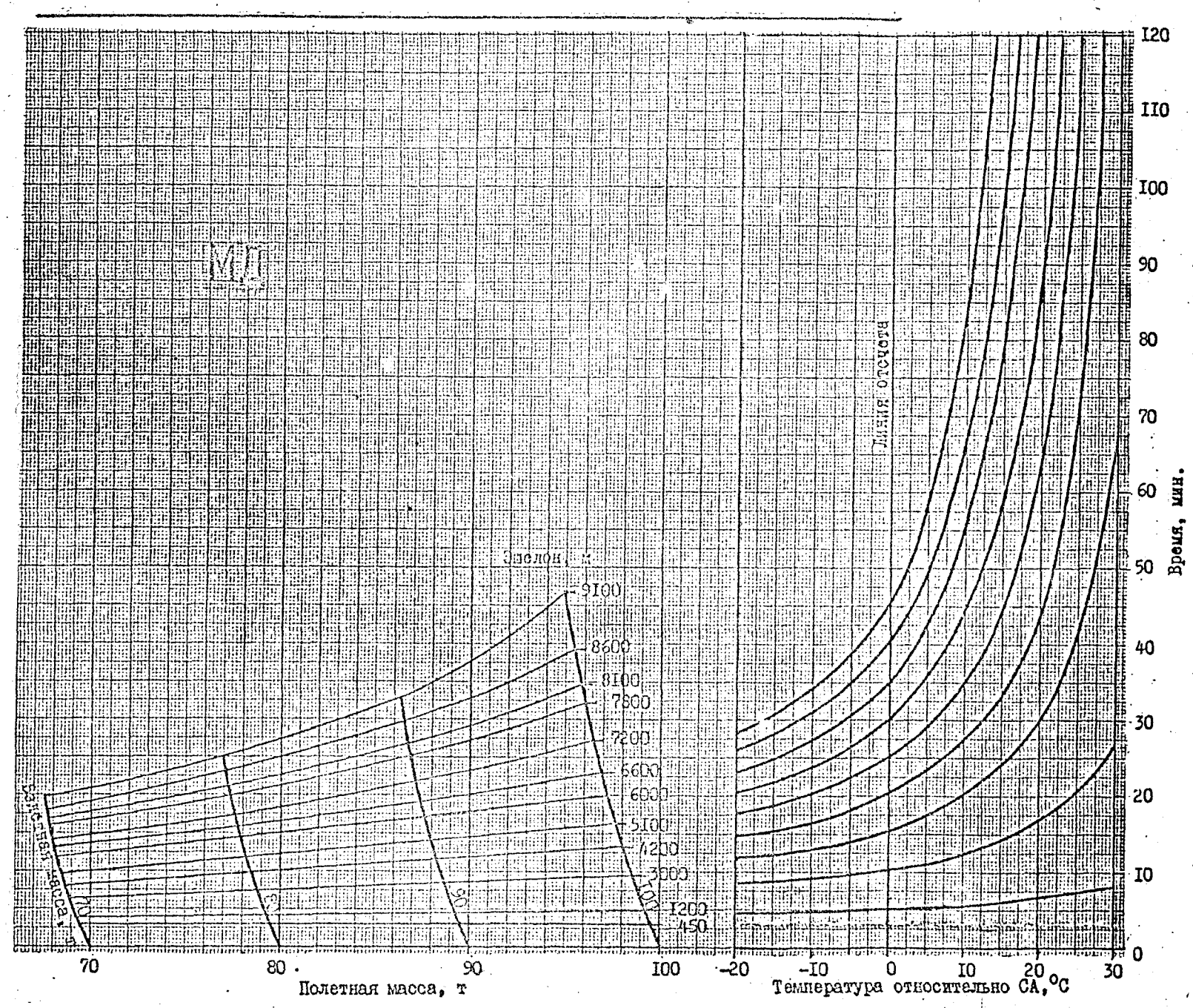
Один критический двигатель не работает. Режим МД. Расход топлива при наборе высоты

Рис. 7.4.10
(прод)



Режим работы двигателей	номинал	на всех высотах
Приборная скорость, км/ч	475	на высотах не менее 8350 м
Число М	0,65	на высотах 8350 м и более

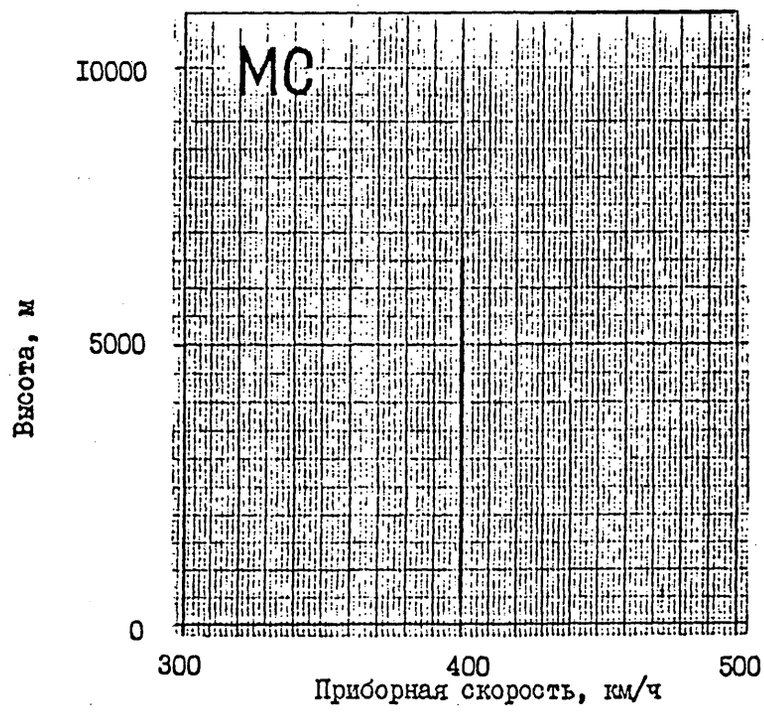
Один критический двигатель не работает. Режим МД. Дальность при наборе высоты
Рис. 7.4.II
(прод.)



Режим работы двигателей	номинал	на всех высотах
Приборная скорость, км/ч	475	на высотах менее 8350 м
Число М	0,65	на высотах 8350 м и более

Один критический двигатель не работает. Режим МД. Время при наборе высоты.

Рис. 7.4.12
(прод)



Режим работы двигателей	Номинал	На всех высотах
Приборная скорость, км/ч	400	На всех высотах

Два критических двигателя не работают. Режим МС. Программа набора высоты
Рис. 7.4.13

-оОо-

Вложить лицевой стороной к стр. 7.5.1

Стр. 7.5.1 (Март 16/90). пункт 7.5.1:
на 10-ой и 11-ой строках снизу текст "При полете с включенной ПОС удельные дальности уменьшаются на 6%." аннулировать.

7.5. КРЕЙСЕРСКИЙ ПОЛЕТ

7.5.I. Удельные дальности

Характеристики крейсерского установившегося полета представлены в виде графиков зависимостей удельной дальности от скорости полета и массы самолета для различных эшелонов полета, см. рис. 7.5.3 - 7.5.I6.

Дополнительная сетка позволяет определить значение истинной скорости полета в зависимости от числа М при температуре наружного воздуха в диапазоне от СА -20°С до СА +30°С.
На графиках указана также частота вращения ротора ВД двигателя для условий СА, выраженная в % от максимальной.
Для условий, отличных от СА, частота вращения ротора ВД двигателя (обороты двигателя n_2) для условий СА пересчитывается по формуле:

$$n_{факт.} = n_{T_{CA}} \cdot \sqrt{\frac{T_{CA} + \Delta t}{T_{CA}}},$$

где T_{CA} - температура воздуха по СА, К;
Δt - отклонение температуры воздуха от СА, °С.

Частота вращения ротора ВД двигателя, определенная по формуле, не должна превышать частоты вращения на номинальном режиме (93,7%).

Графики удельной дальности рассчитаны для полета при всех работающих двигателях с учетом включенной СКВ и выключенной ПОС. При полете с включенной ПОС удельные дальности уменьшаются на 6%.
В случае полета на двух или одном двигателе удельные дальности, снятые с графиков, следует изменить согласно указаниям, приведенным на них.

На графиках удельных дальностей показаны также ограничения скоростей для нормальной эксплуатации самолета ($V_{min\,э}$, $V_{max\,э}$, $M_{max\,э}$).
В качестве основного рекомендованного режима горизонтального полета применяется режим МД, который выполняется на скоростях, обеспечивающих 0,99 максимальных значений удельной дальности.
В случае необходимости может быть использован режим МКр (для получения минимального рейсового времени) или любой промежуточный режим между режимами МД и МКр.

(прод)

7.5.2. Рейсовое топливо и рейсовое время

Графики рейсового топлива и рейсового времени, см. рис. 7.5.17 - 7.5.20, позволяют определить массу основного запаса топлива, расходуемого от момента взлета до посадки, и время, необходимое для выполнения полета по заданному маршруту в зависимости от его протяженности, режима крейсерского полета и заданной коммерческой нагрузки для основных оптимальных эшелонов полета. Смена эшелона производится в соответствии с п. 2.2.2(I). Кроме того, указанные зависимости позволяют произвести уточнение взлетной и посадочной масс самолета и величины коммерческой нагрузки.
На указанных графиках приведены поправочные сетки, позволяющие оценивать влияние продольной составляющей ветра на рейсовое топливо и рейсовое время.
Рекомендованные скорости или числа М полета для режимов МД и МКр приведены в зависимости от высоты и полетной массы самолета на графиках, см. рис. 7.5.I и 7.5.2.

В рейсовое топливо включено топливо на:

- набор высоты (600 кг на взлет и разгон);
- горизонтальный полет;
- снижение;
- заход на посадку и посадку - 600 кг.

В рейсовое время включено время на:

- набор высоты (время на взлет и разгон - 2 мин);
- горизонтальный полет;
- снижение;
- заход на посадку и посадку - I0 мин.

Рейсовое топливо определено из условия полета на трех двигателях с учетом включенной СКВ и выключенной ПОС. При полете с включенной ПОС для разной дальности полета рейсовое топливо необходимо увеличивать на 6%.

Пример пользования графиками рейсового топлива показан пунктирной линией, см. рис. 7.5.I7, 7.5.I9.

Если фактические условия не соответствуют принятым для графиков рейсового топлива и рейсового времени, то расчет рейсового топлива и рейсового времени производится по этапам (набор высоты, крейсерский полет, снижение, заход на посадку и посадка).

7.5.3. Аэронавигационный запас топлива

Аэронавигационный запас топлива складывается из двух составляющих:

- резервный запас топлива;
- компенсационный запас топлива.

(прод)

Вложить лицевой стороной к стр. 7.5.2

Стр. 7.5.2 (Май 29/87), пункт 7.5.2:
на 7-ой и 8-ой строках снизу текст "При полете с включенной ПОС для равной дальности полета рейсовое топливо необходимо увеличивать на 6%." аннулировать.

Вложить лицевой стороной к стр 7.5.3

Стр. 7.5.3 (Дек 14/88), пункт 7.5.3.2:

1) аннулировать текст "ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ";

2) в конце страницы дополнить текстом в следующей редакции:

Для обеспечения эквивалентного уровня летной годности воздушных судов имеющих, согласно записи в разделе "Индивидуальные особенности" формуляра самолета, уменьшение удельной дальности полета рекомендуется принимать компенсационный запас топлива в соответствии с таблицей.

Уменьшение удельной дальности полета относительно заявленной в РЛЭ (из данных раздела "Индивидуальные особенности" формуляра самолета)	Рекомендованный компенсационный запас топлива
До 6%	3%
От 6% до 12%	6%
От 12% до 18%	9%

ВНИМАНИЕ: 1. Рекомендованный компенсационный запас топлива необходимо увеличить на 3% при полетах в условиях прогнозируемого или фактического обледенения.

2. Во всех случаях расчета величина аэронавигационного запаса топлива должна быть не менее 5000 кг с учетом рекомендованных компенсационных запасов.

7.5.3.I. Резервный запас топлива (РЗТ)

РЗТ - это масса топлива, необходимая для выполнения полета на запасной аэродром с расчетной точки полета по маршруту в прогнозируемых метеоусловиях на рекомендованной РЛЭ высоте со скоростью, соответствующей минимальному расходу топлива, выполнение полета на режиме ожидания над запасным аэродромом и посадку.

Резервный запас топлива представляет собой сумму двух величин:

- запас топлива для перелета на запасной аэродром;
- запас топлива для ожидания над запасным аэродромом.

РЗТ определяется по графику, см. рис. 7.5.2I, в зависимости от:

- удаления запасного аэродрома от аэродрома назначения;
- массы самолета на ВПР аэродрома назначения;
- высоты эшелона полета на запасной аэродром;
- скорости продольной составляющей ветра на эшелоне;
- время ожидания над запасным аэродромом на высоте круга при скорости V_{min}.

В РЗТ включено топливо, затрачиваемое на:

- уход на второй круг (с ВПР до высоты круга) - 370 кг;
- набор высоты, горизонтальный полет и снижение в режиме МД;
- посадку (с точки входа в глиссаду) - 200 кг.

7.5.3.2. Компенсационный запас топлива (КЗТ)

КЗТ - это масса топлива, необходимая для компенсации погрешностей, связанных с точностью самолетовождения и топливоизмерительных систем, разбросом индивидуальных характеристик эксплуатируемых самолетов и двигателей, возможными отклонениями метеорологических условий от прогнозируемых, а также дополнительное количество топлива, необходимое для компенсации методических погрешностей расчета потребного на полет запаса топлива.
КЗТ следует принимать не менее 3% от массы основного запаса топлива, определяемого либо по графикам рейсового топлива, см. рис. 7.5.I7 - 7.5.20, либо по пункту 3.I.4.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВО ВСЕХ СЛУЧАЯХ РАСЧЕТА ВЕЛИЧИНА АЭРОНАВИГАЦИОННОГО ЗАПАСА ТОПЛИВА ДОЛЖНА БЫТЬ НЕ МЕНЕЕ 5000 КГ.

(прод)

7.5.4. Перечень крейсерских характеристик

(I) Режимы крейсерского полета

Числа М полета, рекомендуемые для режима МД при работе трех и двух двигателей	рис. 7.5.I
Числа М полета, рекомендуемые для режима МКр	рис. 7.5.2

(2) Удельные дальности

Н = 450 м	рис. 7.5.3
Н = 4200 м	рис. 7.5.4
Н = 6000 м	рис. 7.5.5
Н = 7200 м	рис. 7.5.6
Н = 7800 м	рис. 7.5.7
Н = 8I00 м	рис. 7.5.8
Н = 8600 м	рис. 7.5.9
Н = 9I00 м	рис. 7.5.I0
Н = 9600 м	рис. 7.5.II
Н = I0I00 м	рис. 7.5.I2
Н = I0600 м	рис. 7.5.I3
Н = III00 м	рис. 7.5.I4
Н = II600 м	рис. 7.5.I5
Н = I2I00 м	рис. 7.5.I6

(3) Рейсовое топливо и рейсовое время, коммерческая нагрузка, взлетная масса и время полета в зависимости от дальности полета

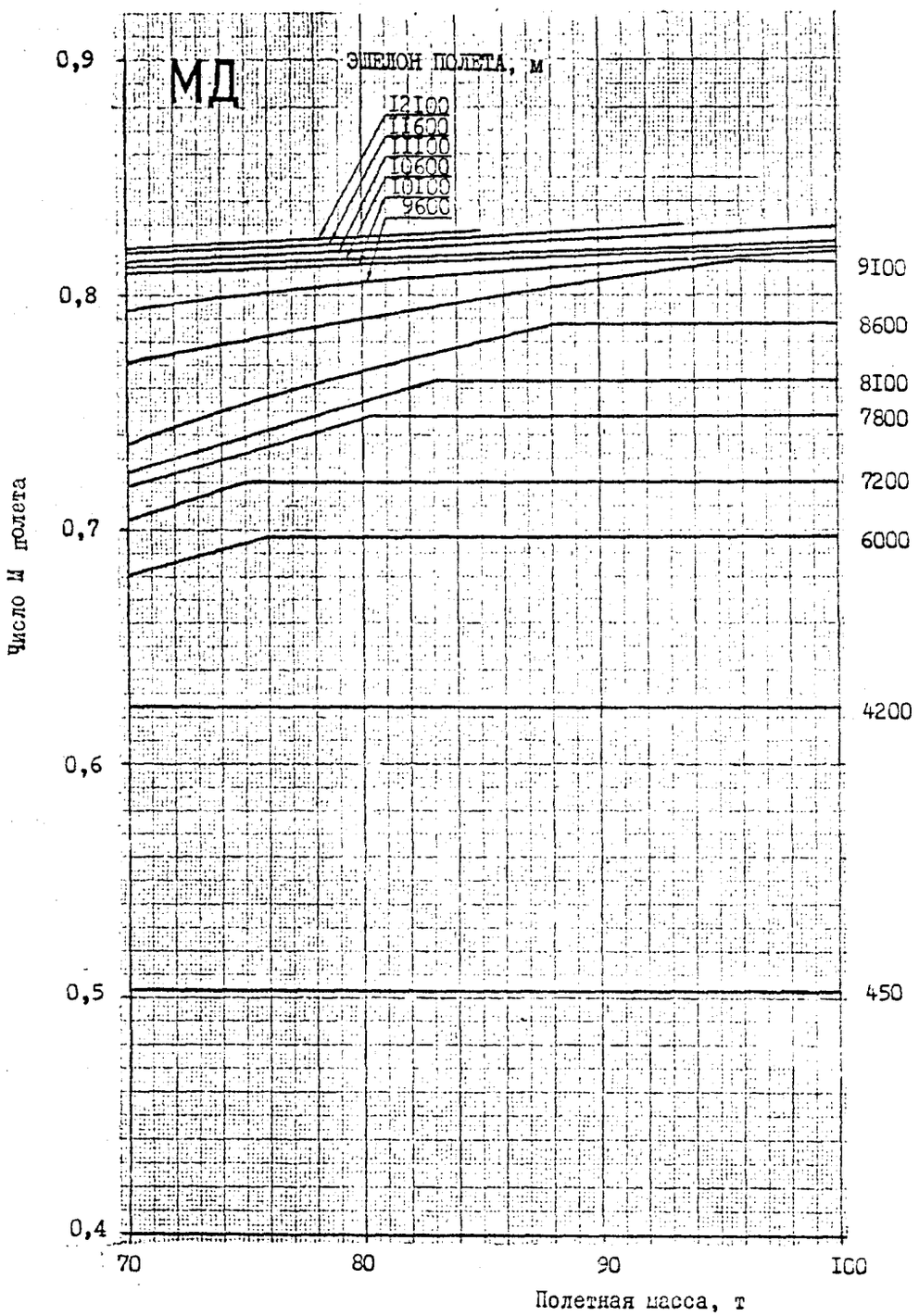
Режим МД

Н = I0600 - II600 м	рис. 7.5.I7
Н = III00 - I2I00 м	рис. 7.5.I8

Режим МКр

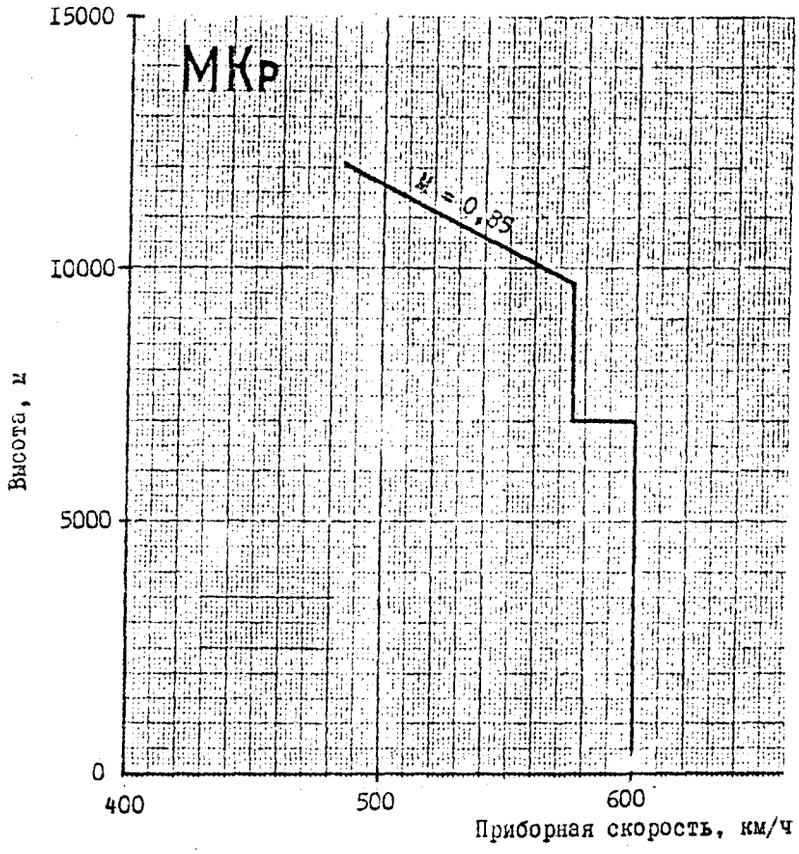
Н = I0600 - II600	рис. 7.5.I9
Н = III00 - I2I00	рис. 7.5.20

(4) Резервный запас топлива и время перелета на запасной аэродром рис. 7.5.2I



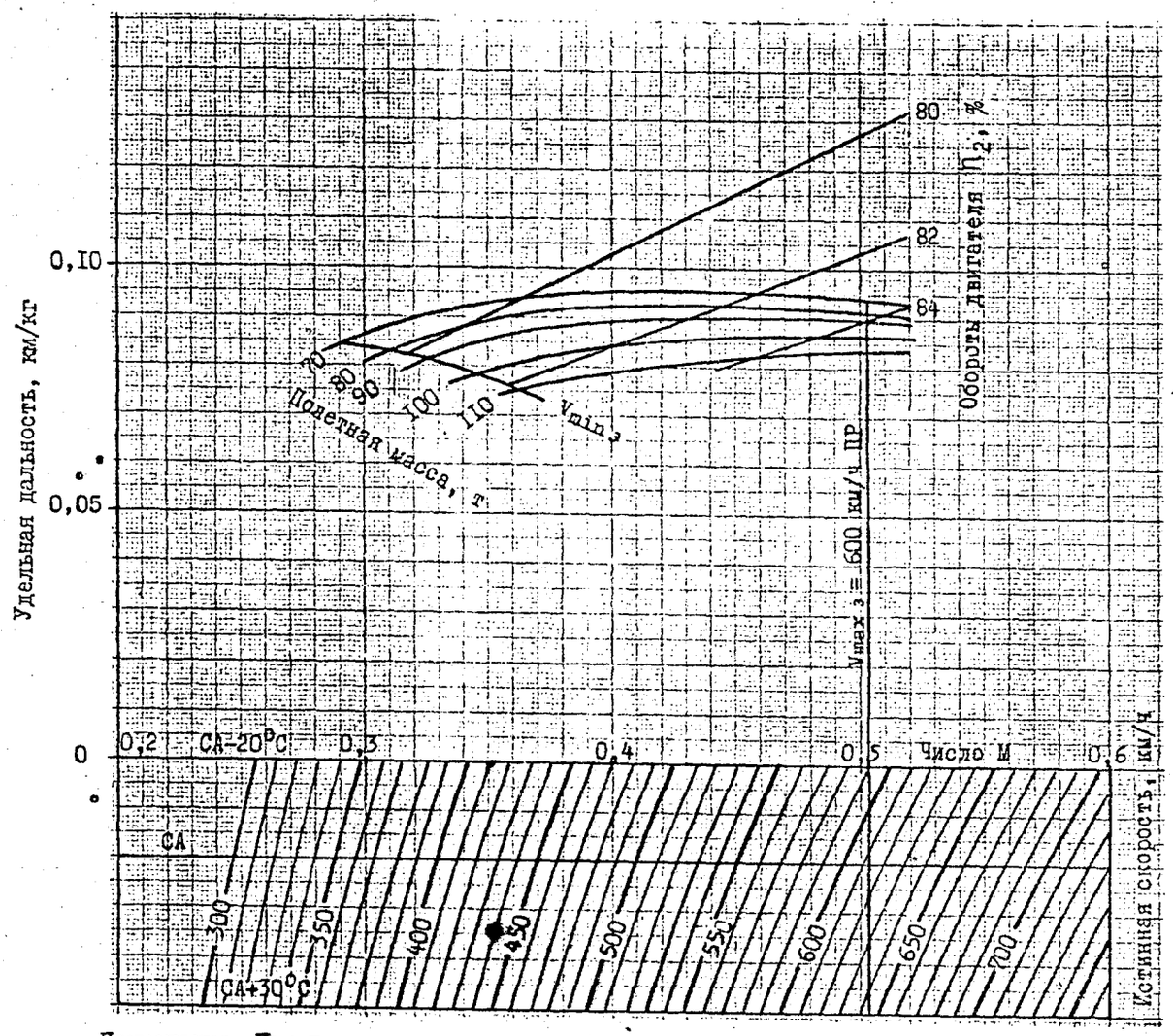
Числа М полета, рекомендуемые для режима МД при работе трех и двух двигателей

Рис. 7.5.1
(прод)



Скорости полета, рекомендуемые
для режима МКр
Рис. 7.5.2
(прод)

ЭШЕЛОН ПОЛЕТА 450 м



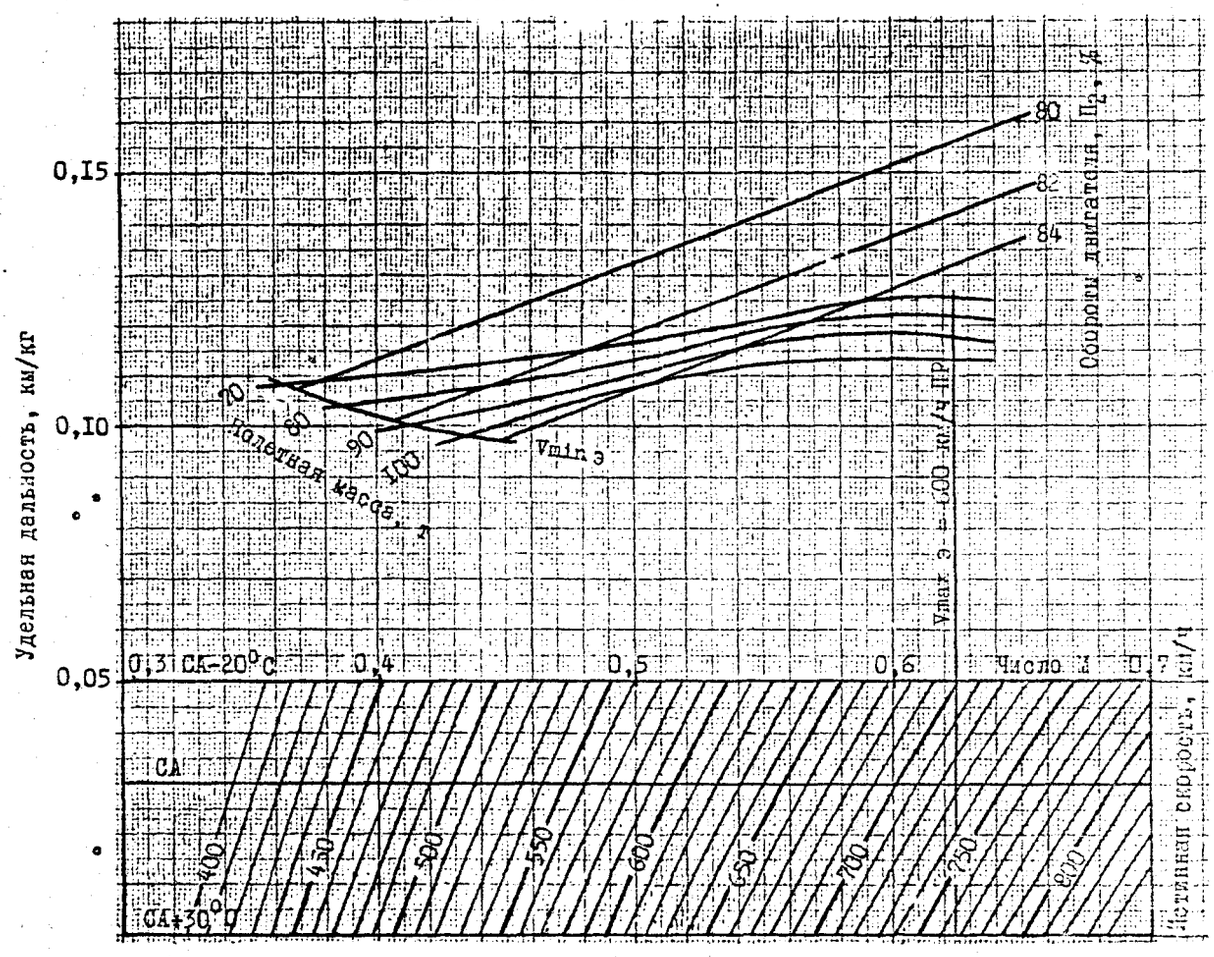
Примечание. При полете с одним отказавшим двигателем удельные дальности уменьшать на 3%; при полете с двумя отказавшими двигателями удельные дальности принимать такими же как для всех работающих двигателей

Работают все двигатели. Удельная дальность.

Рис. 7.5.3

(прод)

ЭШЕЛОН ПОЛЕТА 4200 м

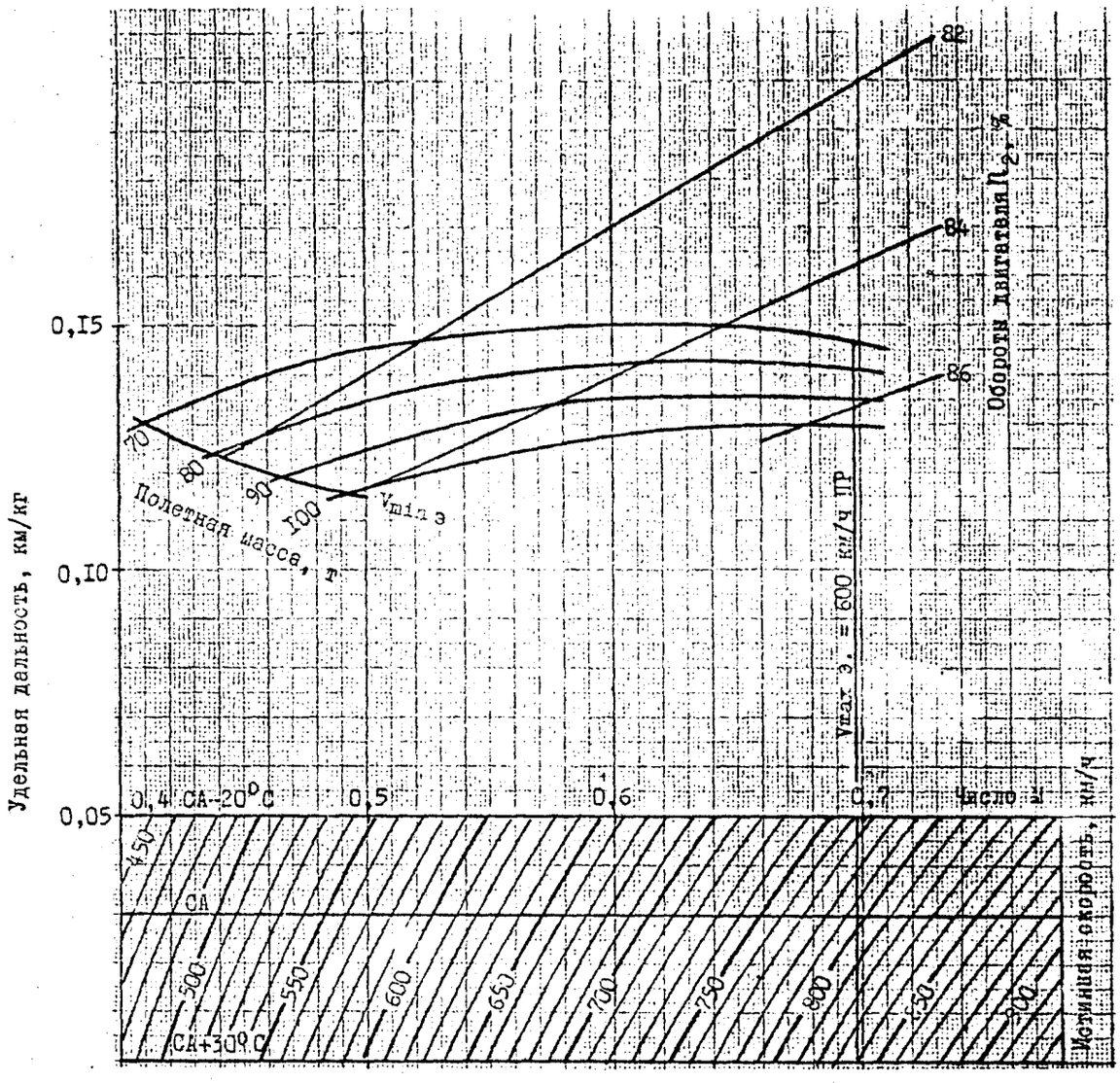


Примечание. При полете с одним отказавшим двигателем удельные дальности уменьшать на 3 %; при полете с двумя отказавшими двигателями удельные дальности принимать такими же, как для всех работающих двигателей.

Работают все двигатели. Удельная дальность

Рис. 7.5.4
(прод)

ЭШЕЛОН ПОЛЕТА 6000 м

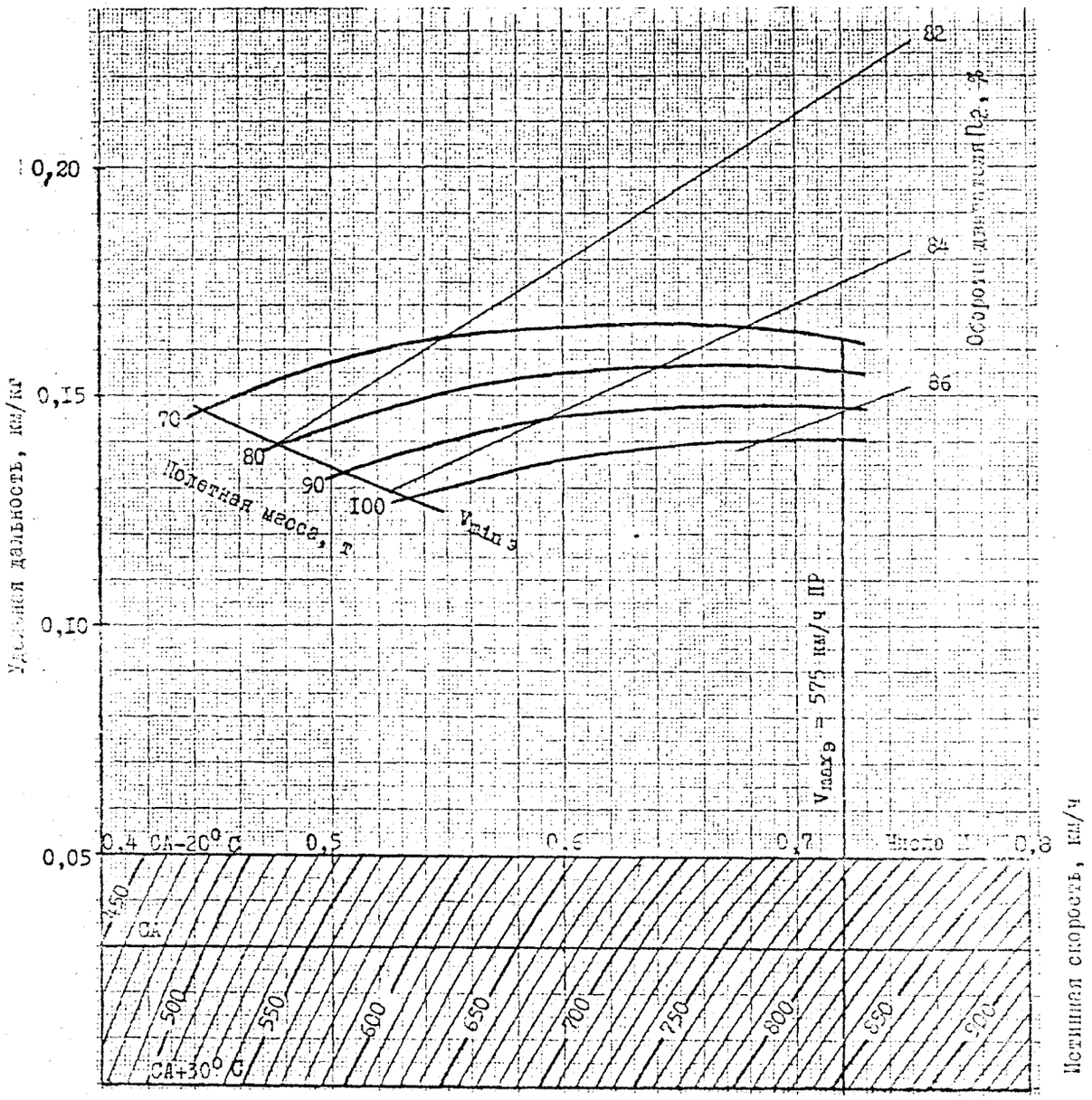


Примечание. При полете с одним отказавшим двигателем удельные дальности уменьшать на 3 %; при полете с двумя отказавшими двигателями удельные дальности принимать такими же, как для всех работающих двигателей

Работают все двигатели. Удельная дальность

Рис. 7.5.5
(прод)

ЭШЕЛОН ПОЛЕТА 7200 м

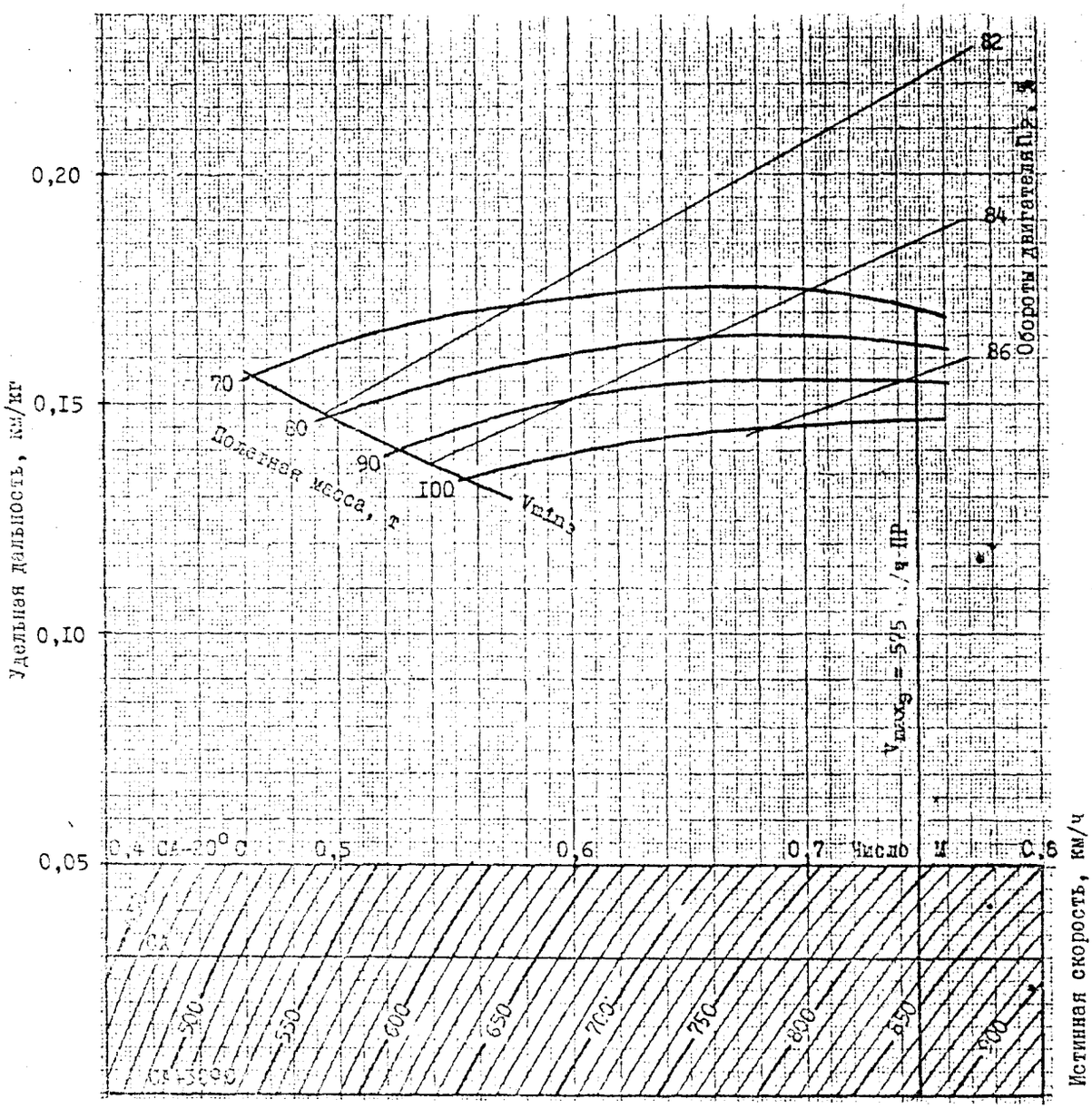


ПРИМЕЧАНИЕ. При полете с одним отказавшим двигателем удельные дальности уменьшать на 3%.

Работают все двигатели. Удельная дальность
Рис. 7.5.6

(прод)

ЭШЕЛОН ПОЛЕТА 7800 м

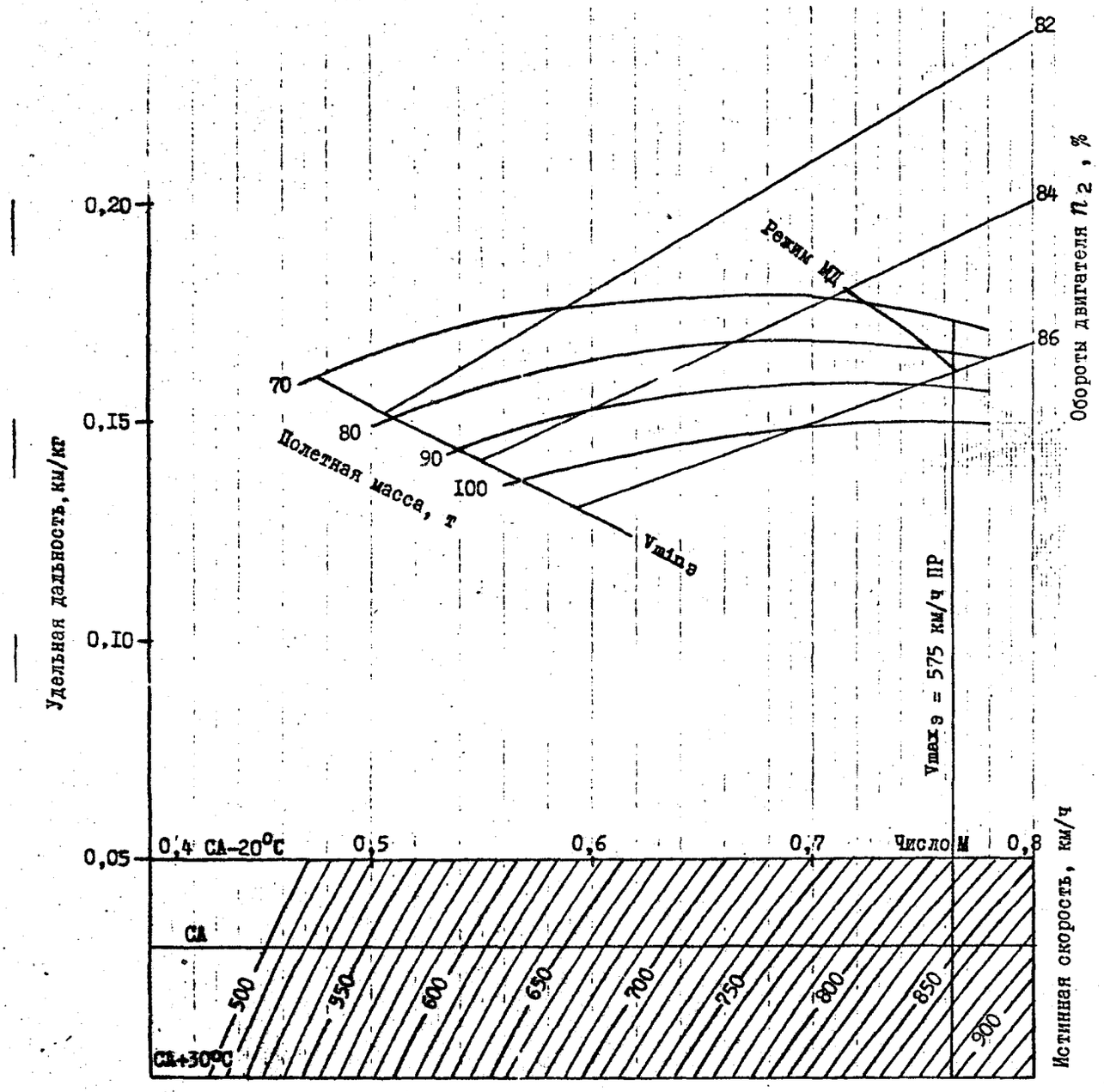


ПРИМЕЧАНИЕ. При полете с одним отказавшим двигателем удельные дальности уменьшать на 3%

Работают все двигатели. Удельная дальность
Рис. 7.5.7

(прод)

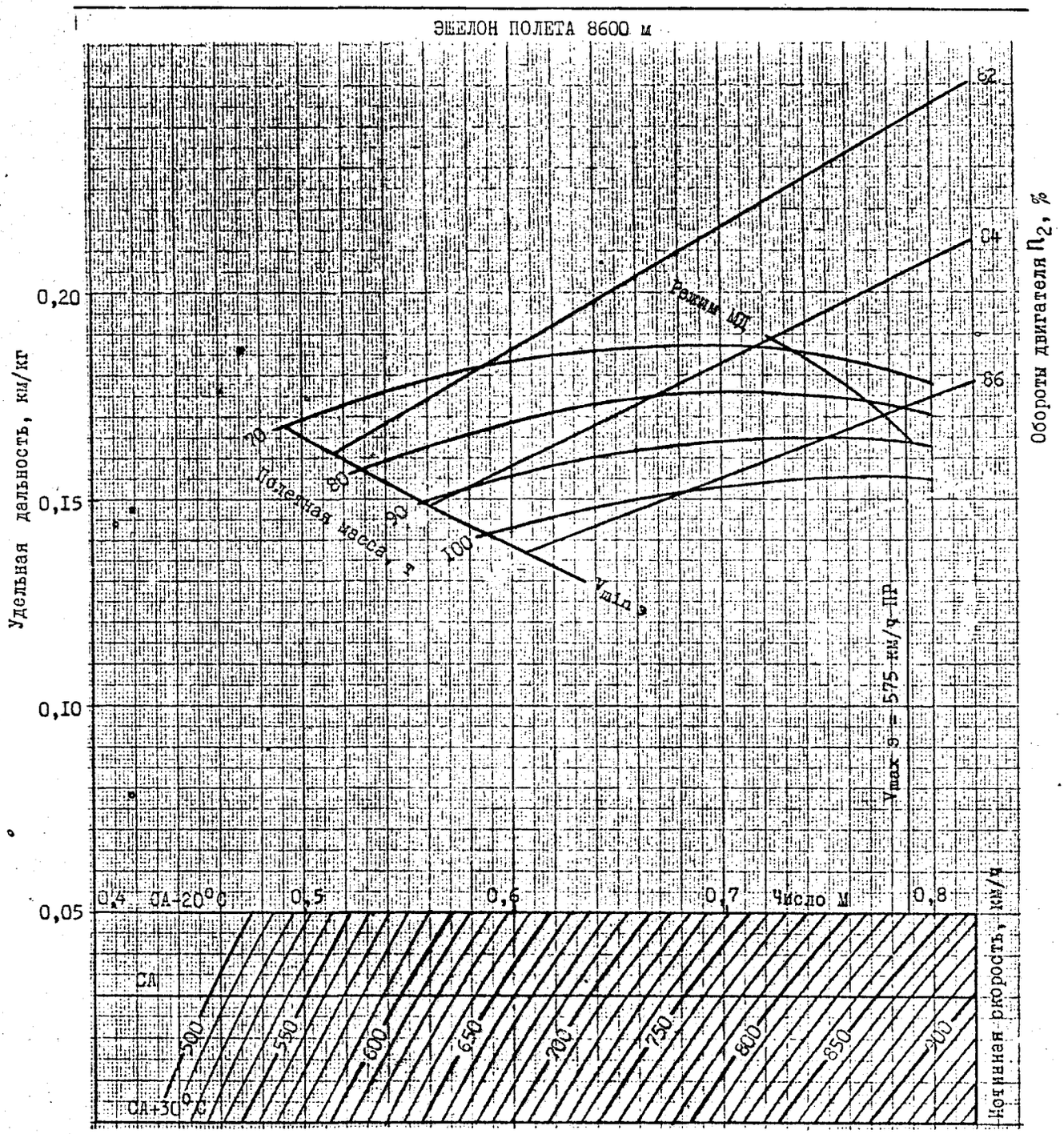
ЭШЕЛОН ПОЛЕТА 8100 м



ПРИМЕЧАНИЕ. При полете с одним отказавшим двигателем удельные дальности уменьшать на 3%

Работают все двигатели. Удельная дальность
Рис. 7.5.8

(прод)

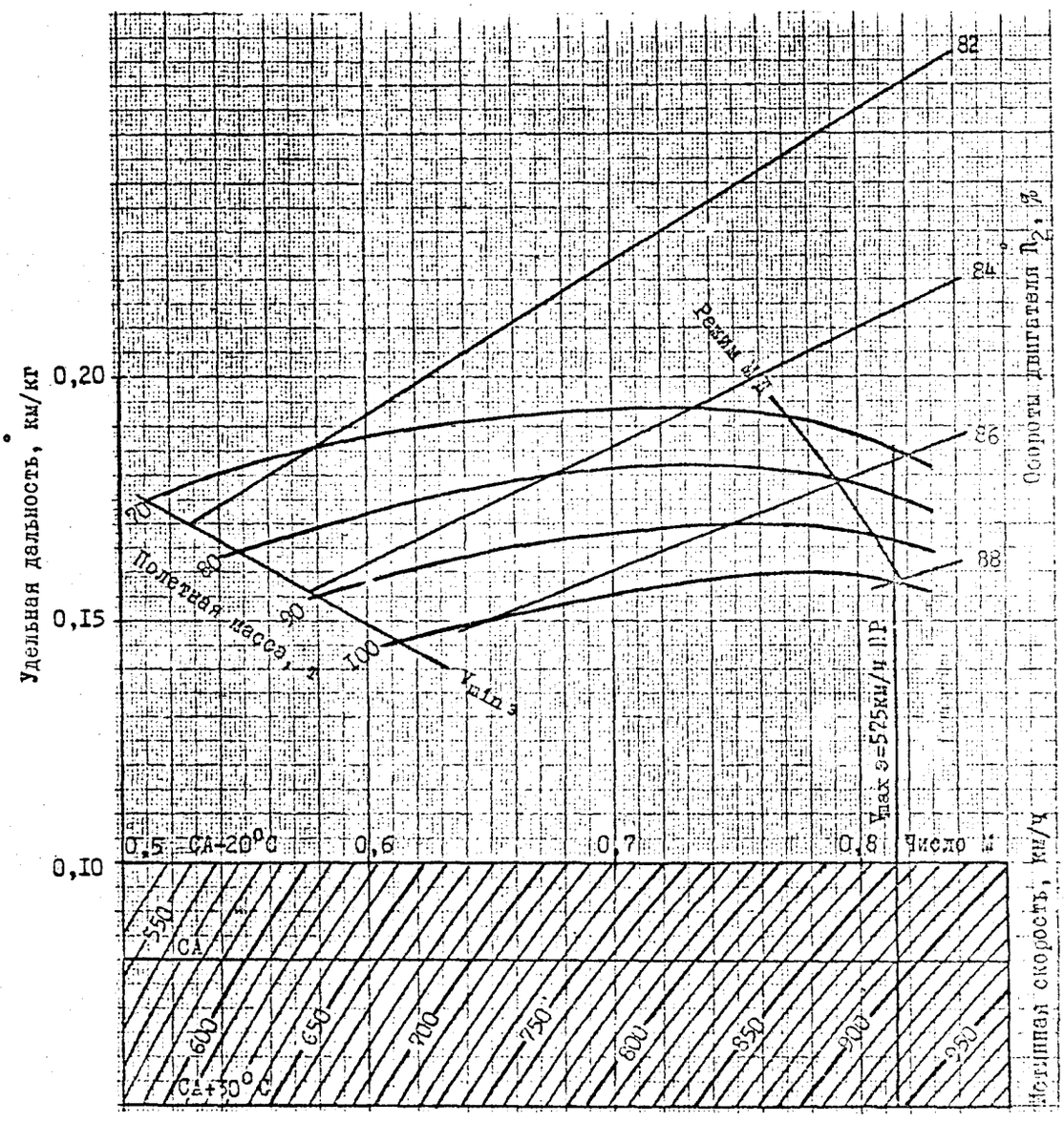


Примечание. При полете с одним отказавшим двигателем удельные дальности уменьшать на 3 %

Работают все двигатели. Удельная дальность

Рис. 7.5.9
(прод)

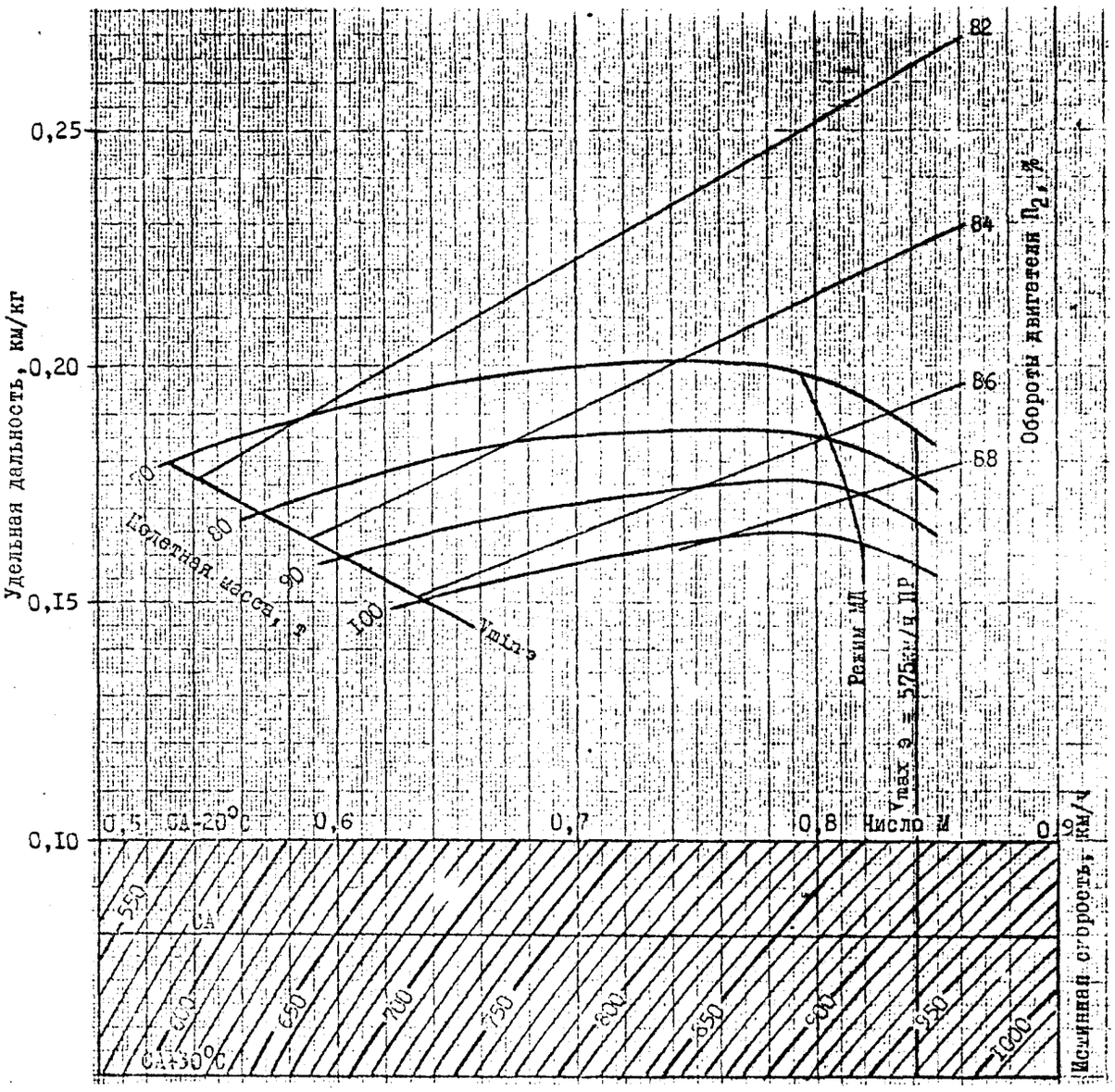
ЭШЕЛОН ПОЛЕТА 9100 м



Примечание. При полете с одним отказавшим двигателем удельные дальности уменьшать на 3 %

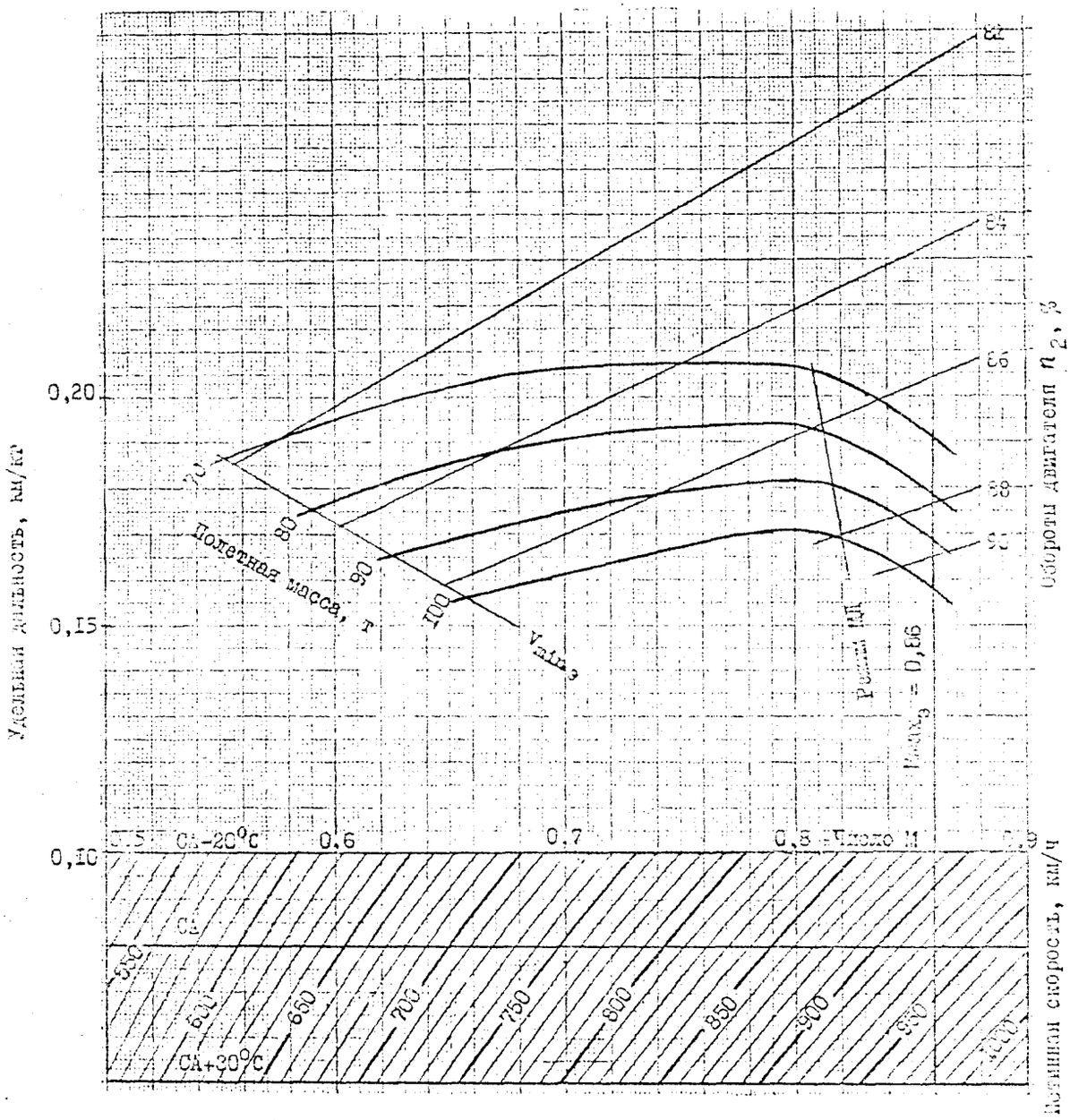
Работают все двигатели. Удельная дальность
Рис. 7.5.10
(прод)

ЭШЕЛОН ПОЛЕТА 9600 м



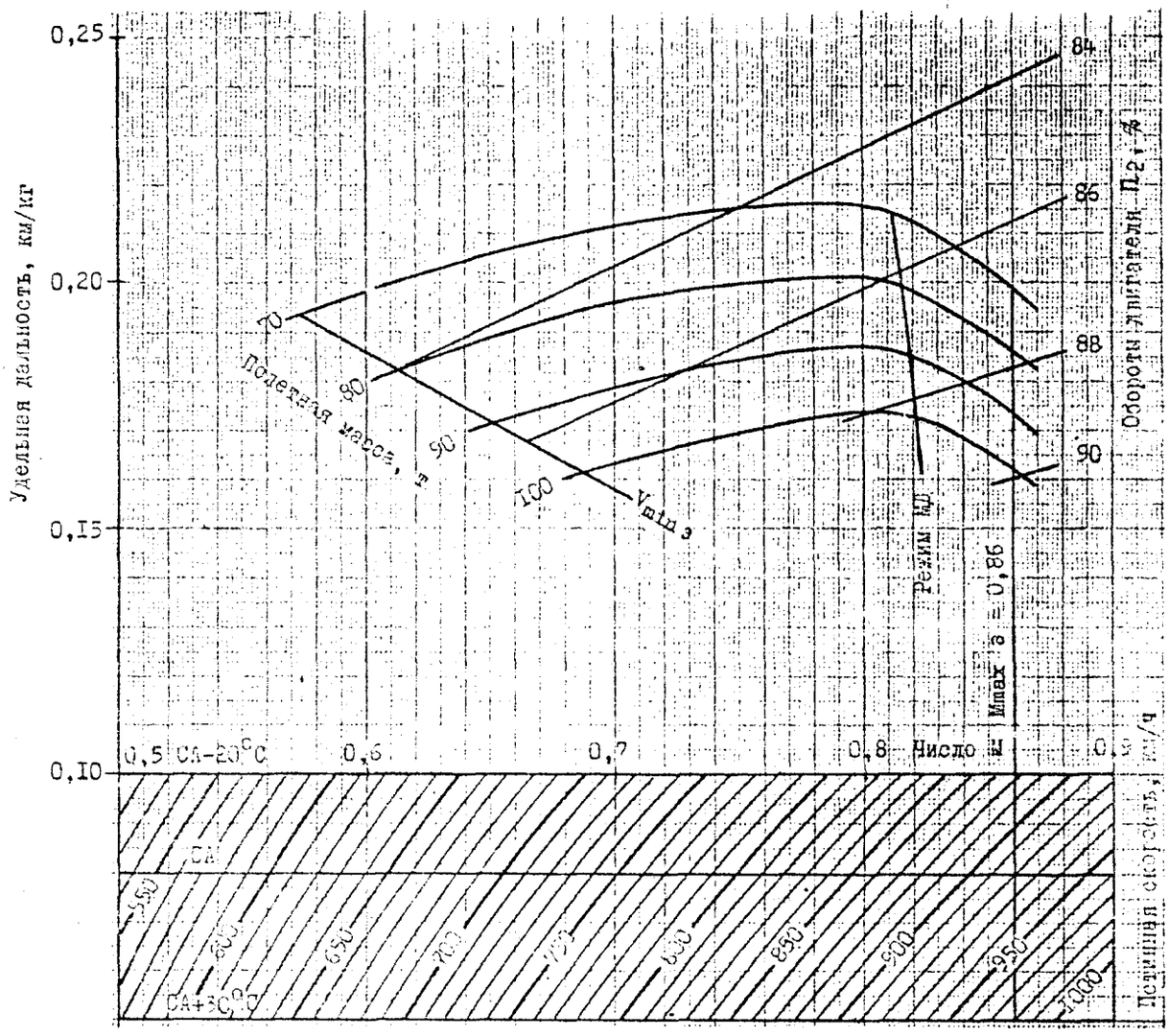
Работают все двигатели. Удельная дальность
Рис. 7.5.11
(прод)

ЭШЕЛОН ПОЛЕТА 10100 м



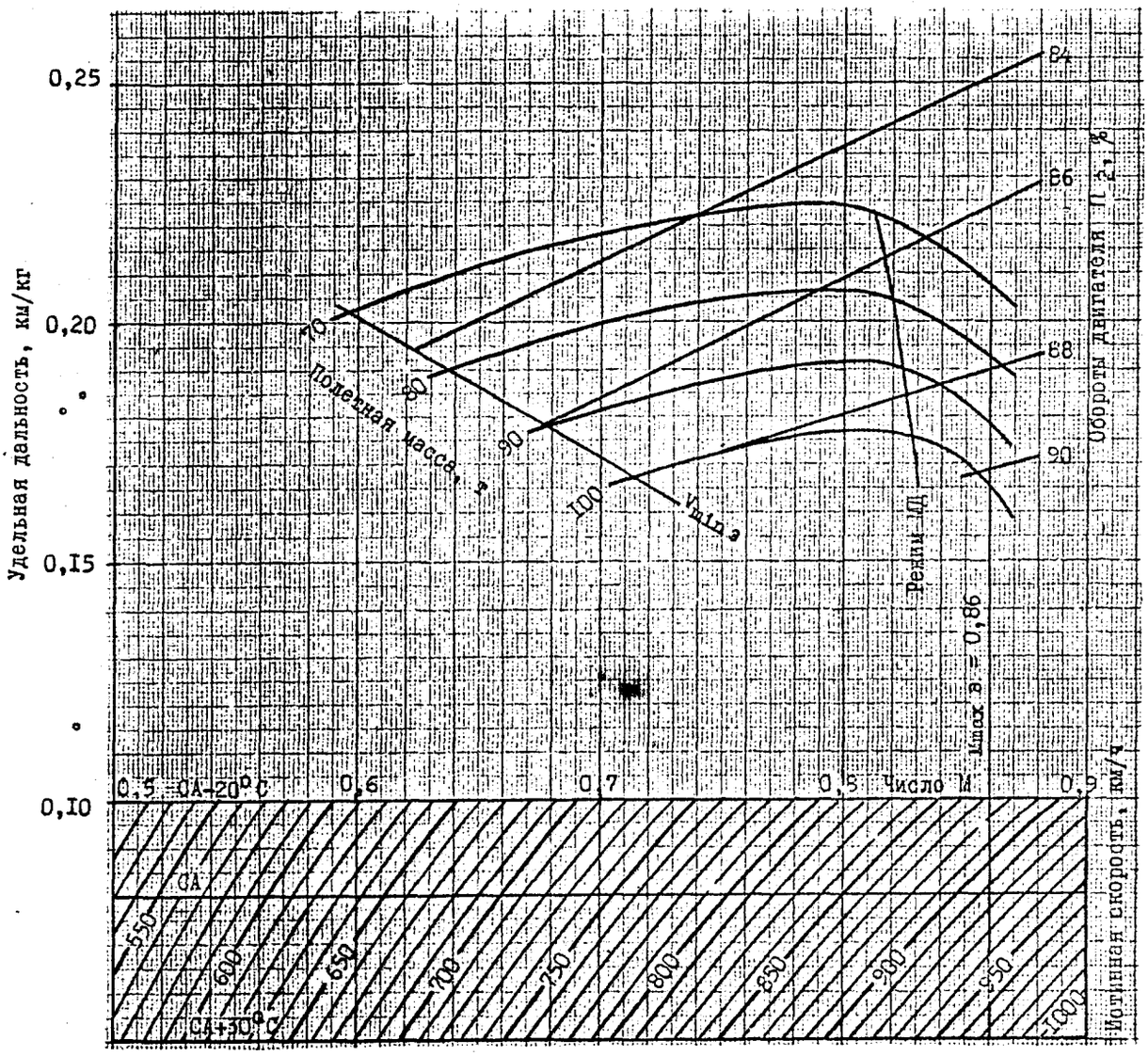
Работают все двигатели. Удельная дальность
Рис. 7.5.12
(прод)

ЭШЕЛОН ПОЛЕТА 10600 м



Работают все двигатели. Удельная дальность.
Рис. 7.5.13
(прод)

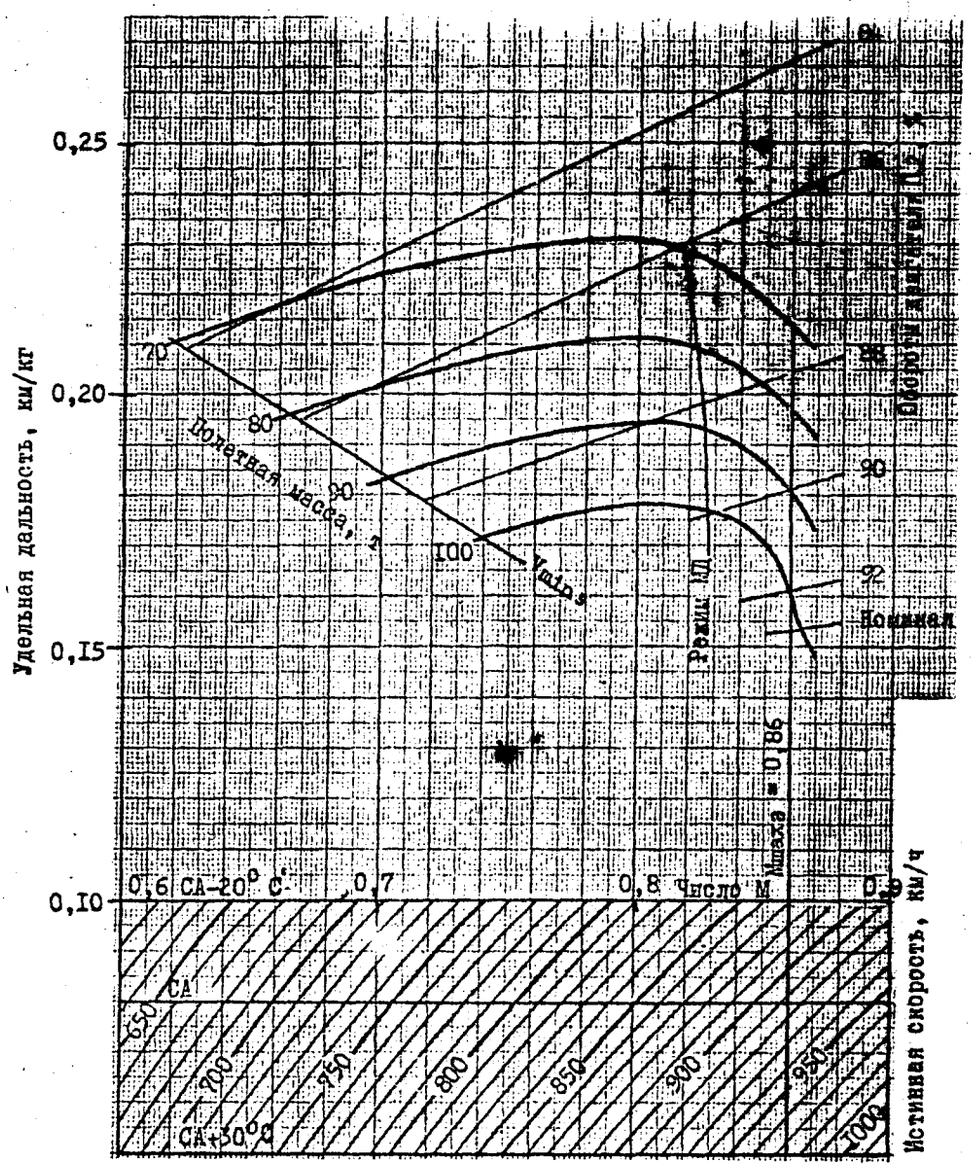
ЭШЕЛОН ПОЛЕТА 11100 м



Работают все двигатели. Удельная дальность.

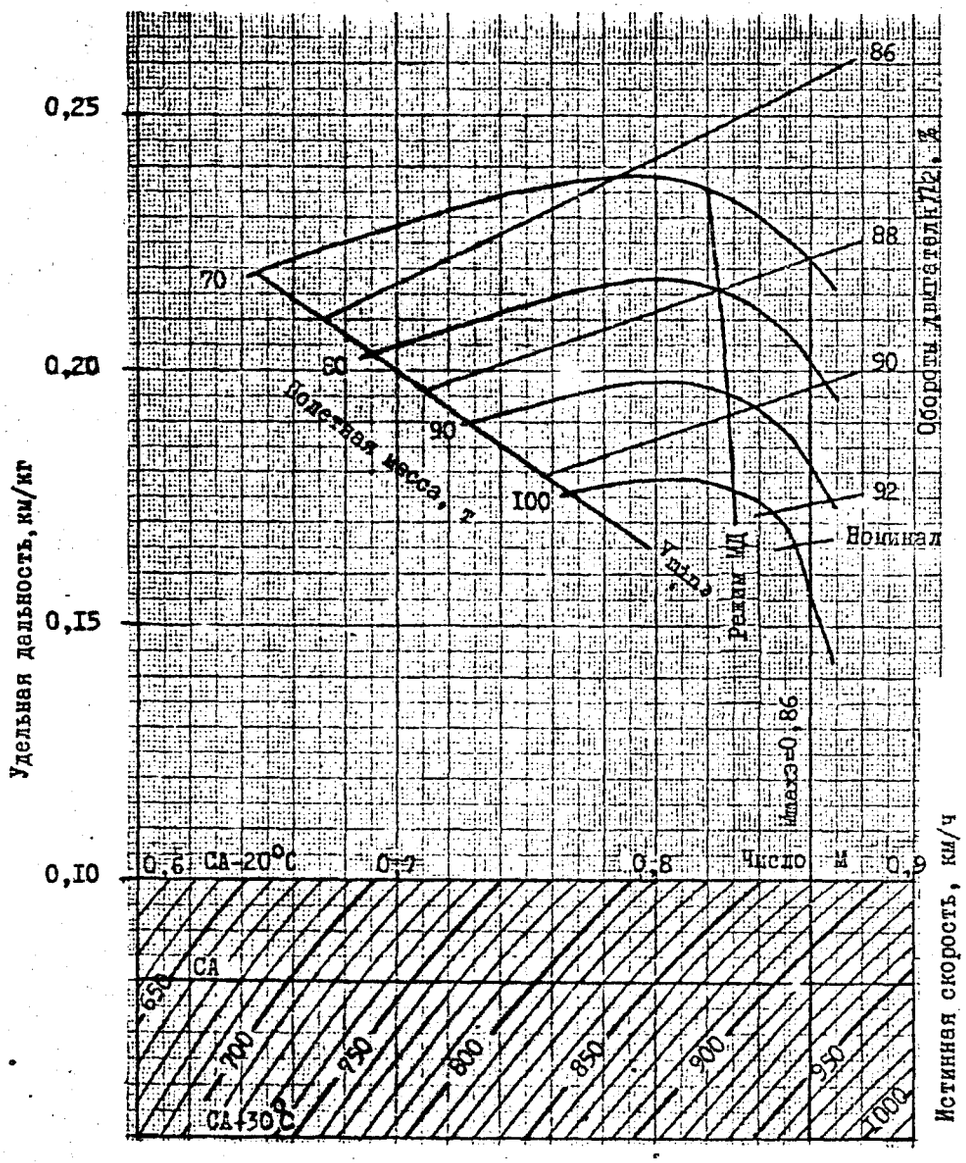
Рис. 7.5.14
(прод)

ЭШЕЛОН ПОЛЕТА 11600 м



Работают все двигатели. Удельная дальность
Рис. 7.5.15
(прод)

ЭШЕЛОН ПОЛЕТА 12100 м

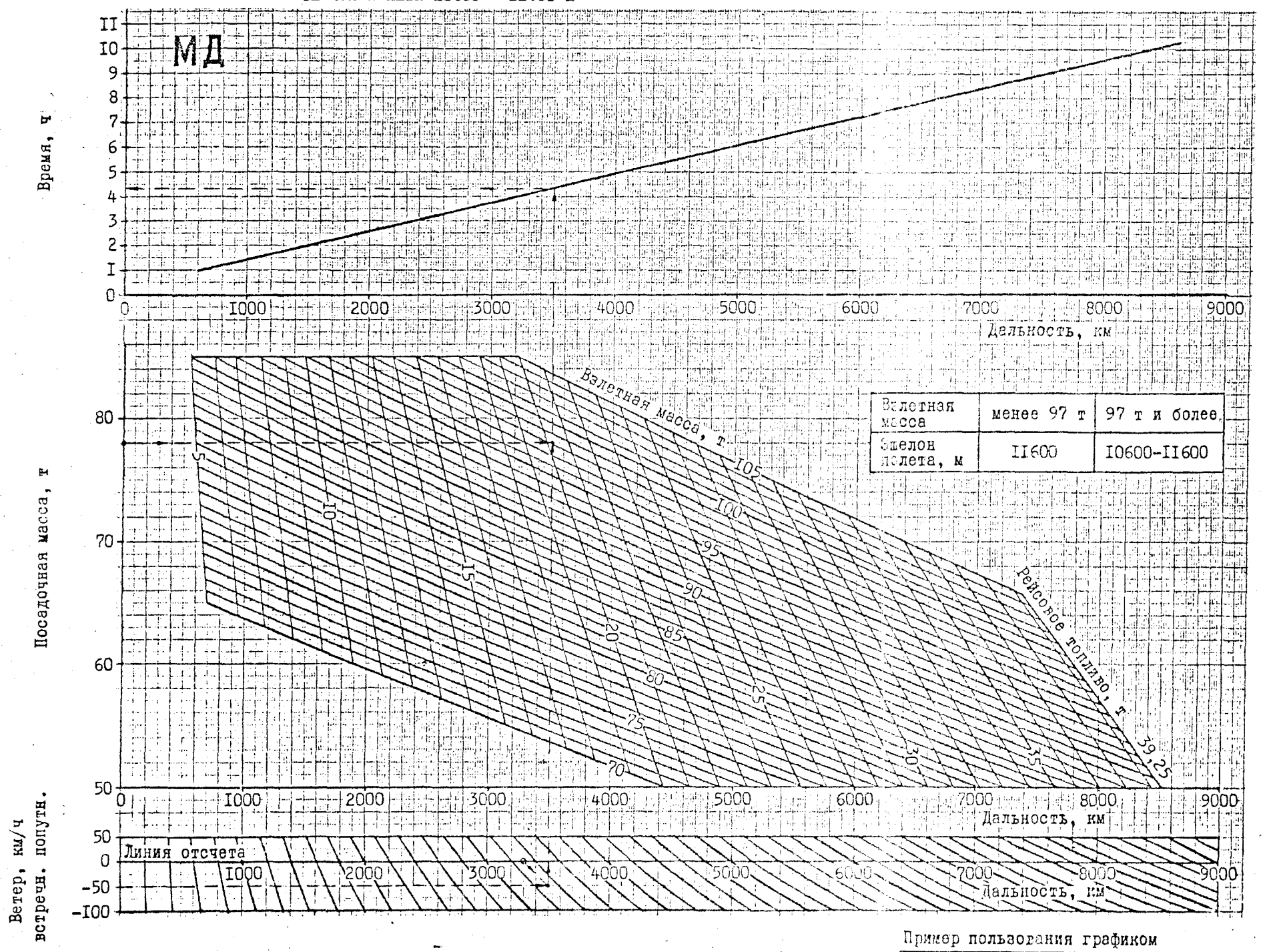


Работают все двигатели. Удельная дальность

Рис. 7.5.16

(прод)

ЭШЕЛОН ПОЛЕТА I0600 - II600 м



Взлетная масса	менее 97 т	97 т и более
Эшелон полета, м	II600	I0600-II600

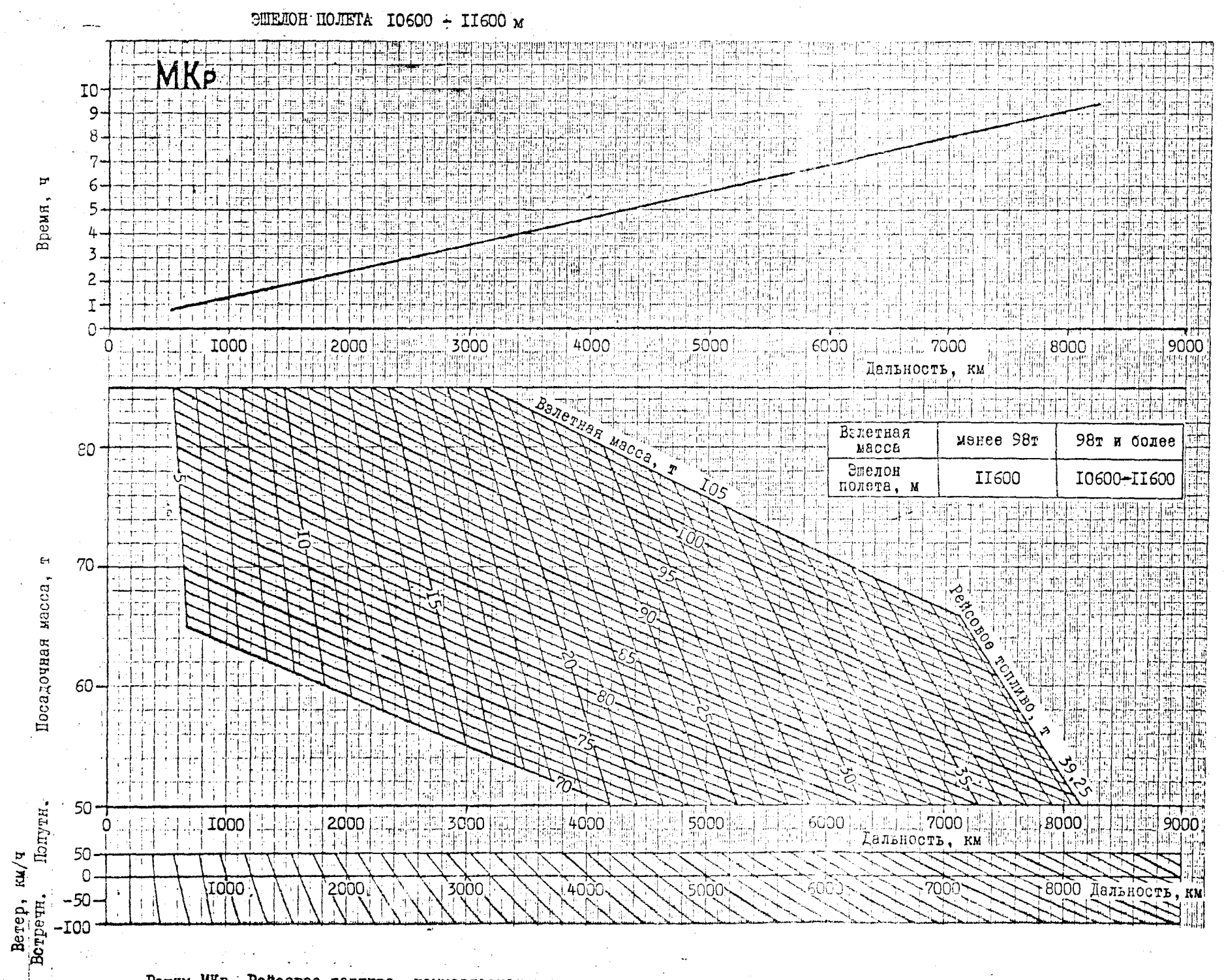
Пример пользования графиком

Задано: Практическая дальность 3300 км
Скорость встречного ветра 50 км/ч
Посадочная масса 78 т

Определяем: Взлетную массу 98,3 т
Массу рейсового топлива 20,3 т
Время полета 4,3 ч

Режим МД. Рейсовое топливо, коммерческая нагрузка, взлетная масса и время полета в зависимости от дальности полета

Рис. 7.5.I7
(прод)

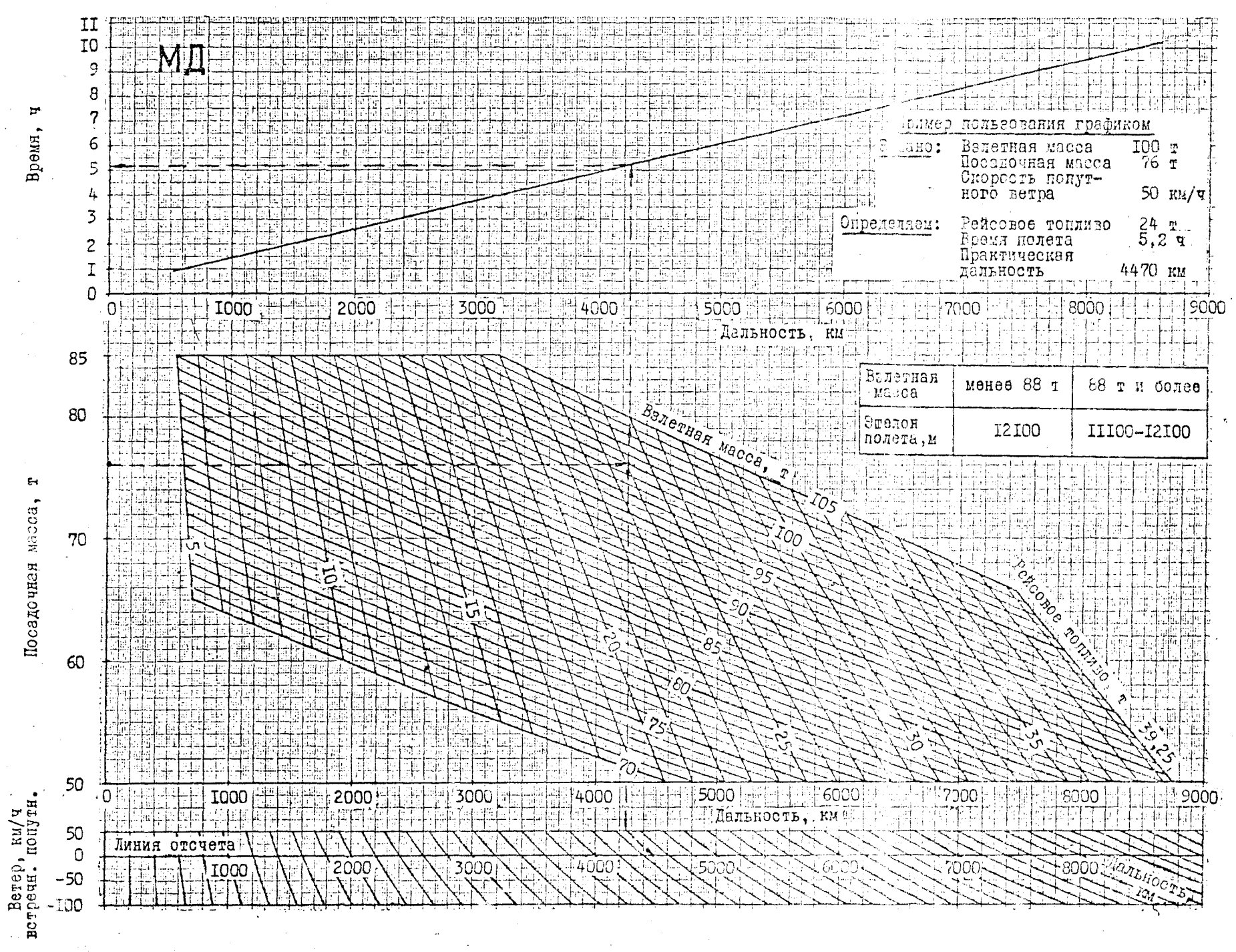


Режим МКр. Рейсовое топливо, коммерческая нагрузка, взлетная масса и время полета в зависимости от дальности полета

Рис. 7.5.18

(прод)

ЭШЕЛОН ПОЛЕТА III00 – I2I00 м

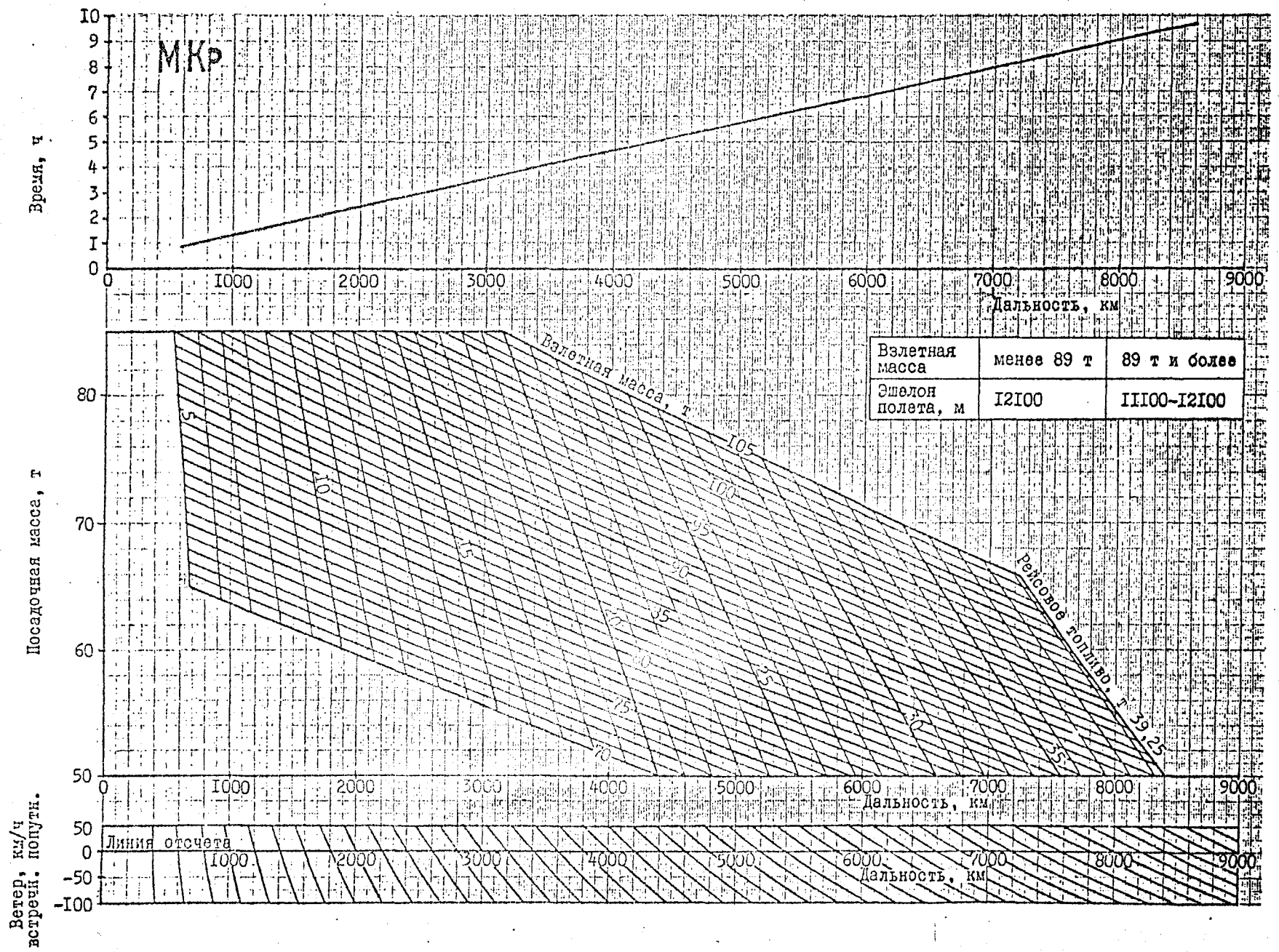


Взлетная масса	менее 88 т	88 т и более
Эшелон полета, м	I2I00	III00–I2I00

Режим МД. Рейсовое топливо, коммерческая нагрузка, взлетная масса и время полета в зависимости от дальности полета

Рис. 7.5.I9
(прод.)

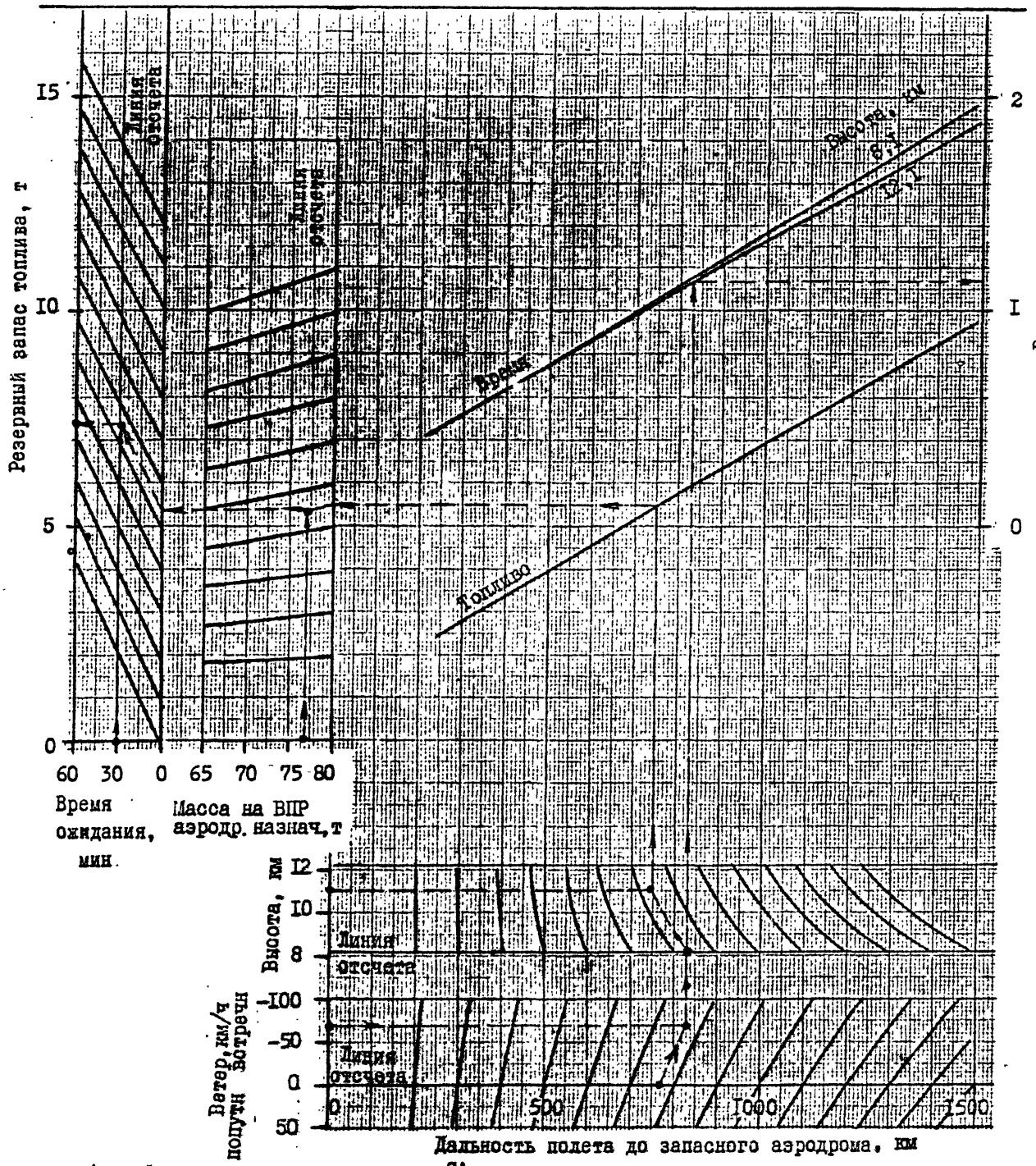
ЭШЕЛОН ПОЛЕТА 11100 ÷ 12100 м



Режим МКр. Рейсовое топливо, коммерческая нагрузка, взлетная масса и время полета в зависимости от дальности полета.

Рис. 7.5.20

(прод)



Атмосферные условия – СА
Полет на запасной аэродром – от ВПР до ВПР
Набор высоты, крейсерский полет, снижение – режим МД
Ожидание на высоте круга над запасн.аэродромом – на скорости $V_{min\,3}$

ВНИМАНИЕ. ДЛЯ РАСЧЕТА АЭРОНАВИГАЦИОННОГО ЗАПАСА ТОПЛИВА К ОПРЕДЕЛЯЕМОЙ ПО НОМОГРАММЕ ВЕЛИЧИНЕ ТОПЛИВА, НЕОБХОДИМО ДОБАВИТЬ КОМПЕНСАЦИОННЫЙ ЗАПАС ТОПЛИВА.

Резервный запас топлива (РЗТ) и время перелета на запасной аэродром

Рис. 7.5.21

—ooo—

7.6. СНИЖЕНИЕ И ОЖИДАНИЕ

7.6.I. Характеристики снижения

Нормальное снижение производится при работе всех двигателей на режиме малого газа. В зависимости от выбранного режима крейсерского полета (МД или МКр), а также при различных вариантах использования средних интерцепторов снижение может выполняться на разных скоростях и числах М полета.

Расход топлива, дальность и время снижения на трех и двух двигателях приводятся с учетом включенной СКВ и выключенной ПОС.
При снижении с включенной ПОС расход топлива увеличивается на 5% при равной дальности полета.

7.6.2. Характеристики ожидания

Полет в зоне ожидания выполняется на скоростях, согласованных со службой УВД, в диапазоне от $V_{min э}$ до I,2 $V_{K\ max}$, обеспечивающих минимальные часовые расходы топлива.

Величина часового расхода топлива при ожидании и значение приборной скорости, соответствующие $V_{min э}$, в зависимости от полетной массы и эшелона полета определяются по графику, см. рис. 7.6.7.
Если скорость полета отличается от $V_{min э}$, то с помощью поправочной сетки определяется фактический режим полета в диапазоне от $V_{min э}$ до I,2$V_{K max}$ и соответствующий ему часовой расход топлива.
При условии отличия температуры наружного воздуха от СА величина часового расхода топлива уточняется с помощью поправочной сетки по температуре в диапазоне от СА -20°С до СА +30°С.
В случае полёта с одним или двумя отказавшими двигателями часовые расходы топлива, определенные по указанному графику, следует изменить в соответствии с приведенными на нем указаниями.

Величина часового расхода топлива при ожидании в турбулентной атмосфере определяется по графику, см. рис. 7.6.8. В этом случае режим ожидания выполняется на приборной скорости 500-525 км/ч или постоянном числе М, равном 0,8.

Примеры пользования графиками показаны пунктирной линией.

(прод)

7.6.3. Перечень характеристик снижения и ожидания

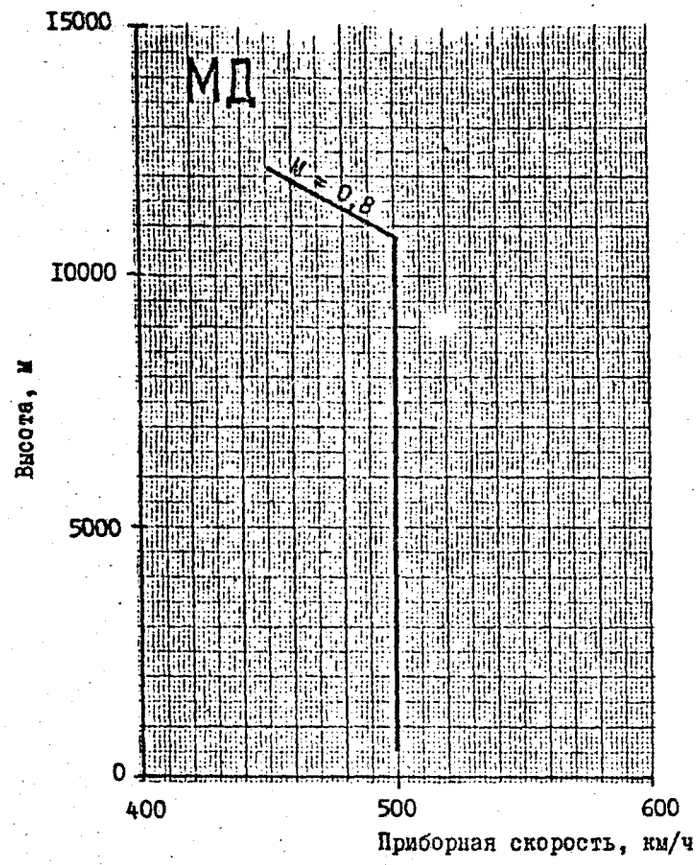
(I) Характеристики снижения

Работают все двигатели. Режим МД. Программа снижения	рис. 7.6.I
Работают все двигатели. Режим МД. Расход топлива, дальность и время снижения	рис. 7.6.2
Работают все двигатели. Режим МКр. Программа снижения	рис. 7.6.3
Работают все двигатели. Режим МКр. Расход топлива, дальность и время снижения	рис. 7.6.4
Один критический двигатель не работает. Режим МД. Программа снижения	рис. 7.6.5
Один критический двигатель не работает. Режим МД. Расход топлива, дальность и время снижения	рис. 7.6.6

(2) Характеристики ожидания

Часовой расход топлива при ожидании	рис. 7.6.7
Часовой расход топлива при ожидании в турбулентной атмосфере	рис. 7.6.8

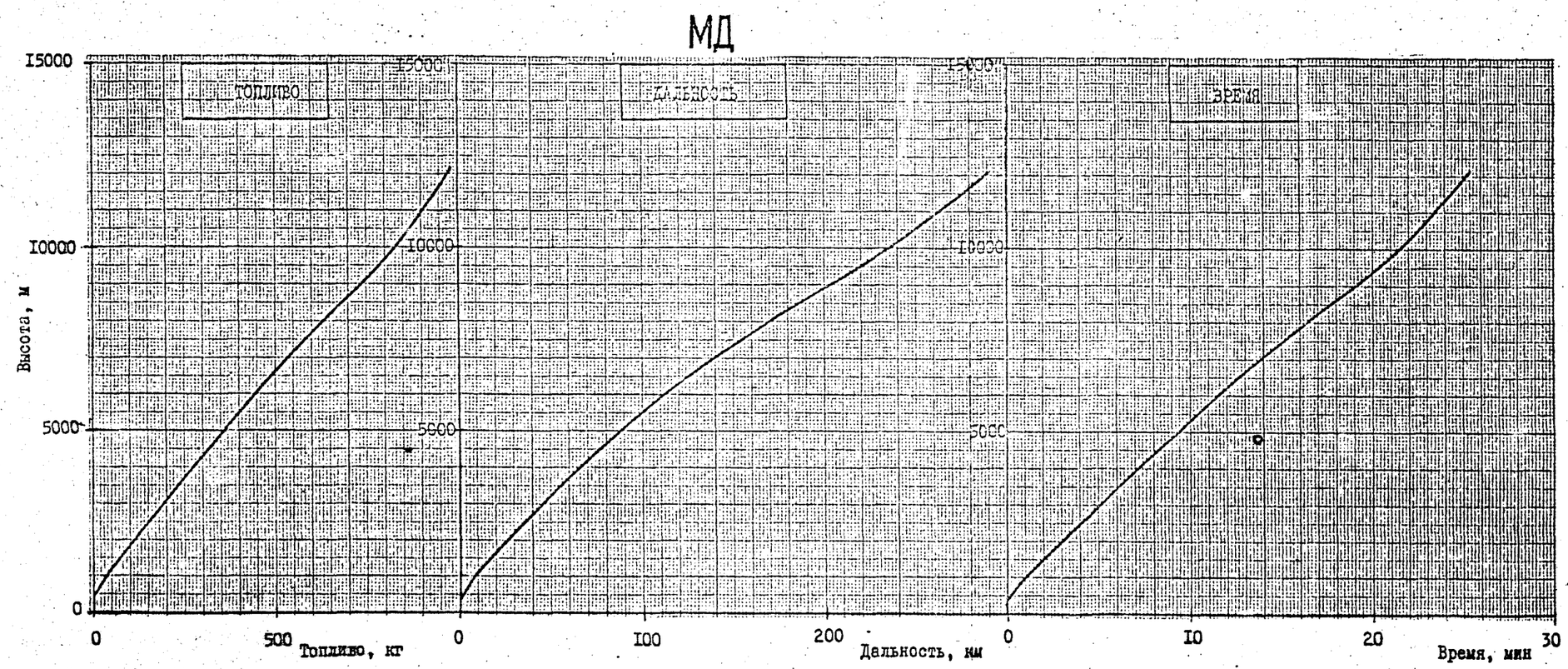
(прод)



Режим работы двигателей	МГ	на всех высотах
Интерцепторы средние	убраны	на всех высотах
Приборная скорость, км/ч	500	на высотах 10750 м и менее
Число М	0,8	на высотах более 10750 м

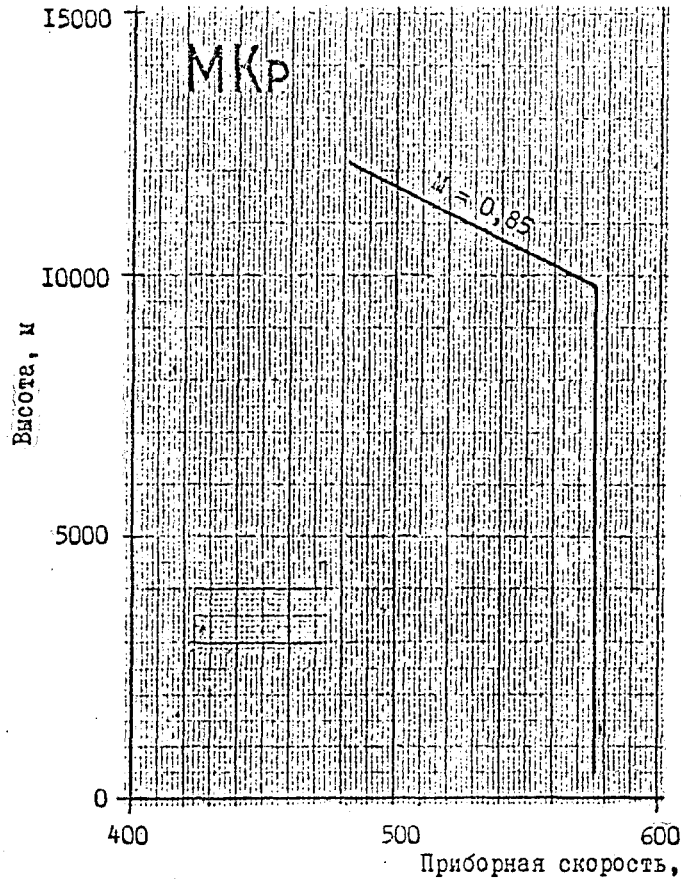
Работают все двигатели. Режим МД. Программа снижения
Рис. 7.6.1

(прод)



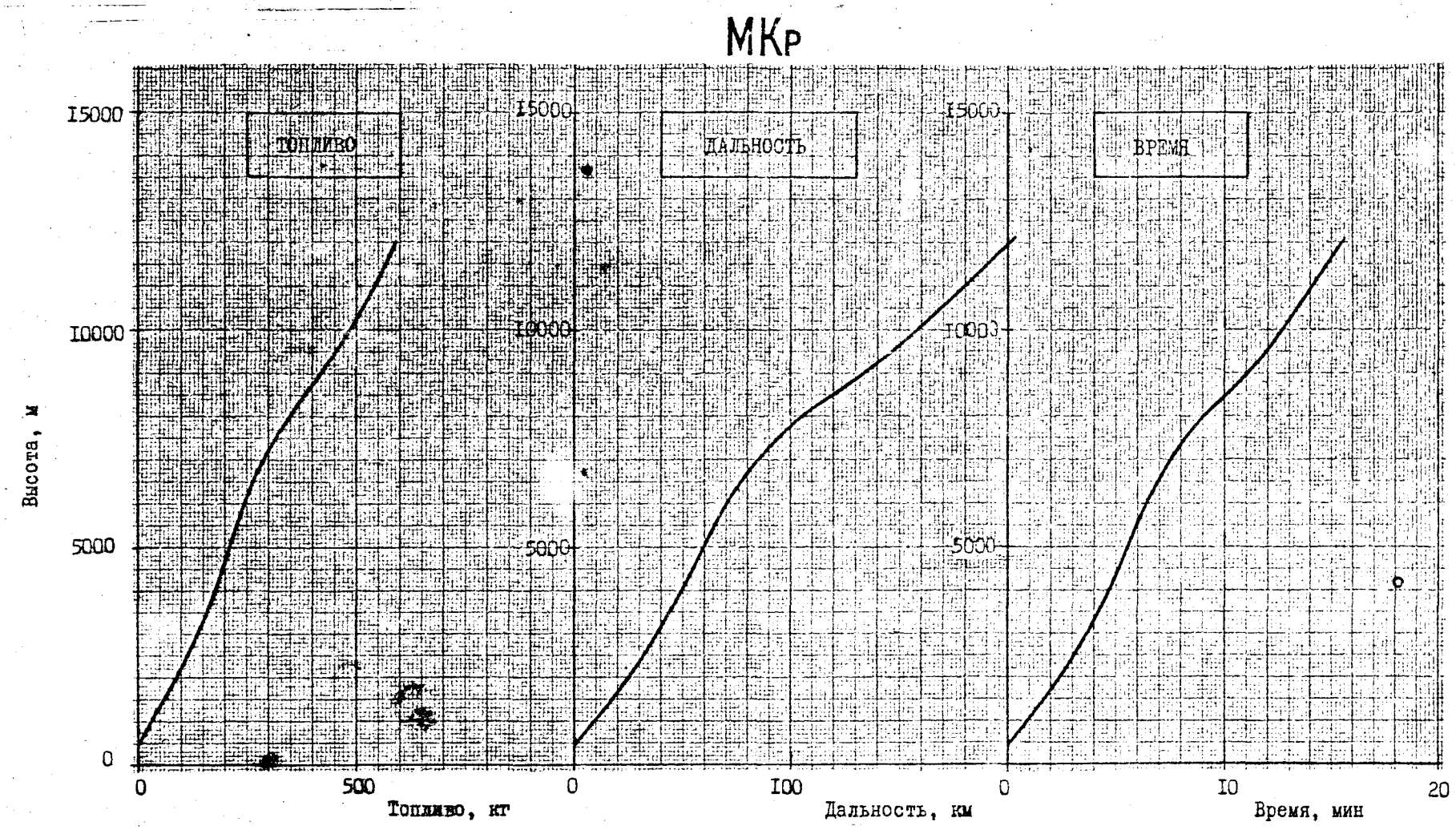
Полетная масса самолета, т	70 ÷ 90	–
Режим работы двигателей	МГ	на всех высотах
Интерцепторы средние	убраны	на всех высотах
Приборная скорость, км/ч	500	на высотах 10750 м и менее
Число М	0,8	на высотах более 10750 м

Работают все двигатели. Режим МД. Расход топлива, дальность и время снижения
Рис. 7.6.2
(прод)



Режим работы двигателей	М Г	на всех высотах
Интерцепторы средние:	0°	на высотах более 7000 м
	45°	на высотах 7000 ÷ 3000 м
	0°	на высотах менее 3000 м
Приборная скорость, км/ч	575	на высотах 9750 м и менее
Число М	0,85	на высотах более 9750 м

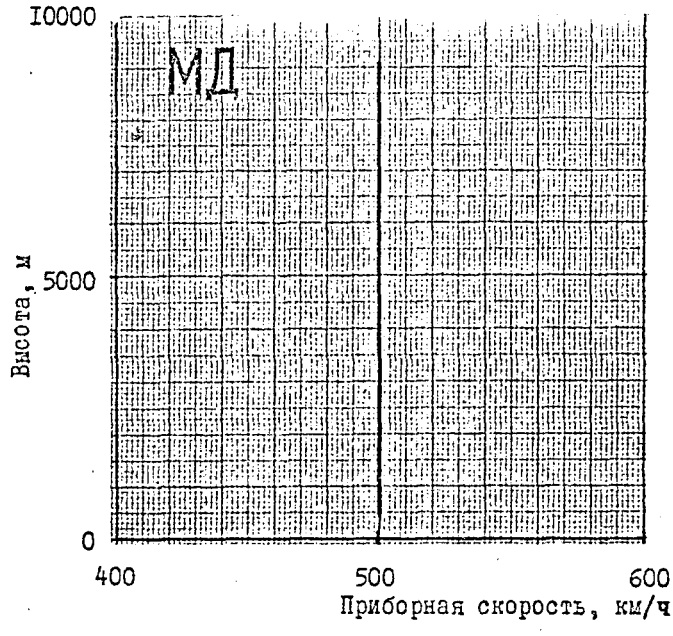
Работают все двигатели. Режим МКр. Программа снижения
Рис. 7.6.3.
(прод)



Полетная масса самолета, т	70 ÷ 90	———
Режим работы двигателей	МГ	на всех высотах
Интерцепторы средние:	0^{0}	на высотах более 7000 м
	45^{0}	на высотах 7000 ÷ 3000 м
	0^{0}	на высотах менее 3000 м
Приборная скорость, км/ч	575	на высотах 9750 м и менее
Число М	0,85	на высотах более 9750 м

Работают все двигатели. Режим МКр. Расход топлива, дальность и время снижения

Рис. 7.6.4
(прод)

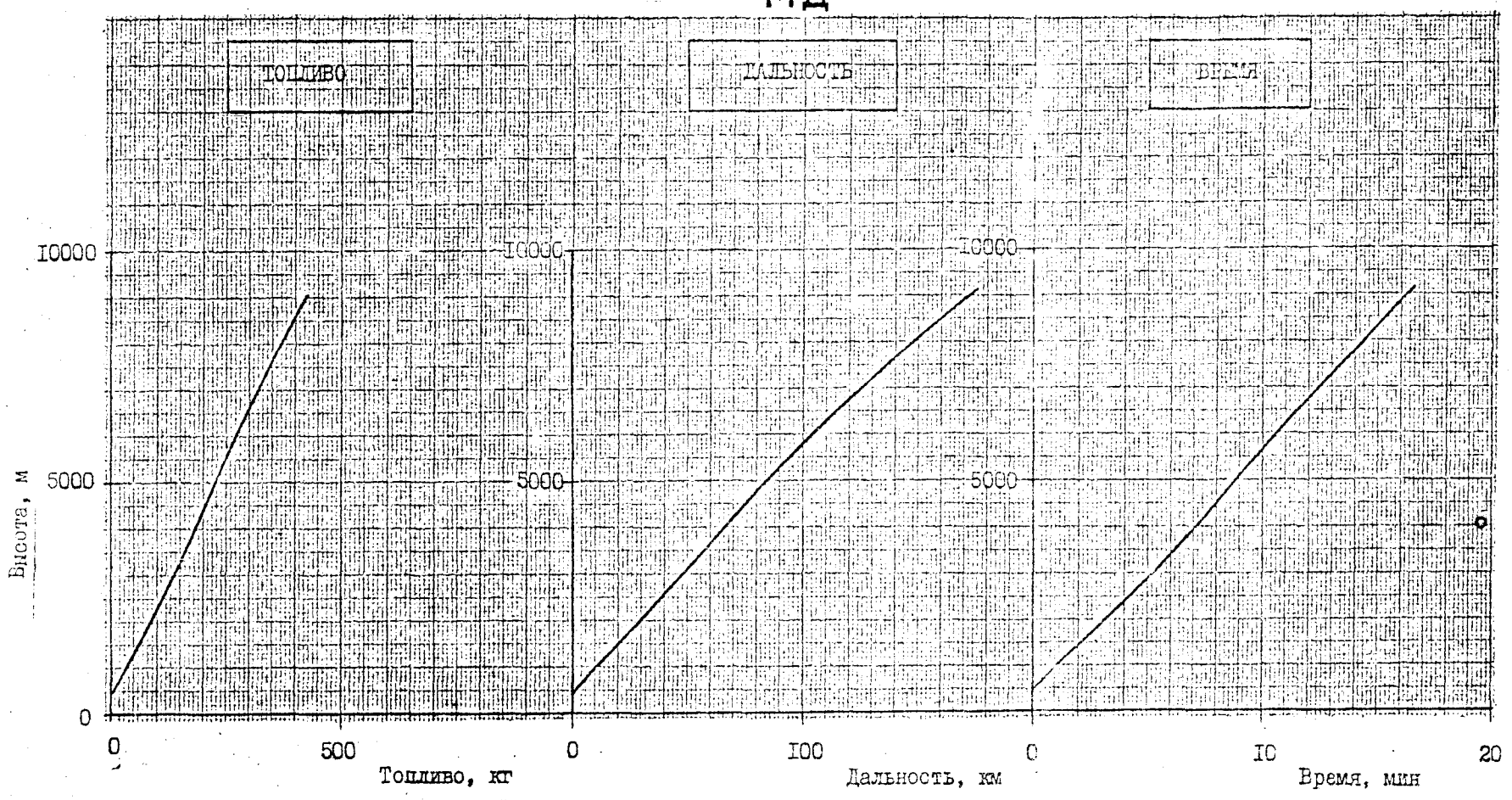


Режим работы двигателей	МГ	на всех высотах
Интерцепторы средние	убраны	на всех высотах
Приборная скорость, км/ч	500	на всех высотах

Один критический двигатель не работает. Режим МД. Программа снижения
Рис. 7.6.5

(прод)

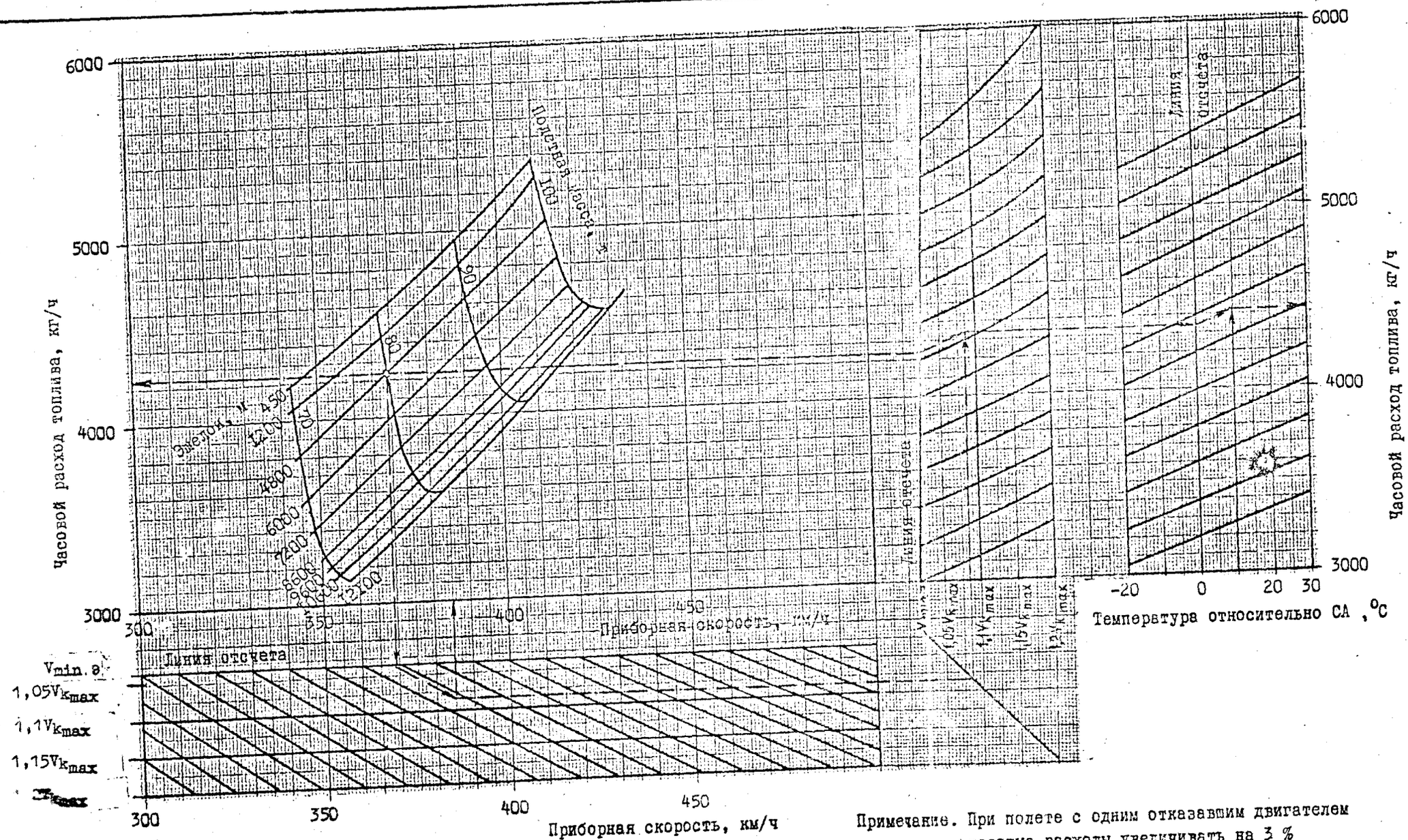
МД



Полетная масса самолета, т	70÷90	
Режим работы двигателей	МГ	на всех высотах
Интерцепторы	Убраны	на всех высотах
Приборная скорость, км/ч	500	на всех высотах

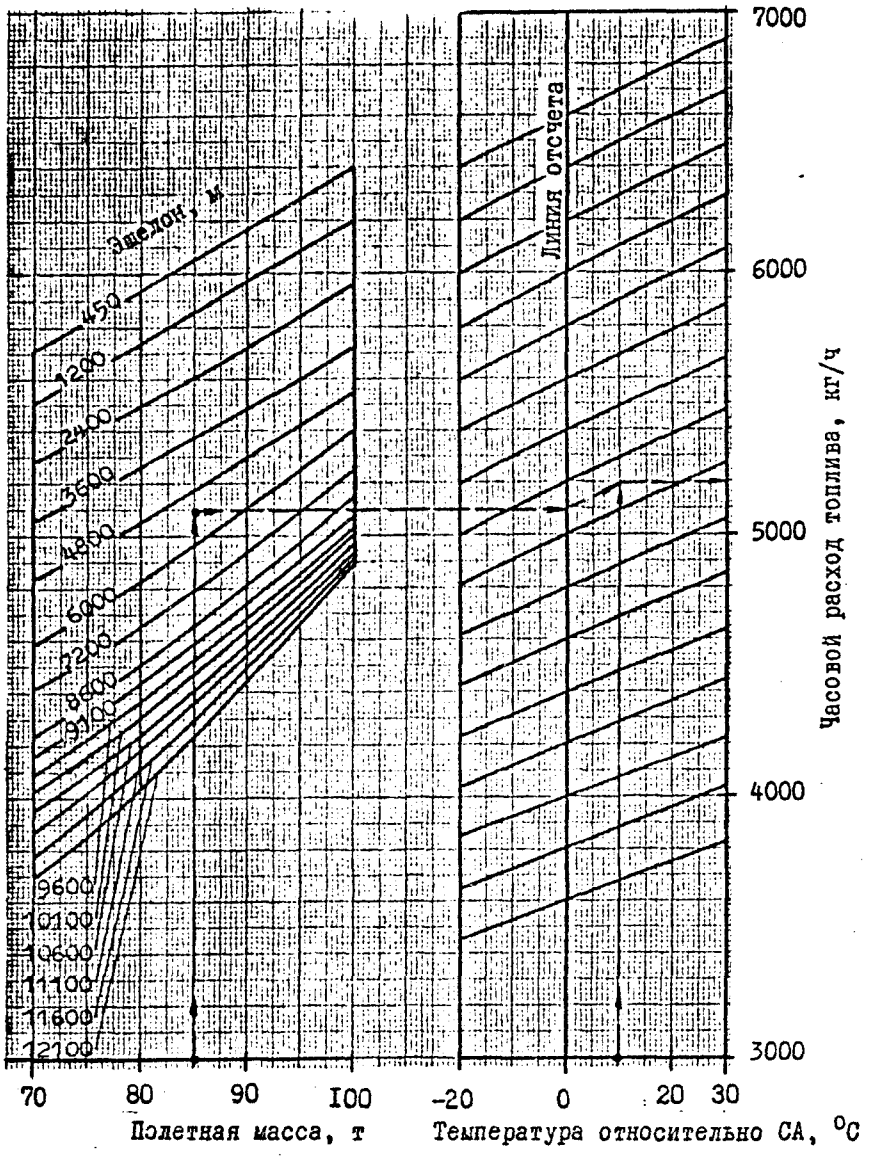
Один критический двигатель не работает. Режим МД. Расход топлива, дальность и время снижения

Рис. 7.6.6.
(прод)



Примечание. При полете с одним отказавшим двигателем часовые расходы увеличивать на 3 %
При полете с двумя отказавшими двигателями часовые расходы принимать такими же, как для всех работающих двигателей

Часовой расход топлива при ожидании
Рис. 7.6.7
(прод)



Приборная скорость, км/ч	500-525	на высотах 10600 м и менее
Число М	0,8	на высотах более 10600 м

ПРИМЕЧАНИЕ. При полете с одним отказавшим двигателем часовой расход увеличить на 3%; при полете с двумя отказавшими двигателями часовой расход принимать таким же, как для всех работающих двигателей.

Часовой расход топлива при ожидании в турбулентной атмосфере

Рис. 7.6.8

—ooo—

Условия, принятые при построении графиков:

Режим работы двигателей на пробеге	Один двигатель на режиме малого газа, два двигателя на реверсе
Закрылки	36^0 (рис. 7.7.3) 45^0 (рис. 7.7.4)
Предкрылки	Выпущены
Интерцепторы	Убраны
Шасси	Выпущено
Максимальная путевая скорость касания	280 км/ч

7.7.3.2. Максимальная посадочная масса, ограниченная расчетной располагаемой длиной ВПП

На рис. 7.7.5 и 7.7.6 представлены графики, позволяющие определить максимальную посадочную массу, ограниченную расчетной располагаемой длиной ВПП. Эти графики позволяют определить максимальную посадочную массу как на аэродроме назначения, так и на запасном аэродроме.

Условия, принятые при построении графиков:

Режим работы двигателей на пробеге	один двигатель на режиме малого газа, два двигателя на реверсе.
Закрылки	36^0 (рис. 7.7.5) 45^0 (рис. 7.7.6)
Предкрылки	выпущены
Интерцепторы	выпущены на пробеге
Шасси	выпущено
Максимальная путевая скорость начала торможения	см. пункт 2.5.4.I (IO)
Методика пилотирования	см. подраздел 4.6, 4.7
Коэффициент длины ВПП:	
- основной аэродром	I,67
- запасной аэродром	I,43

Пример пользования графиками для аэродрома назначения показан пунктирной линией со стрелками.

7.7.4. Расчетная располагаемая длина ВПП с учетом её состояния

На рис. 7.7.7 и 7.7.8 представлены графики, позволяющие определить величину располагаемой длины ВПП с учетом её состояния в зависимости от располагаемой длины ВПП.

(прод)

7.7. ЗАХОД НА ПОСАДКУ И ПОСАДКА

7.7.I. Общие сведения

Материалы данного подраздела позволяют определить в зависимости от конкретных условий аэродрома максимальную посадочную массу самолета и скорости на посадке. Схема посадки см. рис. 7.7.9.

Посадочная масса ограничивается:
- максимально допустимой путевой скоростью касания;
- расчетными располагаемыми длинами ВПП для посадки на аэродроме назначения и запасном аэродроме с учетом метеоусловий и состояния ВПП.

Меньшая из полученных по этим ограничениям масса принимается за максимально допустимую.

7.7.2. Скорости на посадке

Для фактической массы самолета и выбранной посадочной конфигурации скорость захода на посадку выбирается по графику, см.рис. 7.7.I.
Скорости захода на посадку приведены для закрылков: 0°, 15°, 28°, 36° и 45°.
Скорости захода на посадку и пересечения входного торца ВПП имеют запас от скорости срыва при заданной конфигурации: $V_{з.п.} = 1{,}3\,V_{c1}$.
Уход на второй круг производится на скорости захода на посадку.
Максимально допустимая приборная скорость начала торможения на пробеге в зависимости от атмосферных условий на аэродроме посадки определяется по графику, см. рис. 7.7.2.

7.7.3. Максимально допустимая посадочная масса

Максимально допустимая посадочная масса самолета выбирается как наименьшая из максимальных посадочных масс, определенных по графикам, см. рис. 7.7.3 и 7.7.5 при закрылках 36° и рис. 7.7.4 и 7.7.6 при закрылках 45°.

На самолетах, оборудованных системой автоматического управления механизации крыла на посадке, посадочные характеристики не изменяются и зависят только от выбранного угла отклонения закрылков при заходе на посадку.

7.7.3.I. Максимальная посадочная масса, ограниченная максимально допустимой путевой скоростью касания

На рис. 7.7.3 и 7.7.4 представлены графики, позволяющие определить максимальную посадочную массу, ограниченную максимально допустимой путевой скоростью касания в зависимости от атмосферных условий на аэродроме посадки.

(прод)

7.7.4.I. Располагаемая длина ВПП с учетом коэффициента сцепления

На рис. 7.7.7 приведен график, позволяющий определить располагаемую длину ВПП с учетом коэффициента сцепления при отсутствии слоя осадков на ВПП.

Условия, принятые при построении графика:

Режим работы двигателей на пробеге	два двигателя на реверсе, один двигатель на режиме малого газа
Закрылки	36°, 45°
Предкрылки	выпущены
Интерцепторы	выпущены на пробеге
Шасси	выпущено

Пример пользования графиком показан стрелками и пунктиром.

7.7.4.2. Располагаемая длина ВПП с учетом слоя осадков на ВПП

На рис. 7.7.8 приведен график, позволяющий определить располагаемую длину ВПП с учетом слоя осадков на ВПП независимо от коэффициента сцепления.

Условия, принятые при построении графика:

Режим работы двигателей на пробеге	два двигателя на реверсе, один двигатель на режиме малого газа
Закрылки	36°, 45°
Предкрылки	выпущены
Интерцепторы	выпущены на пробеге
Шасси	выпущено
Слой воды	3 - I0 мм
Слой слякоти	3 - I2 мм
Слой сухого снега	I0 - 50 мм

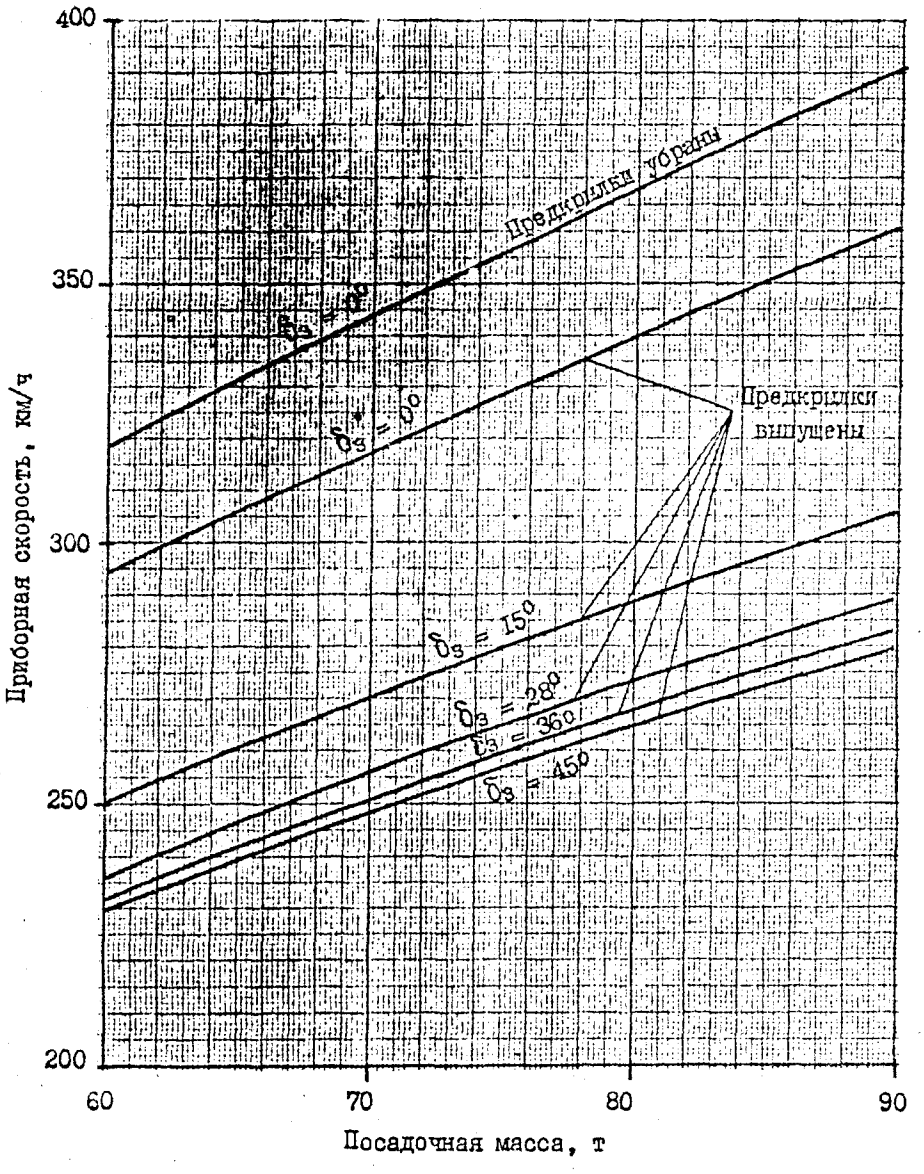
Пример пользования графиком показан стрелками и пунктиром.

7.7.5. Перечень посадочных характеристик

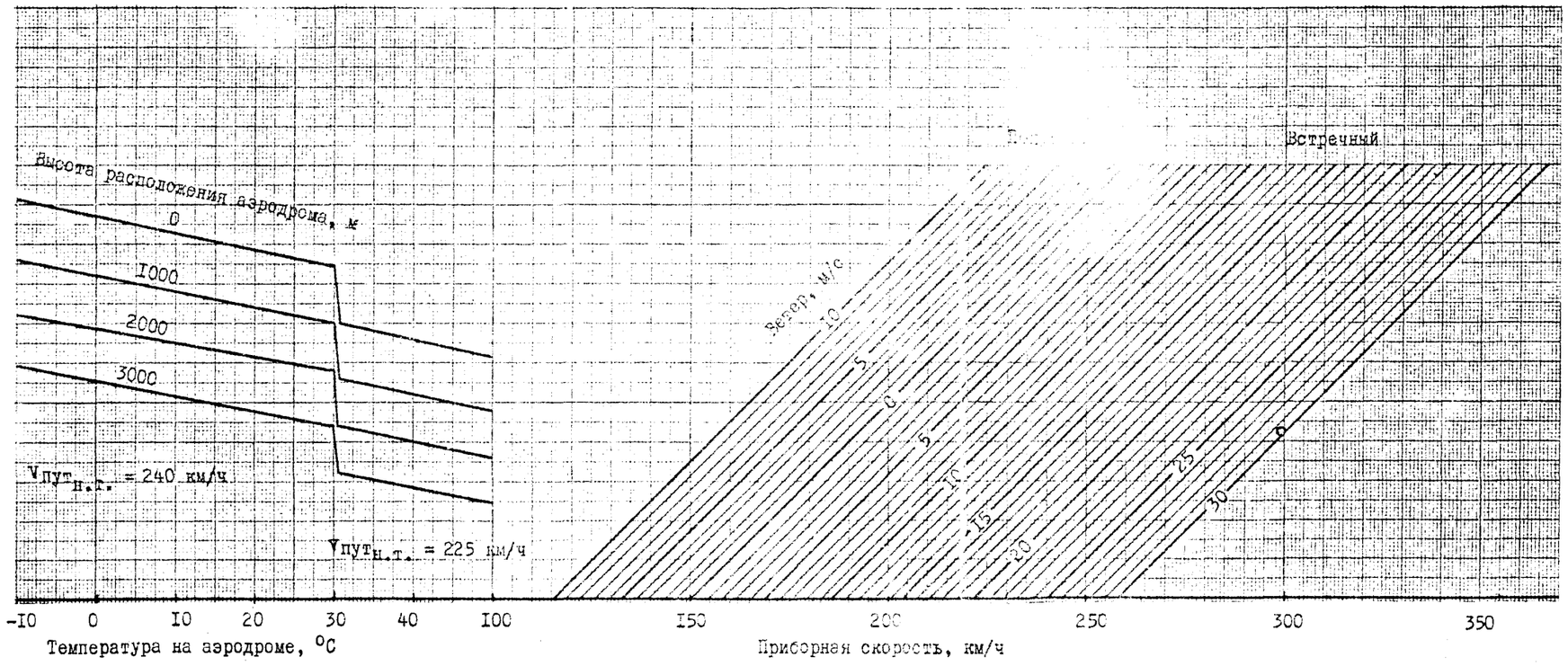
Скорости захода на посадку и пересечения входного торца ВПП	рис. 7.7.I
Максимальная скорость начала торможения на пробеге	рис. 7.7.2
Максимальная посадочная масса, ограниченная максимально допустимой скоростью касания:	
- закрылки 36°	рис. 7.7.3
- закрылки 45°	рис. 7.7.4

(прод)

(прод)

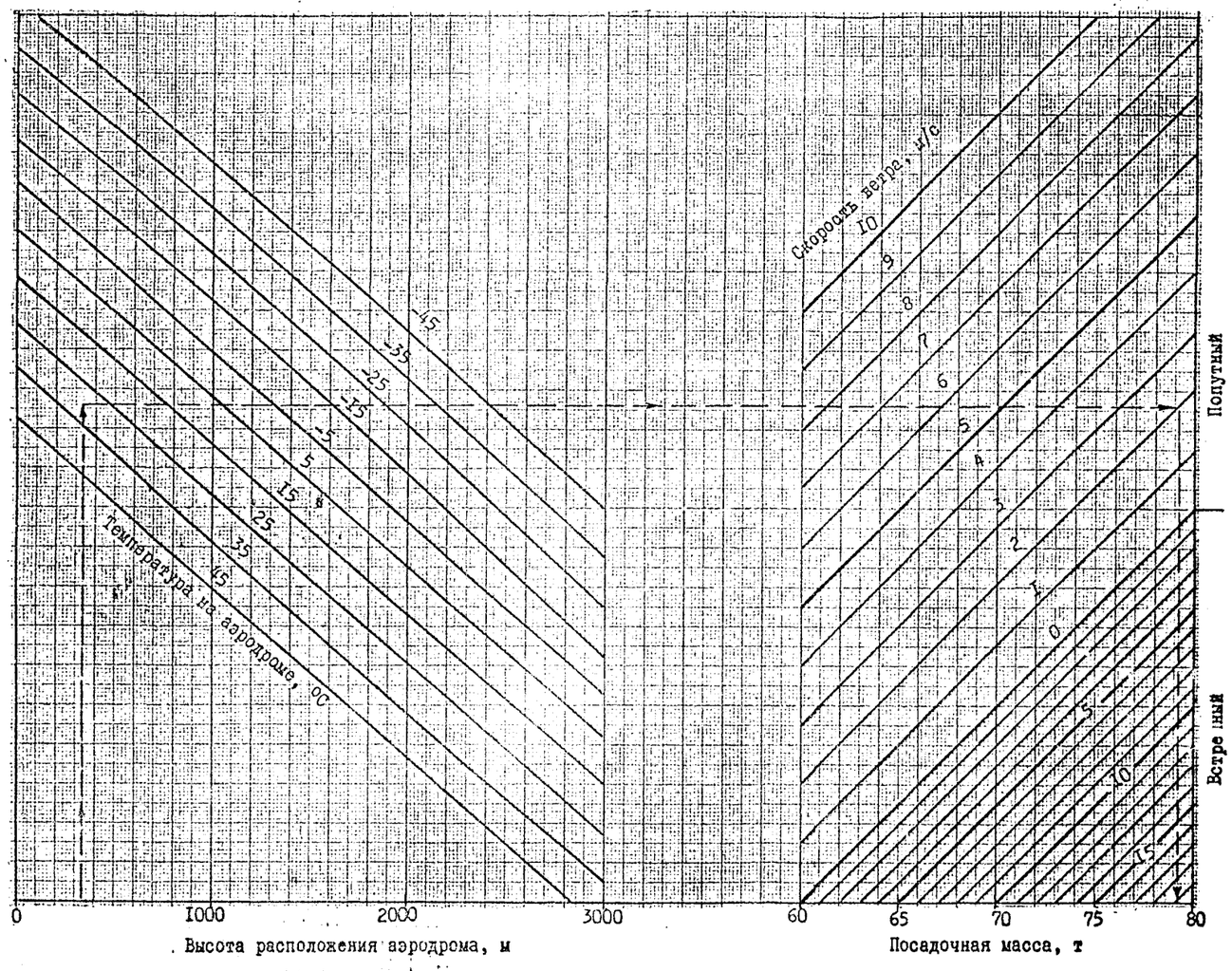


Скорости захода на посадку и пересечения входного торца ВПП
Рис. 7.7.I
(прод.)



Максимальная скорость начала торможения на пробеге
Рис. 7.7.2
(прод)

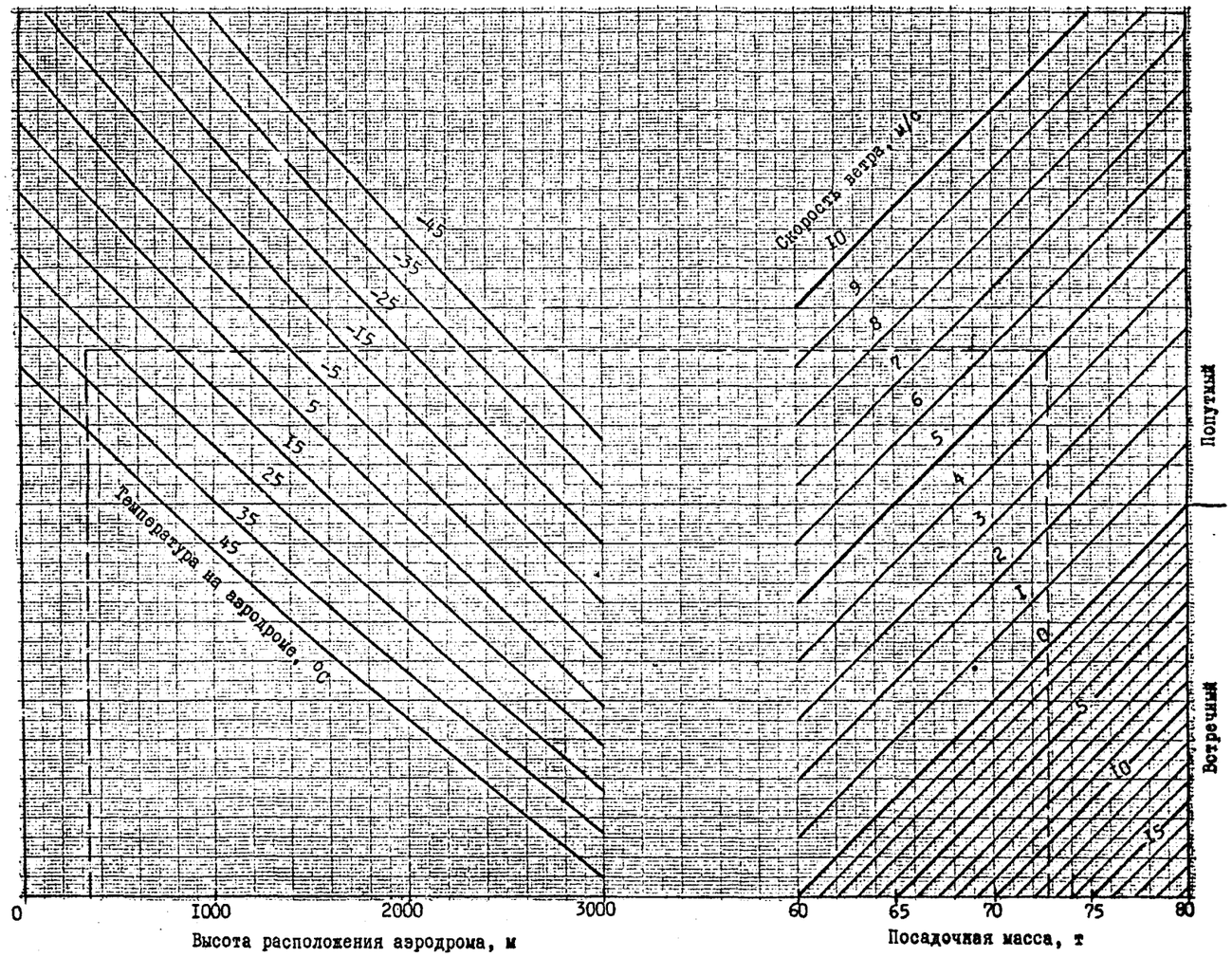
$\delta_3 = 36^\circ$



Максимальная посадочная масса, ограничения максимально допустимой путевой скоростью касания ($V_{кас.}$ = 280 км/ч, колеса КТ-141Е)

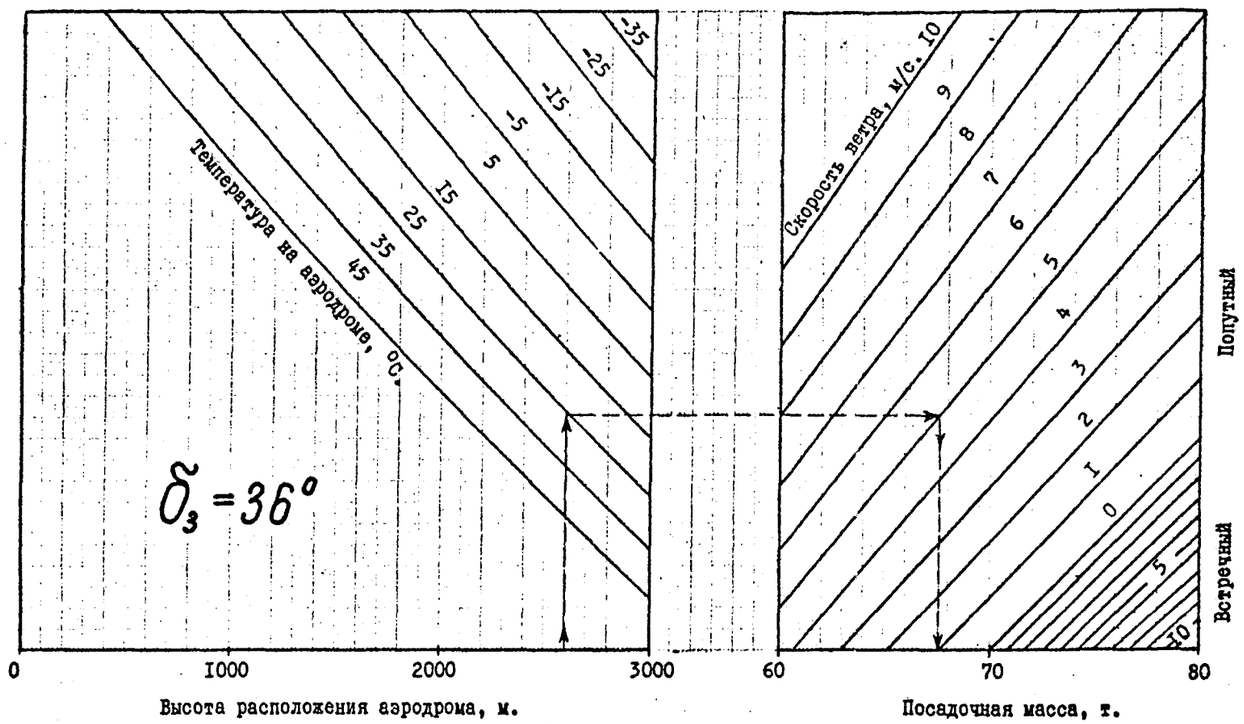
Рис. 7.7.3
(прод)

$\delta_з = 45^0$



Максимальная посадочная масса, ограниченная максимально допустимой скоростью касания ($V_{кас.}$ = 280 км/ч, колеса КТ-141Е)

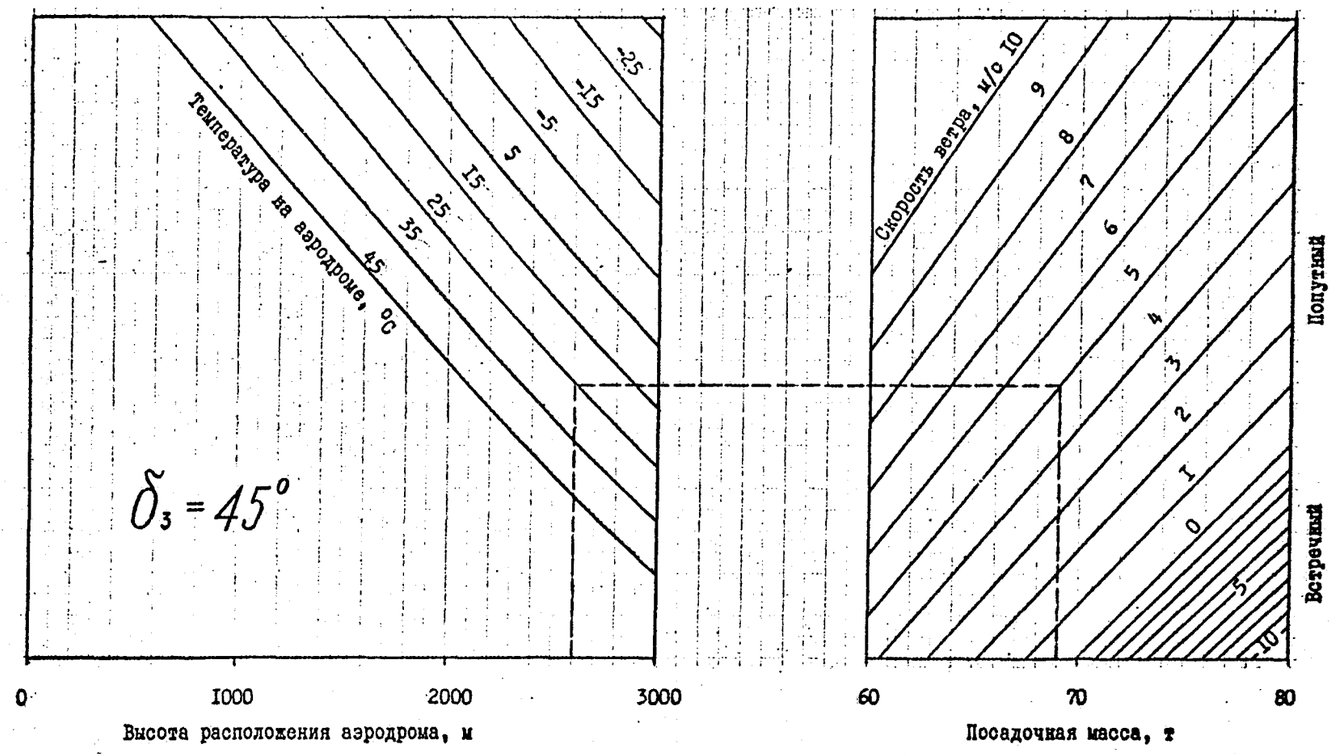
Рис. 7.7.4
(прод)



Максимально допустимая посадочная масса, ограниченная максимальной путевой скоростью касания Vкас.=310 км/ч. Колеса КТ-141Е. Закрылки выпущены на 36°.

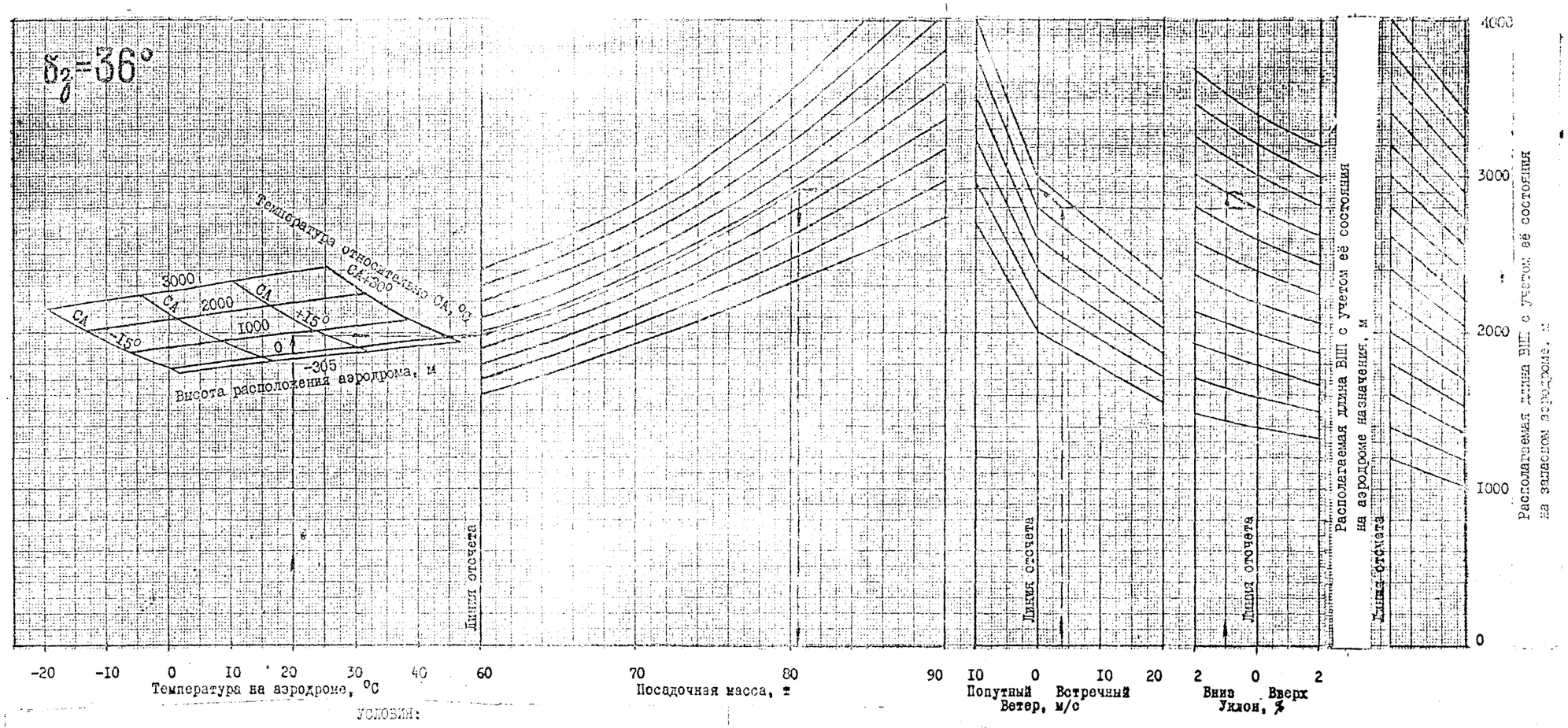
Рис. 7.7.4.а.

(прод.)



Максимально допустимая посадочная масса,
ограниченная максимальной путевой скоростью касания
$V_{кас.}$ = 310 км/ч Колеса КТ-141Б
Закрылки выпущены на 45°

Рис. 7.7.4.б.
(прод)



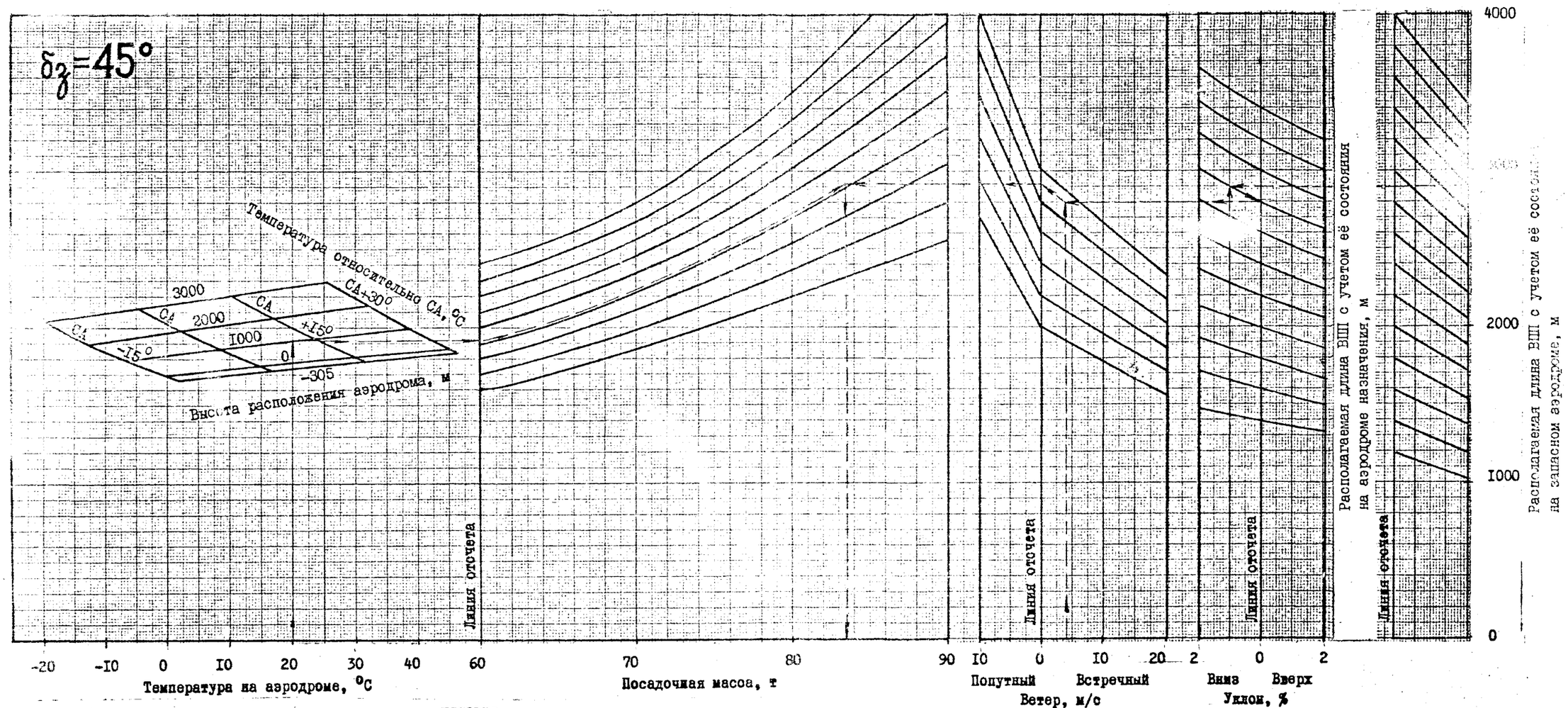
УСЛОВИЯ:

Один двигатель	- на режиме МГ	Интерцепторы	- выпущены на пробеге
Два двигателя	- на реверсе	Шасси	- выпущено
Закрылки	- 36°		
Предкрылки	- выпущены		

Коэффициент длины ВПП:
- на аэродроме назначения - 1,67
- на запасном аэродроме - 1,43

Максимально допустимая посадочная масса в зависимости от расчетной располагаемой длины ВПП и условий на аэродроме

Рис. 7.7.5
(прод.)

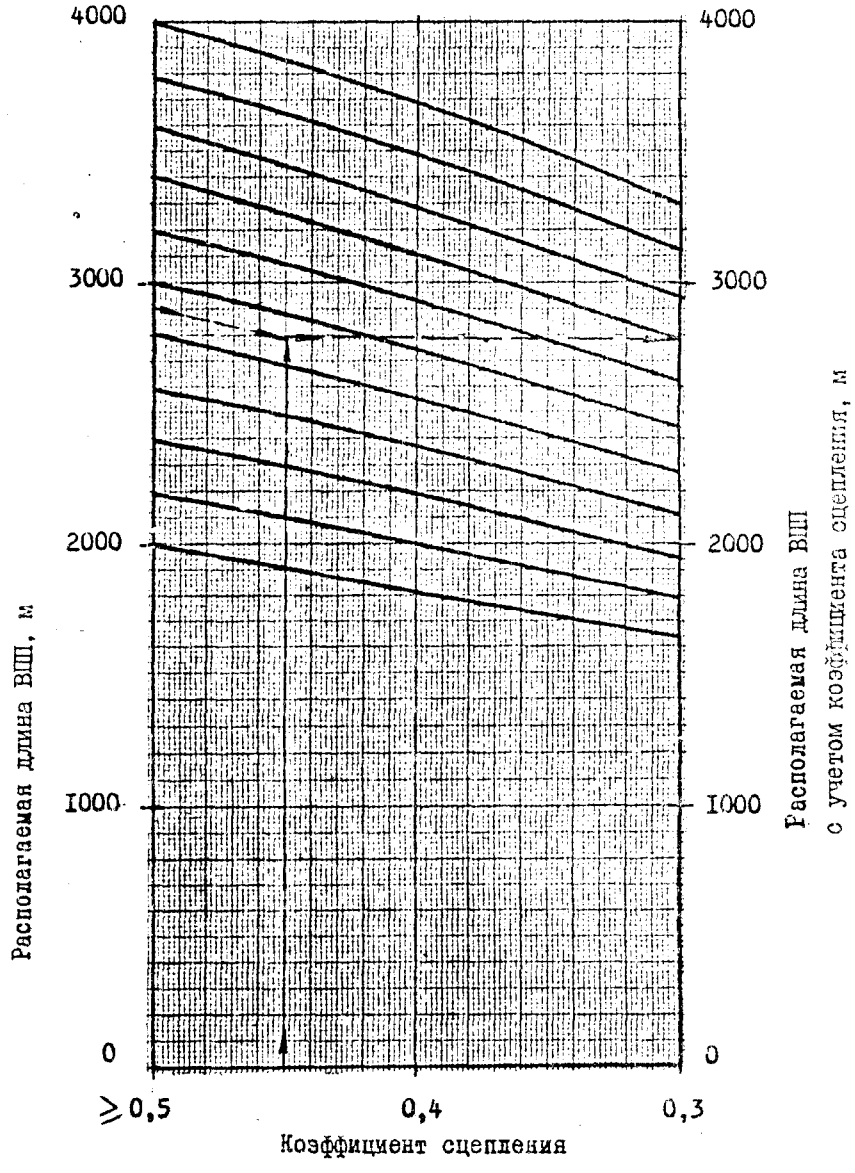


УСЛОВИЯ:

[illegible]тель	- на режиме МГ	Интерцепторы	- выпущены на пробеге
Два дв[illegible]ля	- на реверсе	Шасси	- выпущено
Закрылки	- 45°		
Предкрылки	- выпущены		

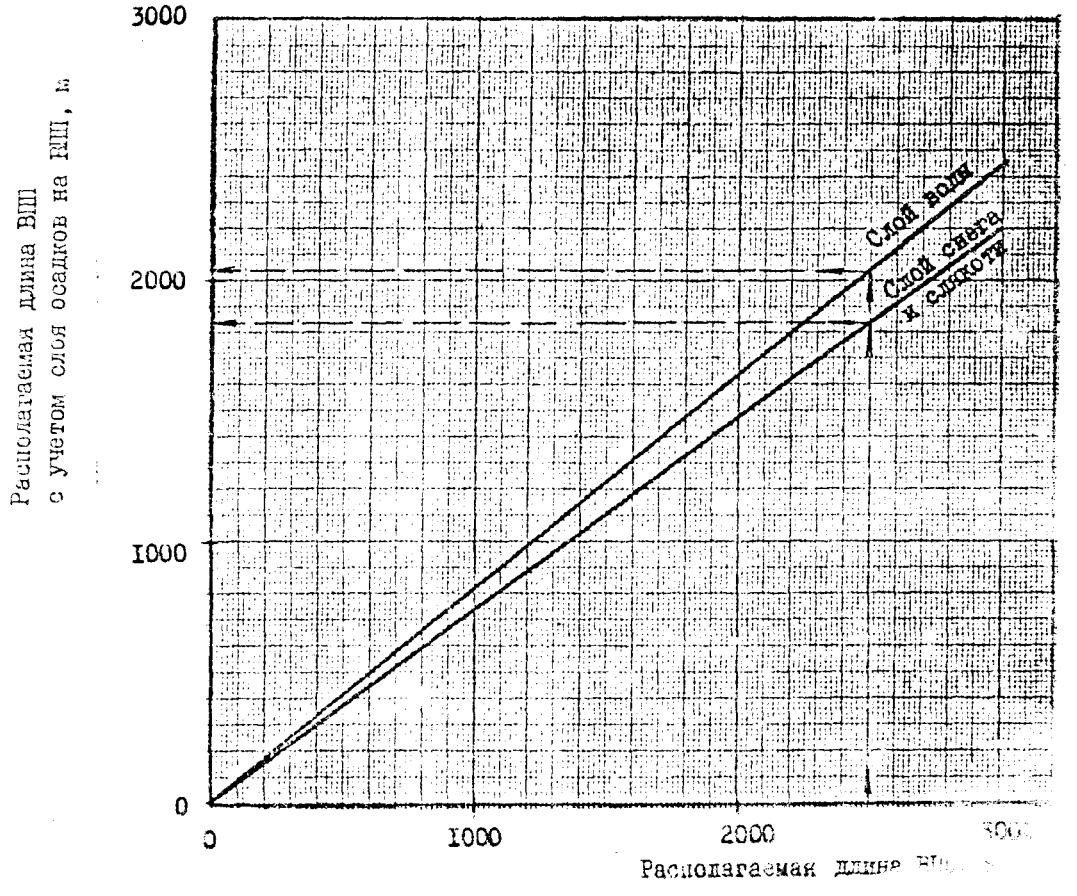
Коэффициент длины ВПП:
- на аэродроме назначения -1,67
- на запасном аэродроме - 1,43

Максимально допустимая посадочная масса в зависимости от расчетной располагаемой длины ВПП и условий на аэродроме
Рис.7.7.6 (прод.)



Располагаемая длина ВПП с учетом коэффициента сцепления
Рис. 7.7.7

(прод.)



УСЛОВИЯ:

Слой воды	3 - 10 мм
Слой слякоти	3 - 12 мм
Слой сухого снега	10 - 50 мм

Располагаемая длина ВПП с учетом слоя осадков на ВПП
Рис.7.7.8

(прод.)

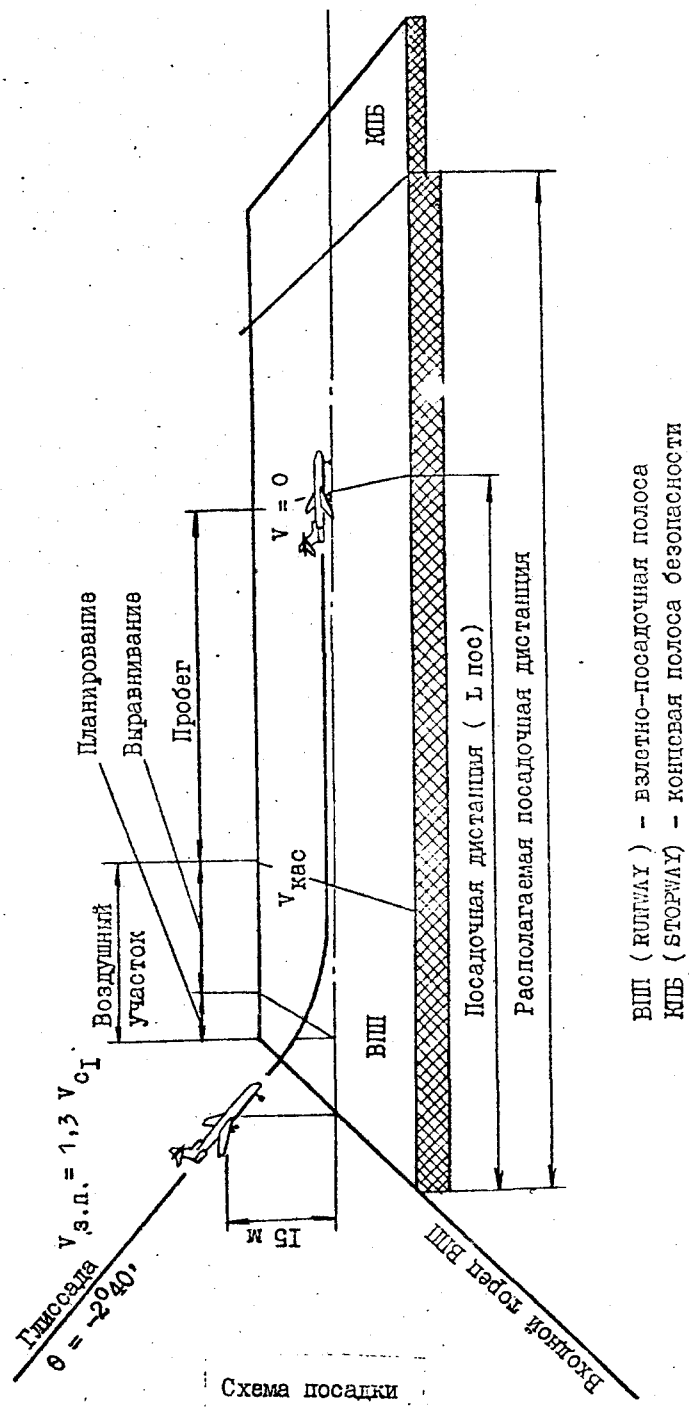


Схема посадки
Рис. 7.7.9

—oOo—

7.8. ПРЕДЕЛЬНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ПОЛЕТА

Скорости срыва, установленные для самолета, приведены на рис. 7.8.I.

Минимально допустимые скорости для взлета и посадки, соответствующие настройке сигнализатора максимальных углов атаки АУАСП при единичной перегрузке, приведены на рис. 7.8.2.

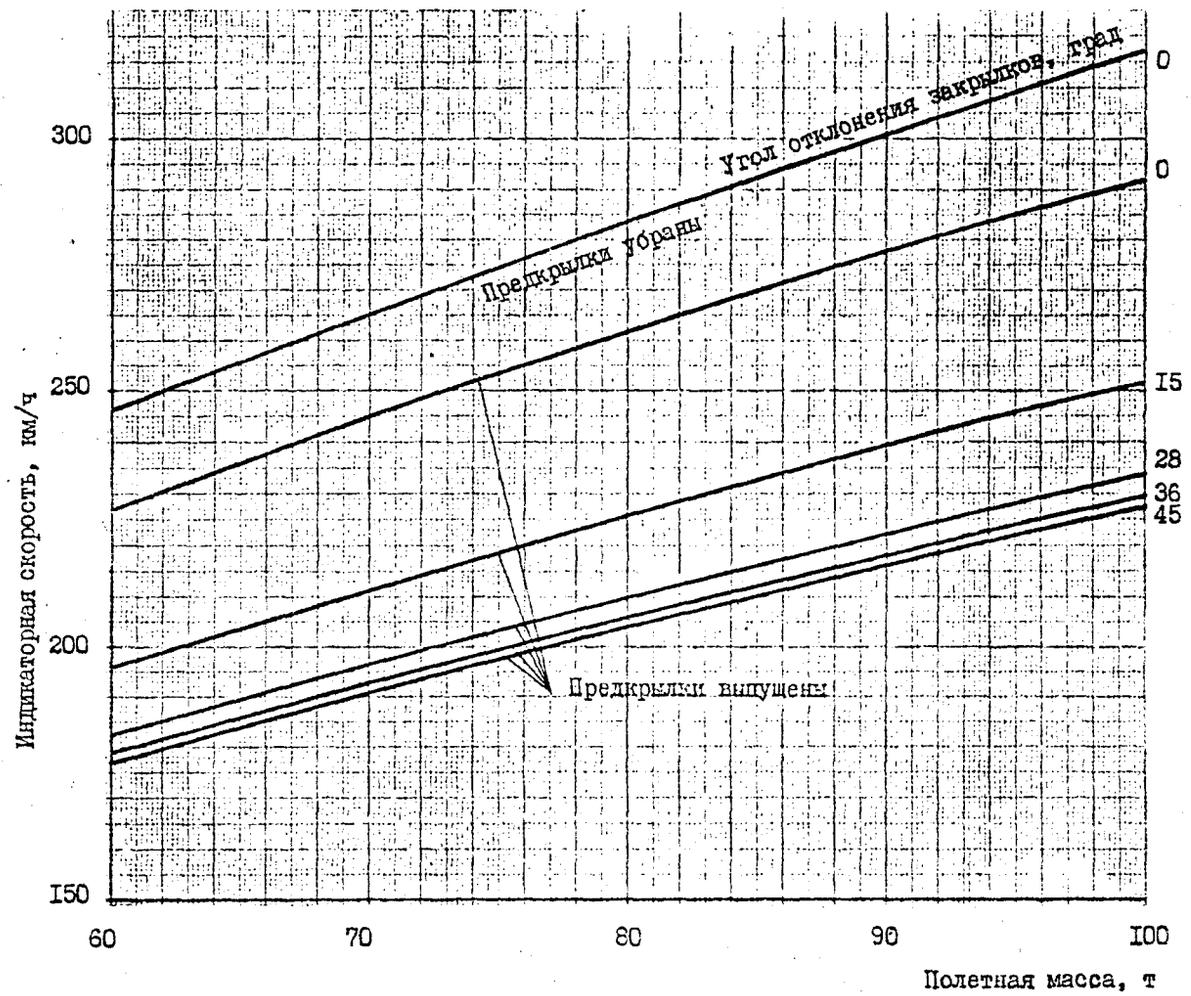
Максимальные эксплуатационные высоты и практические потолки самолета при работе трех, двух и одного двигателей, приведены на рис. 7.8.3.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЗНАЧЕНИЕ МАКСИМАЛЬНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ ВЫСОТЫ ПОЛЕТА И СООТВЕТСТВУЮЩЕЕ ЕЙ ЗНАЧЕНИЕ ПОЛЕТНОЙ МАССЫ САМОЛЕТА ОПРЕДЕЛИТЬ, РУКОВОДСТВУЯСЬ УКАЗАНИЯМИ РАЗДЕЛА 2.

7.8.I. Перечень характеристик

(I)	Скорости срыва	рис. 7.8.I
(2)	Скорости срабатывания сигнализатора АУАСП	рис. 7.8.2
(3)	Максимальные эксплуатационные высоты и практические потолки полета при работе трех, двух и одного двигателей	рис. 7.8.3
(4)	Углы настройки сигнализатора АУАСП	рис. 7.8.4

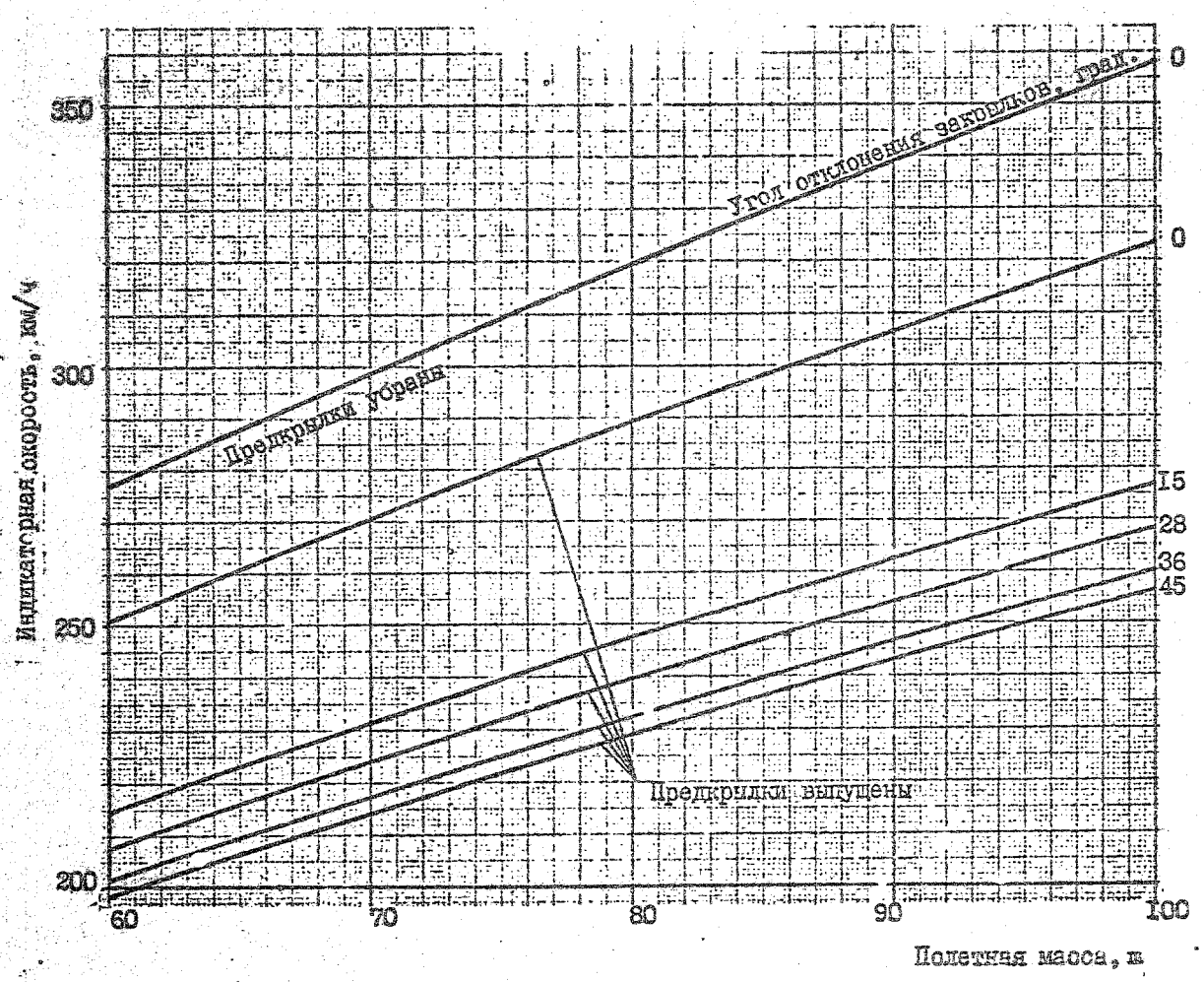
(прод)



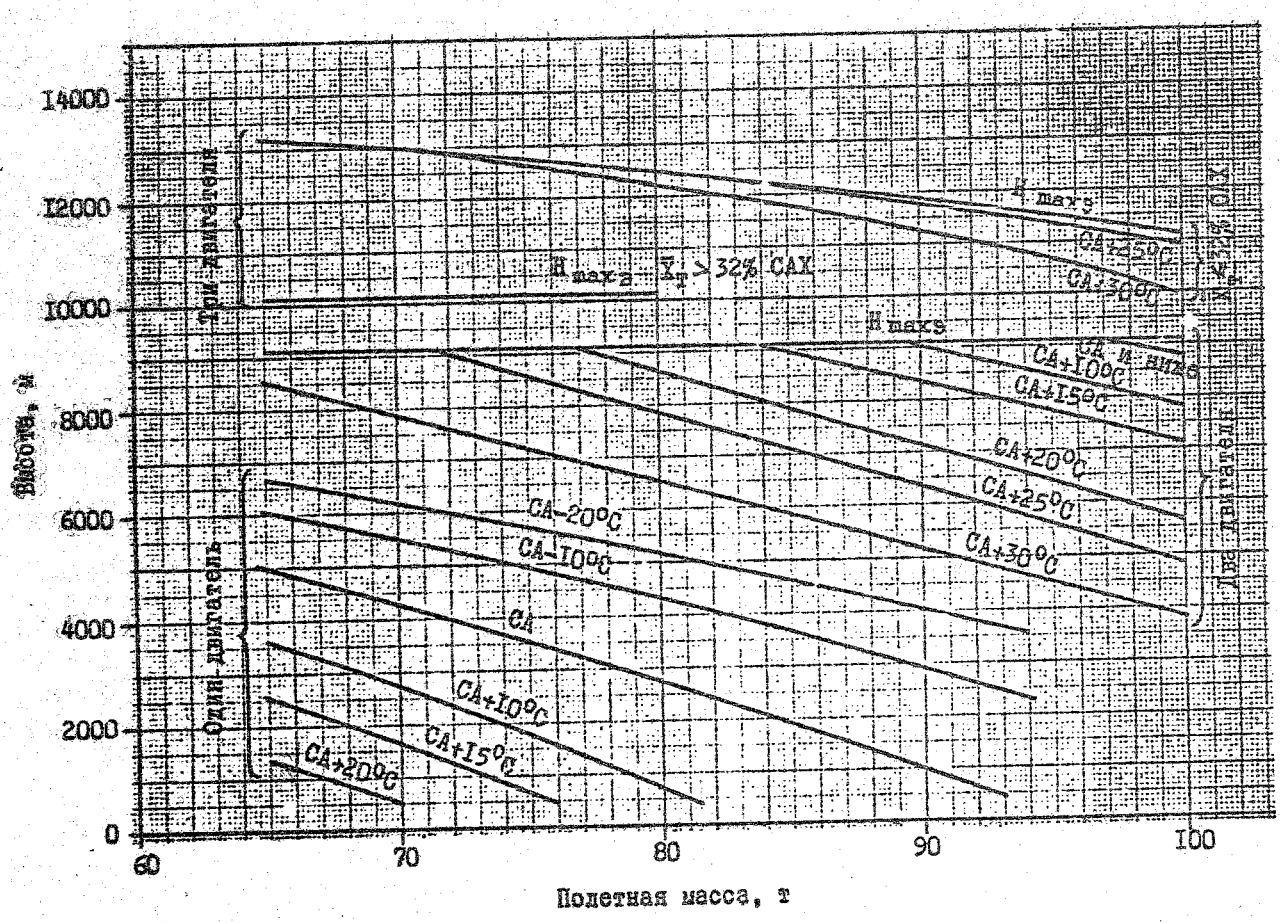
Скорости срыва

Рис. 7.8.1

(прод)

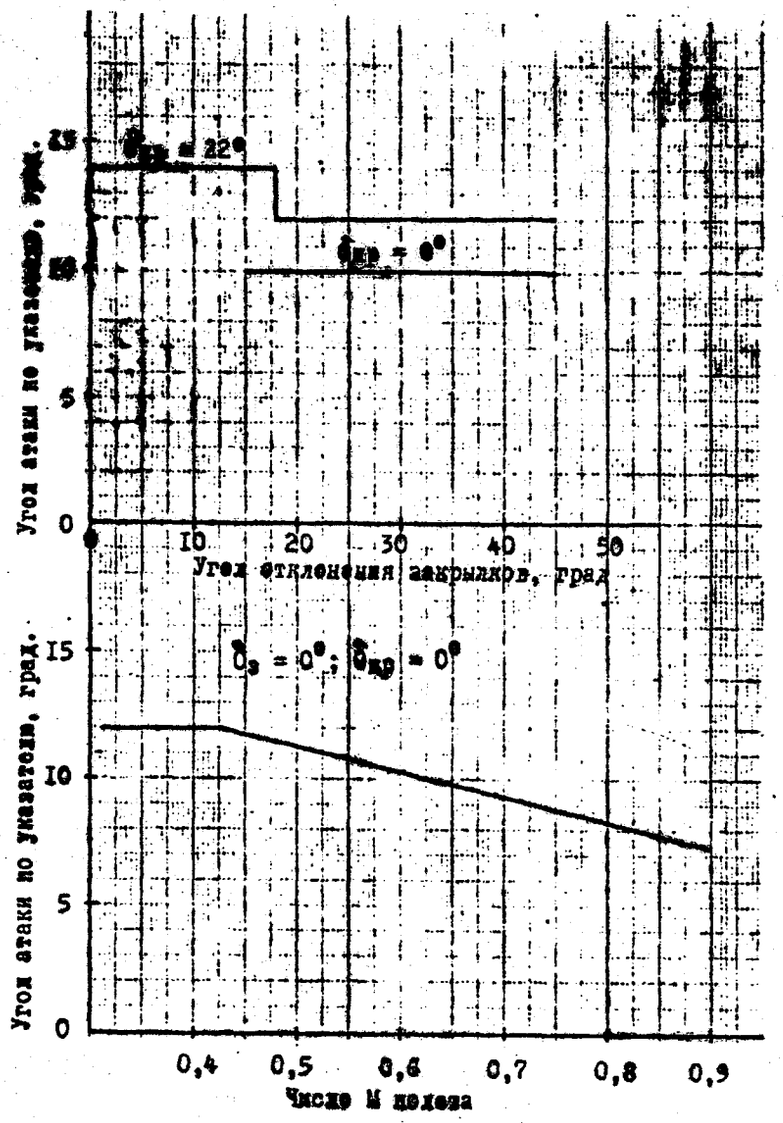


Скорости срабатывания сигнализатора АУДСП
Рис. 7.8.2
(прод.)



Максимальные эксплуатационные высоты и практические потолки при работе трех, двух и одного двигателей на номинальном режиме

Рис. 7.5.3*
(прод.)



ПРИМЕЧАНИЕ. Срабатывание сигнализации происходит при угле атаки на 0,5° ниже значения угла настройки АУАСП.

Углы настройки сигнализатора АУАСП-12-ВРИ
Рис. 7.6.4

-oOo-

7.9. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ПОПРАВКИ

В данном подразделе приведены значения поправок к указателям скорости и высотомерам (футомерам) при питании их от основной и резервной статических систем.

7.9.I. Поправки к указателям скорости

Все скорости, приведенные в РЛЭ, индикаторные земные, см. п. 2.5.4, определяются по формуле

$$V_{ИЗ} = V_{ПР} + \sum\delta V$$

$$\sum\delta V = \delta V_{и} + \delta V_{а},$$

где

$V_{ПР}$ – показания бортового указателя скорости (приборная скорость IAS);

$\sum\delta V$ – суммарная поправка;

$\delta V_{и}$ – инструментальная поправка к показаниям указателя скорости (определяется паспорту каждого прибора);

$\delta V_{а}$ – аэродинамическая поправка для заданной индикаторной земной скорости в зависимости от положения шасси и закрылков

Приборная скорость для заданной индикаторной земной скорости равна

$$V_{ПР} = V_{ИЗ} - \sum\delta V$$

Аэродинамические поправки к указателям скорости являются общими для всех самолетов данного типа, оборудованных однотипными приемниками полного и статического давления, действительны для приборов КВС и 2/П и определяются по табл. 7.9.I для основной и резервной статических систем.

7.9.2. Поправки к высотомерам (футомерам)

Вертикальное эшелонирование полетов производится по барометрической высоте относительно условного барометрического уровня 760 мм рт.ст. (I0I3 Мбар).

Фактическая высота полета определяется по формуле:

$$H = H_{пр} + \sum\delta H$$

$$\sum\delta H = \delta H_{и} + \delta H_{а},$$

где

$H_{пр}$ – показания бортового высотомера (футомера);

$\sum\delta H$ – суммарная поправка;

$\delta H_{и}$ – инструментальная поправка к показаниям указателя высоты (определяется по паспорту каждого прибора);

(прод)

δH_a – аэродинамическая поправка для заданного эшелона в зависимости от скорости полета.

Высота полета по прибору на заданном эшелоне равна

$$H_{пр} = H_{эш} - \sum \delta H.$$

Аэродинамические поправки являются общими для всех самолетов данного типа, оборудованных однотипными приемниками статического давления, и действительны для приборов КВС и 2/П и определяются:

(а) для убранных закрылков и шасси:
- по табл. 7.9.2 или 7.9.3 для основной статической системы;
- по табл. 7.9.4 или 7.9.5 для резервной статической системы.

(б) для выпущенных закрылков и шасси:
- по табл. 7.9.6 или 7.9.7 для основной и резервной статических систем.

7.9.3. Порядок учета суммарных поправок в полете по бортовым таблицам

С целью освобождения экипажа от выполнения расчетов в полете на борту самолета на рабочих местах членов экипажа (для каждого прибора) помещаются бортовые таблицы показаний приборов, которые должны учитываться при выполнении полетов на заданных эшелонах и скоростях полета.

Показания приборов в таблицах должны быть скорректированы на величину суммарной (аэродинамической и инструментальной) поправки.

Если по бортовой таблице к указателю скорости величина суммарной поправки (разность между $V_{ПР}$ и $V_{ИЗ}$) не превышает 10 км/ч, то при работе приборов от основной статической системы суммарную поправку можно не учитывать и принимать $V_{ПР}$ равной заданной $V_{ИЗ}$.

При работе приборов от резервной статической системы поправки учитывать по таблицам 7.9.1, 7.9.4–7.9.7.

Бортовые таблицы для указателей скорости составляются с использованием паспорта прибора и аэродинамических поправок для основной статической системы и должны содержать следующую информацию:
- тип и номер самолета;
- член экипажа;
- тип и номер прибора;
- заданная индикаторная земная скорость;
- приборная скорость с учетом суммарной поправки в зависимости от положения шасси и закрылков.

Выдерживая установленный режим полета по высоте и скорости, КВС должен запросить у 2/П, на сколько отличаются показания его высотомера (футомера) от заданного значения по его бортовой таблице. Если отклонения показаний контрольных высотомеров (футомеров) по абсолютной величине превышают 60 м на эшелонах с интервалом 300 и 100 м на эшелонах с интервалом 500 м, то при прилете на аэродром необходимо дать

(прод)

указания о проверке приборов, а в полете нужно осреднять показания.
Если отклонения показаний контрольных высотомеров (футомеров) по абсолютной величине превышают соответственно 100 и 200 м или экипаж не может строго выдерживать высоту в пределах ± 30 м, то КВС обязан сообщить диспетчеру о невозможности точного выдерживания заданной высоты полета и запросить службу УВД о необходимости ведения непрерывного контроля за его полетом.

Бортовые таблицы для высотомеров (футомеров) составляются с использованием паспорта прибора и сводной таблицы аэродинамических поправок для основной статической системы и должны содержать следующую информацию:
- тип и номер прибора;
- член экипажа;
- тип и номер самолета;
- дата проверки прибора;
- заданная высота эшелона;
- показания высотомера (футомера) с учетом суммарной поправки.

Заданный эшелон и скорость полета фиксировать по приборам КВС.

Таблица 7.9.1

Аэродинамические поправки к указателям скорости

Положение шасси и закрылков	Наименование статической системы	Приборная скорость, км/ч															
		230	250	260	280	290	300	320	330	350	360	400	420	450	500	550	600
		Аэродинамические поправки (δV_a), км/ч															
$\delta_з = 0^o$ Шасси убрано	Основная	-	-	-	-	-	-	-	-	-8	-7	-4	-3	-3	-2	-I	-I
	Резервная	-	-	-	-	-	-	-	-	-8	-9	-I0	-II	-I3	-I5	-I7	-20
$\delta_з = I5^o$ Шасси выпущено	Основная	-	-	-	-	-	-I	0	I	2	2	4	5	-	-	-	-
	Резервная	-	-	-	-	-	-22	-24	-25	-28	-29	-38	-43	-	-	-	-
$\delta_з = 28^o$ Шасси выпущено	Основная	-	-	-	-I	0	I	3	3	5	6	-	-	-	-	-	-
	Резервная	-	-	-	-25	-26	-27	-30	-32	-35	-36	-	-	-	-	-	-
$\delta_з = 36^o$ Шасси выпущено	Основная	-	-2	-I	2	3	4	5	6	-	-	-	-	-	-	-	-
	Резервная	-	-2I	-23	-27	-28	-30	-34	-36	-	-	-	-	-	-	-	-
$\delta_з = 45^o$ Шасси выпущено	Основная	-3	I	2	5	7	9	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
	Резервная	-I8	-22	-24	-28	-30	-32	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-

(прод)

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ПОПРАВКИ К УКАЗАТЕЛЮ СКОРОСТИ (В УЗЛАХ)

Табл. 7.9.Iа

Положение шасси и закрылков	Наименование статической системы	Приборная скорость, узлы															
		I25	I35	I40	I50	I55	I60	I75	I80	I90	I95	2I5	225	245	270	295	325
		Аэродинамические поправки, (δV_a), узлы															
$\delta_з$=0° Шасси убрано	Основная									-4	-4	-2	-2	-2	-I	-I	-I
	Резервная									-4	-5	-5	-6	-7	-8	-9	-I0
$\delta_з$=I5° Шасси выпущено	Основная						-I	0	I	I	I	2	3				
	Резервная						-I2	-I3	-I3	-I5	-I6	-2I	-23				
$\delta_з$=28° Шасси выпущено	Основная				-I	0	I	2	2	3	3						
	Резервная				-I3	-I4	-I5	-I6	-I7	-I9	-I9						
$\delta_з$=36° Шасси выпущено	Основная		-I	-I	I	2	2	3	3								
	Резервная		-II	-I2	-I5	-I5	-I6	-I8	-I9								
$\delta_з$=45° Шасси выпущено	Основная	-2	I	I	3	4	5										
	Резервная	-I0	-I2	-I3	-I5	-I6	-I7										

ПРИМЕЧАНИЕ. Таблицу использовать для приборов КУС-3К.

(прод.)

Таблица 7.9.2

Аэродинамические поправки (в метрах и футах) к показаниям высотомера (футомера) в диапазоне крейсерских скоростей (или на скоростях ожидания) на эшелонах ИКАО

Основная статическая система. $\delta_a = 0^0$. Шасси убрано

(Приемники статического давления на плитах толщиной 8 мм)

Высота эшелона $H_{эш}$		IAS, км/ч	δH_a, м	δH_a, фт
Фт	м			
I 000	300	400	-I5	-50
2 000	6I0	400	-I5	-50
3 000	9I0	400	-I5	-50
4 000	I220	400	-I5	-50
5 000	I520	400	-I5	-50
6 000	I830	400	-I5	-50
7 000	2I30	400	-I5	-50
8 000	2440	400	-I5	-50
9 000	2740	400	-I5	-50
I0 000	3050	400	-I5	-50
II 000	3350	400	-20	-65
I2 000	3650	400	-20	-65
I3 000	3960	400	-20	-65
I4 000	4270	400	-20	-65
I5 000	4570	400	-20	-65
I6 000	4880	400	-20	-65
I7 000	5I80	400	-20	-65
I8 000	5490	400	-25	-80
I9 000	5790	400	-25	-80
20 000	6I00	550-575	-I5	-50
2I 000	6400	540-575	-I5	-50
22 000	6700	540-575	-I5	-50
23 000	70I0	535-575	-I5	-50
24 000	73I0	530-575	-I5	-50
25 000	7620	530-575	-I5	-50
26 000	7920	525-575	-I5	-50
27 000	8230	525-575	-I5	-50
28 000	8530	520-575	-I5	-50
29 000	8840	505-575	-I5	-50
3I 000	9450	500-575	-I0	-35
33 000	I0060	490-575	0	0
35 000	I0670	480-550	+5	+I5
37 000	II280	470-520	-I5	-50
39 000	II890	460-520	-I0	-35
4I 000	I2500	450	-40	-I30

(прод)

Таблица 7.9.3

Аэродинамические поправки(в метрах) к показаниям высотомера в диапазоне крейсерских скоростей (или на скоростях ожидания) на эшелонах СССР

Основная статическая система. $\delta_з = 0^o$. Шасси убрано

(приемники статического давления на плитах толщиной 8 мм)

Высота эшелона $H_{эш}$, м	IAS, км/ч	δH_a, м
900	400	-I5
I200	400	-I5
I500	400	-I5
I800	400	-I5
2I00	400	-I5
2400	400	-I5
2700	400	-I5
3000	400	-I5
3300	400	-20
3600	400	-20
3900	400	-20
4200	400	-20
4500	400	-20
4800	400	-20
5I00	400	-20
5400	400	-25
5700	400	-25
6000	550 – 575	-I5
6300	545 – 575	-I5
6600	540 – 575	-I5
6900	535 – 575	-I5
7200	530 – 575	-I5
7500	530 – 575	-I5
7800	525 – 575	-I5
8I00	525 – 575	-I5
8600	520 – 575	-I5
9I00	505 – 575	-I0
9600	500 – 575	-I0
I0I00	490 – 575	+5
I0600	480 – 550	+5
II I00	475 – 530	-I0
II600	465 – 5I0	-I5
I2I00	460 – 500	-I0

(прод.)

Таблица 7.9.4

Аэродинамические поправки (в футах) к показаниям высотомера в зависимости от скорости полета на эшелонах ИКАО

Резервная статическая система
$\delta_з = 0°$. Шасси убрано.

(приемники статического давления расположены в нише шасси)

Высота эшелона, фут	Приборная скорость, км/ч					
	350	400	450	500	550	600
	Аэродинамические поправки (δHa), фут					
1000	-70	-100	-145	-195	-260	-340
2000	-75	-115	-165	-215	-280	-355
3000	-80	-115	-165	-215	-295	-365
4000	-80	-115	-165	-215	-295	-380
5000	-80	-130	-180	-230	-310	-390
6000	-90	-130	-180	-245	-330	-410
7000	-90	-130	-180	-245	-330	-420
8000	-95	-145	-195	-245	-345	-435
9000	-100	-145	-195	-260	-360	-450
10000	-100	-145	-195	-260	-360	-460
11000	-105	-145	-215	-280	-380	-475
12000	-110	-165	-215	-295	-395	-490
13000	-115	-165	-215	-295	-395	-505
14000	-120	-165	-230	-310	-410	-525
15000	-120	-165	-245	-310	-425	-540
16000	-125	-165	-245	-330	-445	-555
17000	-130	-165	-260	-330	-460	-570
18000	-135	-195	-260	-345	-475	-590
19000	-140	-195	-280	-345	-475	-605
20000	-140	-195	-280	-360	-490	-630
21000	-150	-195	-280	-380	-510	-655
22000	-150	-215	-295	-395	-525	-680
23000	-155	-215	-295	-395	-540	-705
24000	-160	-230	-310	-410	-560	-725
25000	-165	-230	-310	-425	-575	-755
26000	-170	-245	-345	-445	-590	-780
27000	-175	-245	-345	-460	-605	-805
28000	-180	-260	-360	-475	-630	-835
29000	-190	-260	-380	-490	-670	-860
31000	-200	-280	-410	-540	-720	-915
33000	-220	-295	-425	-575	-755	-
35000	-240	-330	-460	-630	-	-
37000	-260	-365	-510	-	-	-
39000	-285	-425	-590	-	-	-

(прод.)

Таблица 7.9.5

Аэродинамические поправки (в метрах) к показаниям высотомера в зависимости от скорости полета на эшелонах СССР

Резервная статическая система
$\delta_з = 0^o$. Шасси убрано.

(Приемник статического давления расположен в нише шасси)

Заданная высота эшелона, м	Приборная скорость, км/ч					
	350	400	450	500	550	600
	Аэродинамические поправки (δ Ha), м					
600	-20	-35	-50	-65	-85	-110
900	-25	-35	-50	-65	-90	-110
1 200	-25	-35	-50	-65	-90	-115
1 500	-25	-40	-55	-70	-95	-120
1 800	-25	-40	-55	-75	-100	-125
2 100	-30	-40	-55	-75	-100	-130
2 400	-30	-45	-60	-75	-105	-130
2 700	-30	-45	-60	-80	-110	-135
3 000	-30	-45	-60	-80	-110	-140
3 300	-30	-45	-65	-85	-115	-145
3 600	-35	-50	-65	-90	-120	-150
3 900	-35	-50	-65	-90	-120	-155
4 200	-35	-50	-70	-95	-125	-160
4 500	-35	-55	-75	-95	-130	-165
4 800	-40	-55	-75	-100	-135	-170
5 100	-40	-55	-80	-100	-140	-175
5 400	-40	-60	-80	-105	-145	-180
5 700	-40	-60	-85	-105	-145	-185
6 000	-40	-60	-85	-110	-150	-190
6 300	-45	-60	-85	-115	-155	-195
6 600	-45	-65	-90	-120	-160	-200
6 900	-45	-65	-90	-120	-165	-205
7 200	-50	-70	-95	-125	-170	-210
7 500	-50	-70	-95	-130	-175	-220
7 800	-50	-75	-105	-135	-180	-225
8 100	-50	-75	-105	-140	-185	-230
8 600	-55	-80	-115	-155	-195	-240
9 100	-60	-85	-120	-160	-205	-245
9 600	-60	-90	-125	-170	-215	-260
10 100	-65	-95	-130	-175	-225	-280
10 600	-65	-100	-140	-180	-235	-300
11 100	-70	-105	-145	-190	-250	-
11 600	-75	-110	-155	-200	-260	-
12 100	-80	-120	-160	-210	-280	-

(прод.)

Таблица 7.9.6

Аэродинамические поправки (в метрах) к показаниям высотомера в зависимости от положения закрылков

H ≤ H круга (450 м)
Шасси выпущено.

Положение закрылков	Наименование статической системы	Приборная скорость, км/ч				
		230	250	280	300	360
		Аэродинамические поправки (δHa), м				
I5°	Основная	–	–	–5	–2	+5
	Резервная	–	–	–I2	– 24	–63
28°	Основная	–	–	–2	+2	+I2
	Резервная	–	–	–44	–56	–92
36°	Основная	–	–2	+3	+6	–
	Резервная	–	–23	–38	–48	–
45°	Основная	–5	+2	+I2	+I8	–
	Резервная	–28	–39	–56	–67	–

Таблица 7.9.7

Аэродинамические поправки (в футах) к показаниям высотомера в зависимости от положения закрылков

H ≤ H круга (I500 фт)
Шасси выпущено.

Положение закрылков	Наименование статической системы	Приборная скорость, км/ч				
		230	250	280	300	360
		Аэродинамические поправки (δHa), фт				
I5°	Основная	–	–	–I6	–7	+I6
	Резервная	–	–	–40	–80	–2I0
28°	Основная	–	–	–7	+7	+40
	Резервная	–	–	–I45	–I84	–302
36°	Основная	–	–7	+I0	+20	–
	Резервная	–	–75	–I24	–I57	–
45°	Основная	–I6	+7	+40	+59	–
	Резервная	–92	–I28	–I84	–220	–

–oOo–

7.10. ШУМ НА МЕСТНОСТИ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ

7.10.1. Общие сведения

(1) Взлет и заход на посадку с уменьшением шума на местности производить на скоростях, определенных в пункте 3.1.8, для выбранных в пунктах 3.1.5 и 3.1.6 масс и конфигурации самолета.

(2) Ниже приводятся данные, позволяющие уточнить действия экипажа при взлете и посадке в зависимости от условий на аэродроме, массы самолета и допустимого уровня шума. Данные приведены для двигателя Д30-КУ-154 II серии, оборудованного звукопоглощающими конструкциями (ЗПК).

(3) Поправки на уровень шума, определенные по графикам, см. рис. 7.10.1 и 7.10.2, уменьшающие (ослабляющие) уровень воспринимаемого шума, эквивалентны увеличению допустимого уровня шума.

(4) При наличии ограничений по шуму и массе самолета, превышающей 98 т, взлет производить с закрылками, отклоненными на угол 15°.

7.10.2. Влияние метеоусловий на воспринимаемый уровень шума

На рис. 7.10.1 приведен график, позволяющий определить величину поправки на уровень шума в зависимости от метеоусловий на аэродроме взлета или посадки.

Допустимый уровень шума в конкретных условиях увеличивается, если эта поправка отрицательная.

Пример пользования графиком показан пунктирной линией со стрелками.

7.10.3. Влияние бокового уклонения и направления ветра на воспринимаемый уровень шума

Допустимый уровень шума под пролетающим самолетом может быть значительно увеличен при отклонении трассы полета от зон контроля шума.

На рис. 7.10.2 приведен график, позволяющий установить величину дополнительного снижения шума при использовании боковых уклонений от пунктов контроля шума с учетом направления ветра.

Для этого необходимо определить угол ветра к направлению полета. Этот угол определяется в зависимости от расположения пунктов контроля шума (ПКШ).

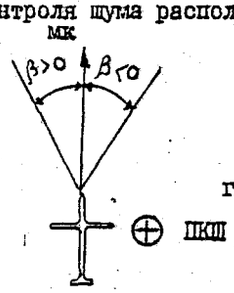
(а) Пункт контроля шума расположен слева по курсу полета

β = УВ – МК, если /УВ – МК/ ≤ 180°

β = –360 + (УВ – МК), если (УВ – МК) > 180°

β = 360 + (УВ – МК), если (УВ – МК) < –180°

(б) Пункт контроля шума расположен справа по курсу полета



β = МК – УВ если /УВ – МК/ ≤ 180°

β = –360 + (МК – УВ), если (МК – УВ) > 180°

β = 360 + (МК – УВ), если (МК – УВ) < –180°

где: β – угол ветра к направлению полета (курсу полета)
МК – курс взлета или посадки
УВ – направление (угол) ветра, сообщаемое метеослужбой.

(прод)

Примечание. I. Угол β будет отрицательным, если ветер со стороны пункта контроля шума и положительным, если с противоположной стороны.

2. Взлет и посадку предпочтительнее производить, когда ветер со стороны пункта контроля шума.

Пример пользования графиком показан пунктирной линией со стрелками.

7.10.4. Высота начала дросселирования двигателей и режим дросселирования двигателей на взлете

(I) Взлет с уменьшением шума на местности производить согласно рекомендаций пункта 4.2.6.

(2) Скорректировать допустимый уровень воспринимаемого шума на аэродроме взлета с учетом поправок по графику, см. рис. 7.10.I, для конкретных метеоусловий (барометрическая высота, влажность и температура воздуха).

(3) Определить высоту начала дросселирования двигателей и режим дросселирования по графику, см. рис. 7.10.3, в зависимости от условий взлета и скорректированного допустимого уровня воспринимаемого шума для выбранного по материалам пункта 3.I.5 угла отклонения закрылков.

(4) Режим дросселирования двигателей, определенный по графику, см рис. 7.10.3, должен быть не менее минимально допустимого режима, определенному по графику, см. рис. 7.10.4.

(5) В случае необходимости дополнительного уменьшения воспринимаемого уровня шума выяснить возможность пролета пунктов контроля шума с боковым уклонением и определить величину поправки по графику, см. рис. 7.10.2, с учетом направления ветра.

(6) Уточнить режим дросселирования двигателей по графику, см. рис. 7.10.3, с учетом поправки на величину допустимого уровня шума.
Примеры пользования графиками показаны пунктирными линиями со стрелками.

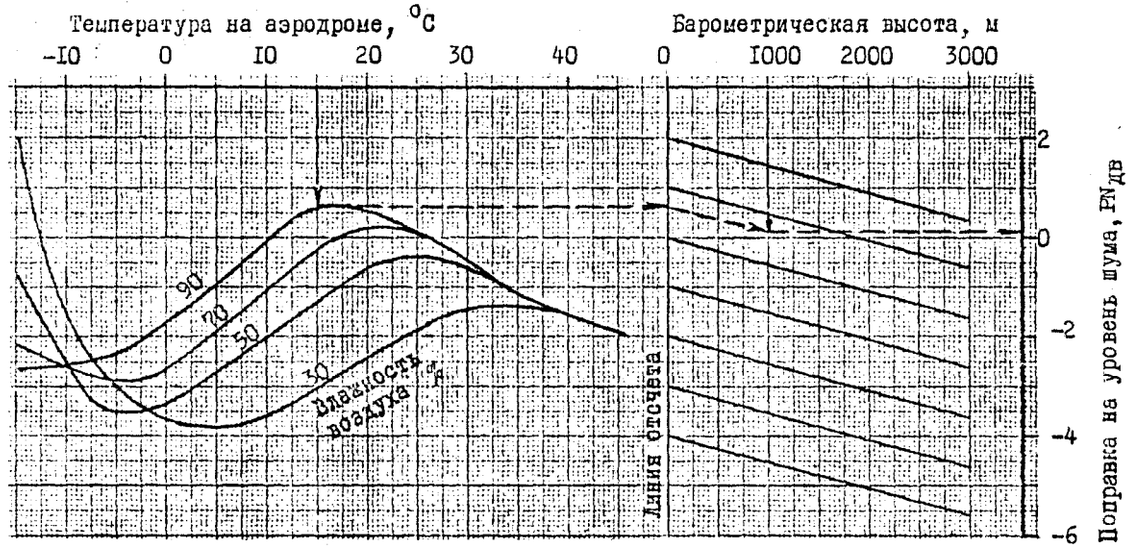
7.10.5. Шум на местности при заходе на посадку

(I) Скорректировать допустимый уровень воспринимаемого шума на аэродроме посадки с учетом поправки по графику, см. рис. 7.10.I, для конкретных метеоусловий (барометрическая высота аэродрома, влажность и температура воздуха).

(2) В случае необходимости дополнительного уменьшения уровня шума выяснить возможность пролета пунктов контроля шума с боковым уклонением и определить величину поправки по графику, см. рис. 7.10.2, с учетом направления ветра.

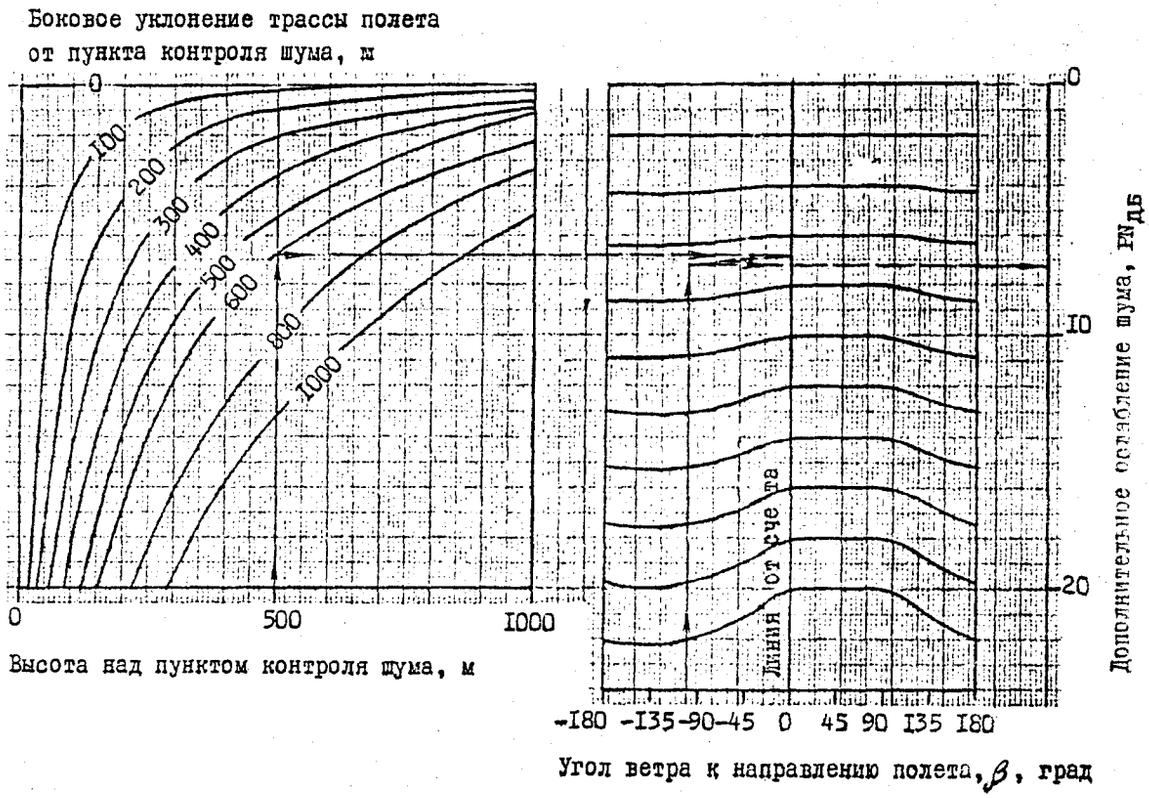
(3) В зависимости от этапа захода на посадку (полет по кругу или снижение по глиссаде), положения пункта контроля шума и скорректированного для конкретных метеоусловий допустимого воспринимаемого уровня шума определить высоту пролета над пунктом контроля шума по графику, см. рис. 7.10.5, или допустимый угол отклонения закрылков по графику, см. рис. 7.10.6.

(прод)



Влияние метеоусловий на воспринимаемый уровень шума PNL
Рис. 7.10.1

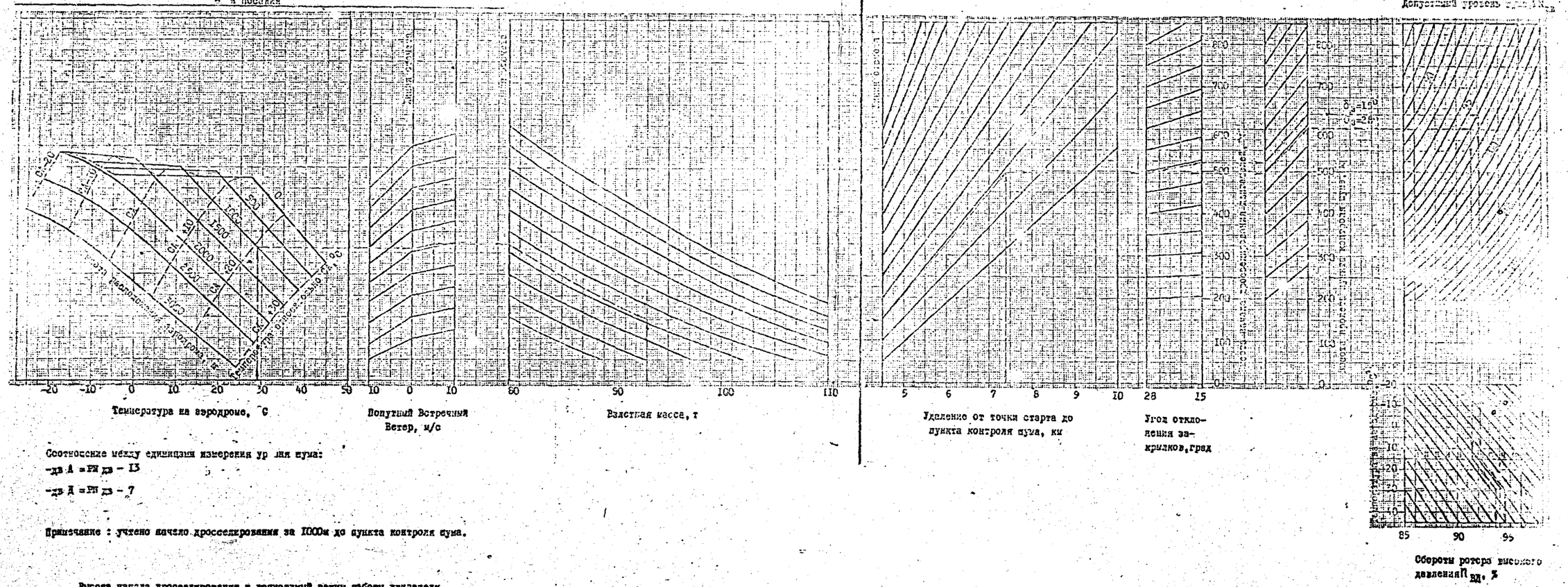
(прод.)



Влияние ветра и бокового уклонения на воспринимаемый уровень шума PNL
Рис. 7.10.2

(прод.)

Допустимый уровень шума на КТ



Соотношение между единицами измерения ур.ня шума:

-дБ А = PNдБ - 13

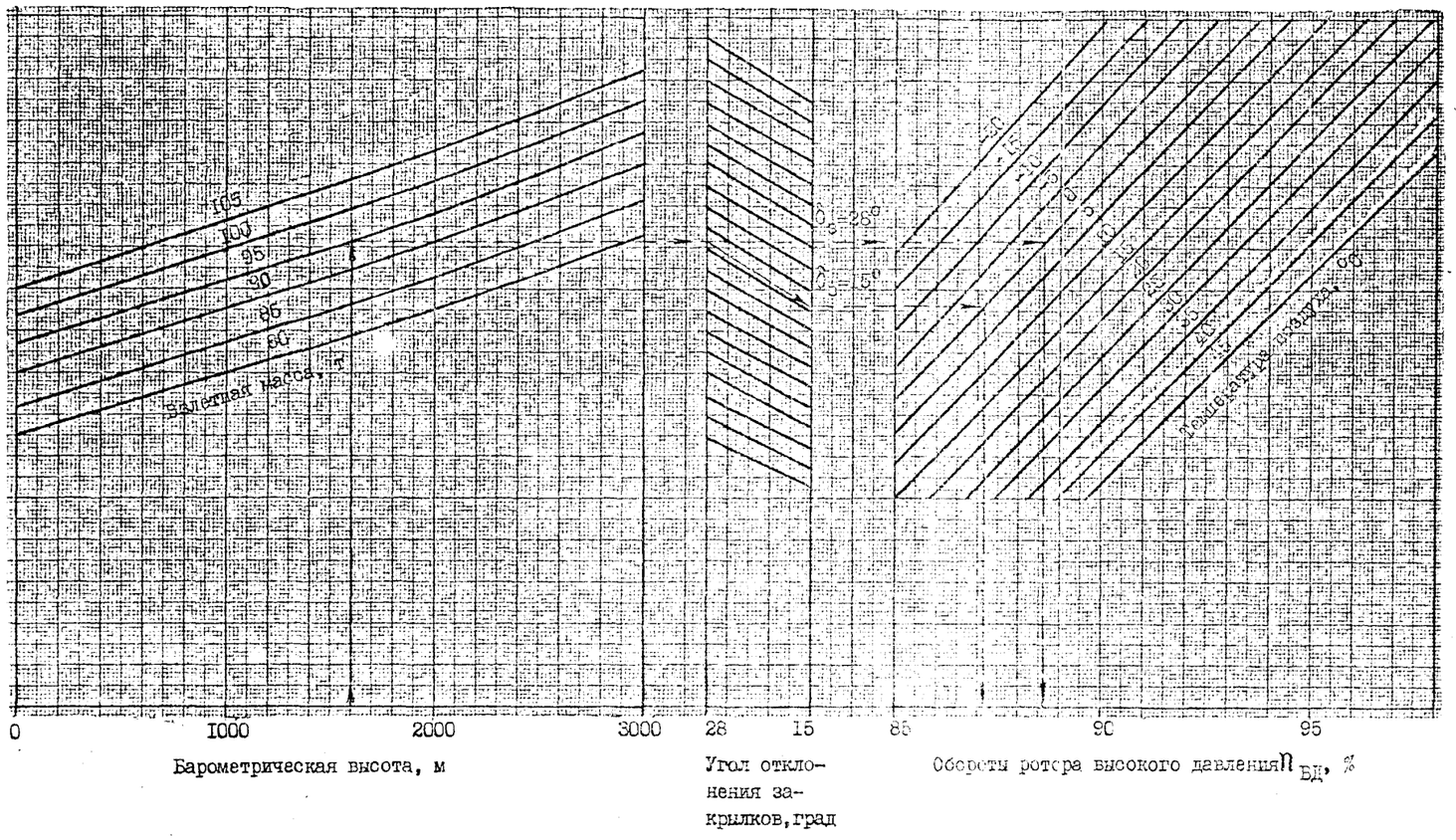
-дБ Д = PNдБ - 7

Примечание : учтено начало дросселирования за 1000м до пункта контроля шума.

Высота начала дросселирования и допустимый режим работы двигателя в зависимости от допустимого уровня шума на взлете (для самолетов с двигателями, оборудованными ЗПК)

Рис. 7.10.3

(прод.)

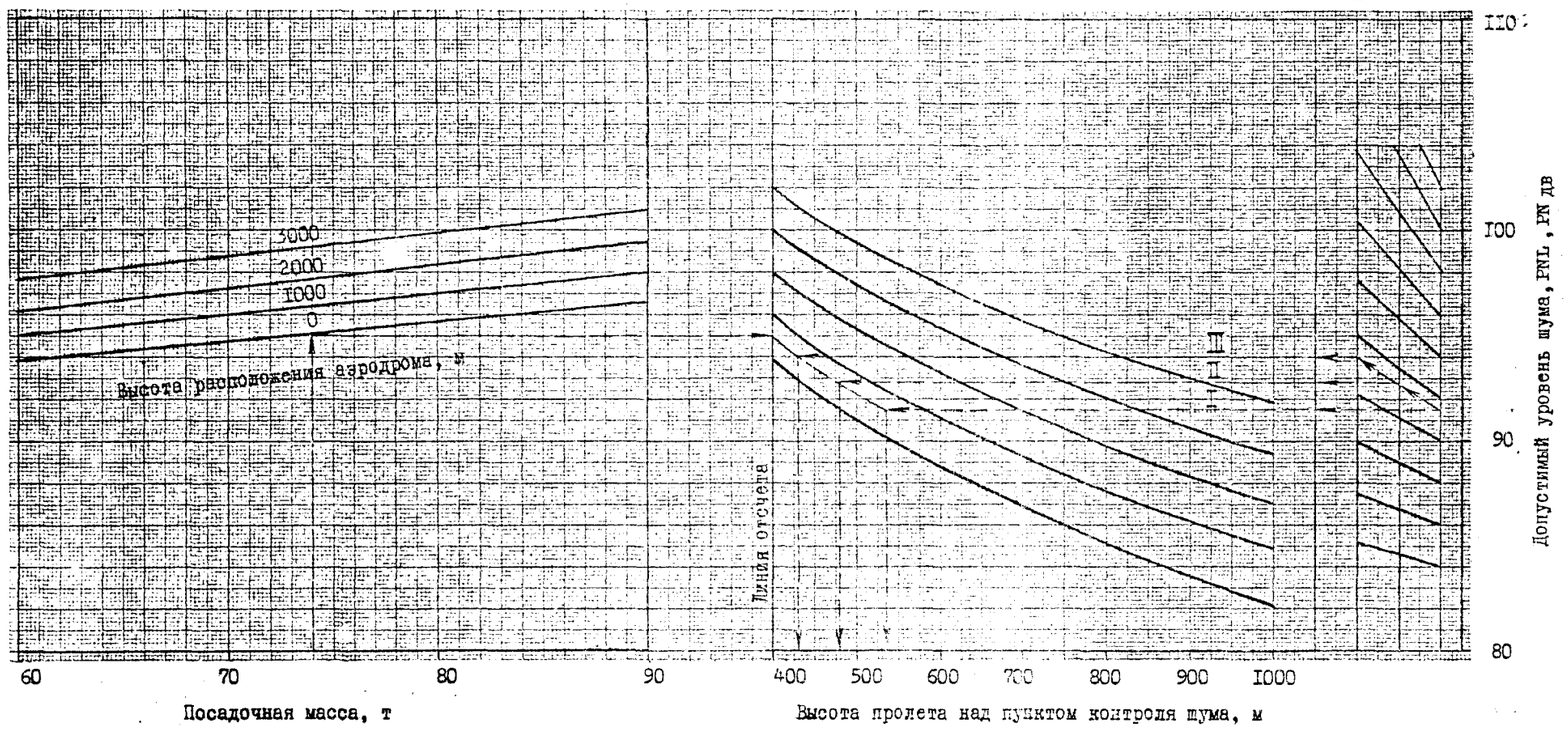


Условия:

Все двигатели работают
Шасси убрано
Градиент набора высоты 4%
Скорость полета V_{2n}

Минимально допустимые режимы дросселирования двигателей при взлете с уменьшением шума на местности
Рис. 7.10.4

(прод.)



Условия:

Пункт контроля шума расположен до входа в глиссаду.

Конфигурация I : $\delta_з = 28^o$, $\delta_{пр} = 22^o$, шасси выпущено, V = 300 км/ч ПР

Конфигурация П : $\delta_з = \delta_{пр} = 0^o$, шасси выпущено, V= 375 км/ч ПР

Конфигурация Ш : $\delta_з = \delta_{пр} = 0^o$, шасси убрано, V = 400 км/ч ПР

Соотношение между единицами измерения уровня шума:

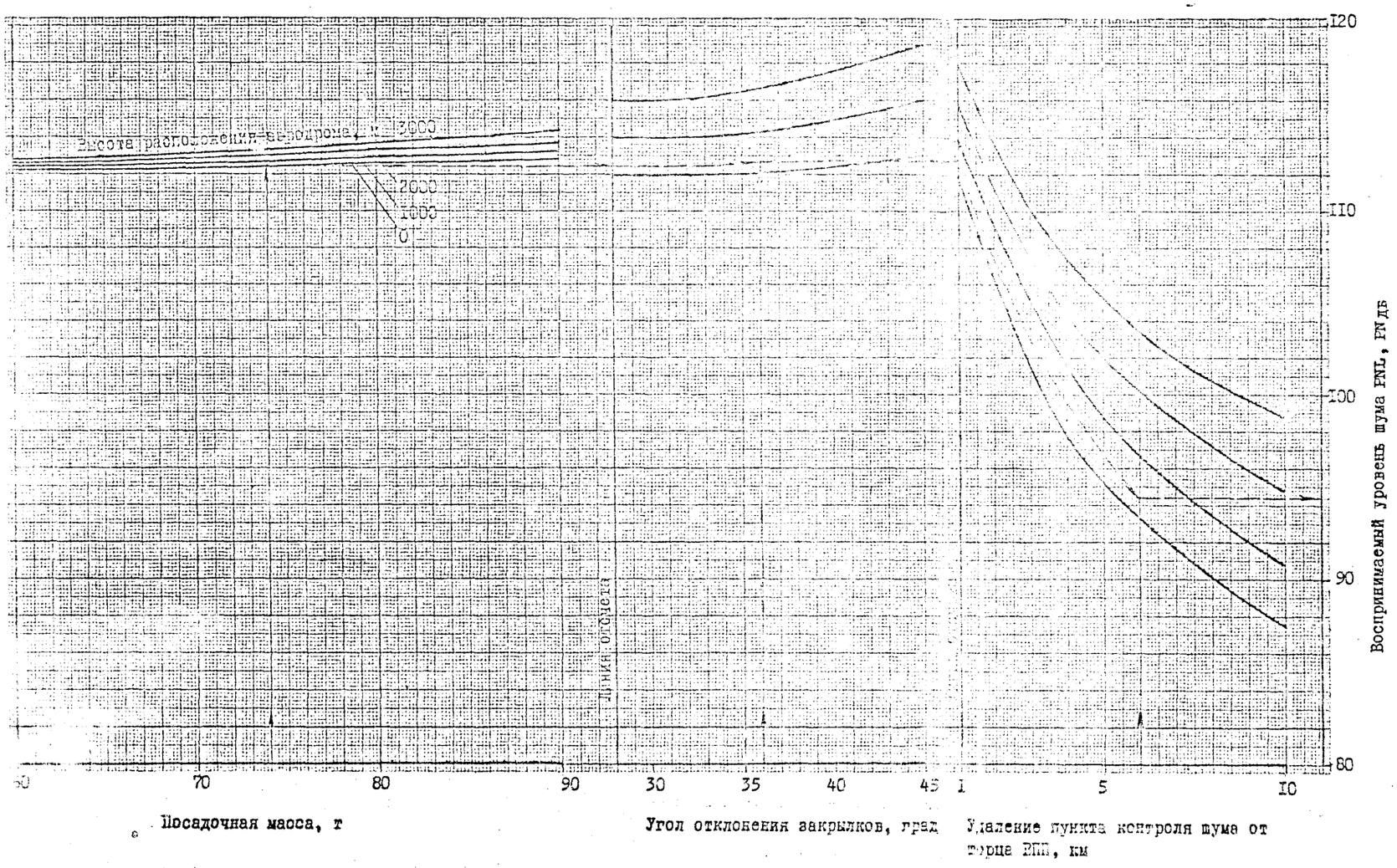
дБ А = $PN_{дБ}$ - 13

дБ Д = $PN_{дБ}$ - 7

Высота пролета над пунктом контроля шума в зависимости от допустимого уровня шума (для самолетов с двигателями, оборудованными ЗПК)

Рис. 7.10.5

(прод.)



Соотношение между единицами измерения уровня шума:

двА = PNдв · 13

двД = [illegible] ?

Уровни воспринимаемого шума при заходе на посадку по стандартной глиссаде
Рис. 7.10.6