

Руководство по летной эксплуатации

5.5. КРЕЙСЕРСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

5.5.0. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Материал, содержащийся в подразделе 5.5, позволяет экипажу составить план полета, а в полете по оставшемуся на самолете топливу расчитать возможность продолжения намеченного планом полета.

В эксплуатации применяются следующие режимы полета:

- максимальный крейсерский режим - МКр,
- режим максимальной дальности - МД.

Режим МКр может применяться в эксплуатации в случае специальных указаний или при необходимости обеспечения безопасности полета по усмотрению К.С. Выполняется на максимальных крейсерских скоростях, см. рис. 5.5-20. Рейсовое топливо определяется в соответствии с 5.5.5 по номограммам рис. 5.5-42 - 5.5-43.

Режим МД, оптимальный с точки зрения расхода топлива, применяется в качестве основного режима эксплуатации при наборах высоты, в горизонтальном полете и снижении во всем диапазоне дальностей полета самолета. Скорости горизонтального полета зависят от полетной массы самолета, высоты полета и соответствуют режиму, при котором километровый расход топлива на I_3 больше минимального (удельная дальность на I_3 меньше максимальной), см. таблицу 5.5.5-2 и график 5.5.21.

Рейсовое топливо определяется в соответствии с 5.5.5 по номограммам рис. 5.5-42 - 5.5-43 или по таблице 5.5.5-1.

Для дальности более 600 км оптимальным эшелоном для крейсерского полета является максимальный эшелон в пределах ограничения полетной массы, см. 2.7.5. Рекомендуемые высоты полета приводятся в таблице 5.5.0-1.

Табл. 5.5.0-1

Дальность, км	Высота эшелона, м	
	На запад	На восток
менее 300	6000	5700
300-400	8600	8100
400-500	9600	9100
500-600	10600	10100
600 и более	11600	11100-12100

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. Рекомендуется выполнять ступенчатый профиль полета по согласованию с УЕД: при достижении полетной массы 36,5 т занимать высоту эшелона 12100 м, если до конца маршрута остается не менее 400 км.

2. Разрешается занимать больший, чем указано в таблице, эшелон, если это возможно по условиям температур наружного воздуха и полетной массы в пределах ограниченной полетной массы, см. 2.7.5.

3. Если на эшелоне, указанном в таблице, продольная составляющая попутного ветра более 100 км/ч при полетах на дальность до 600 км занимать ближайший нижний полутный эшелон.

Руководство по летной эксплуатации

5.5.1. ХАРАКТЕРИСТИКА НАБОРА ВЫСОТЫ

Ниже приводятся характеристики набора при трех, двух и одном двигателях, работающих наnomинальном режиме.

5.5.1.1. Все двигатели работают

В зависимости от режима крейсерского полета (максимальный крейсерский режим или режим максимальной дальности) набор высоты выполняется на разных режимах (скоростях).

(а) Режим МКр, набор высоты на $U_{\text{пр}} = 575 \text{ км/ч (IAS)}$ - рис. 5.5-1.

Высота - м	0 - 9750	> 9750
Скорость по прибору; IAS - км/ч	575	-
Число M	-	0,85

ПРИМЕЧАНИЕ. При температуре $t > t_{\text{МСА}} + 10^{\circ}\text{C}$ и высоте $H > 8850 \text{ м}$ набор производить на $M = 0,8$.

Этот режим набора применяется при выполнении полета по трассе на максимальном крейсерском режиме и обеспечивает уменьшение рейсового времени. Графики, приведенные на рис. 5.5-2 - 5.5-6, позволяют определить практический потолок самолета, вертикальную скорость, расход топлива, дальность и время набора высоты.

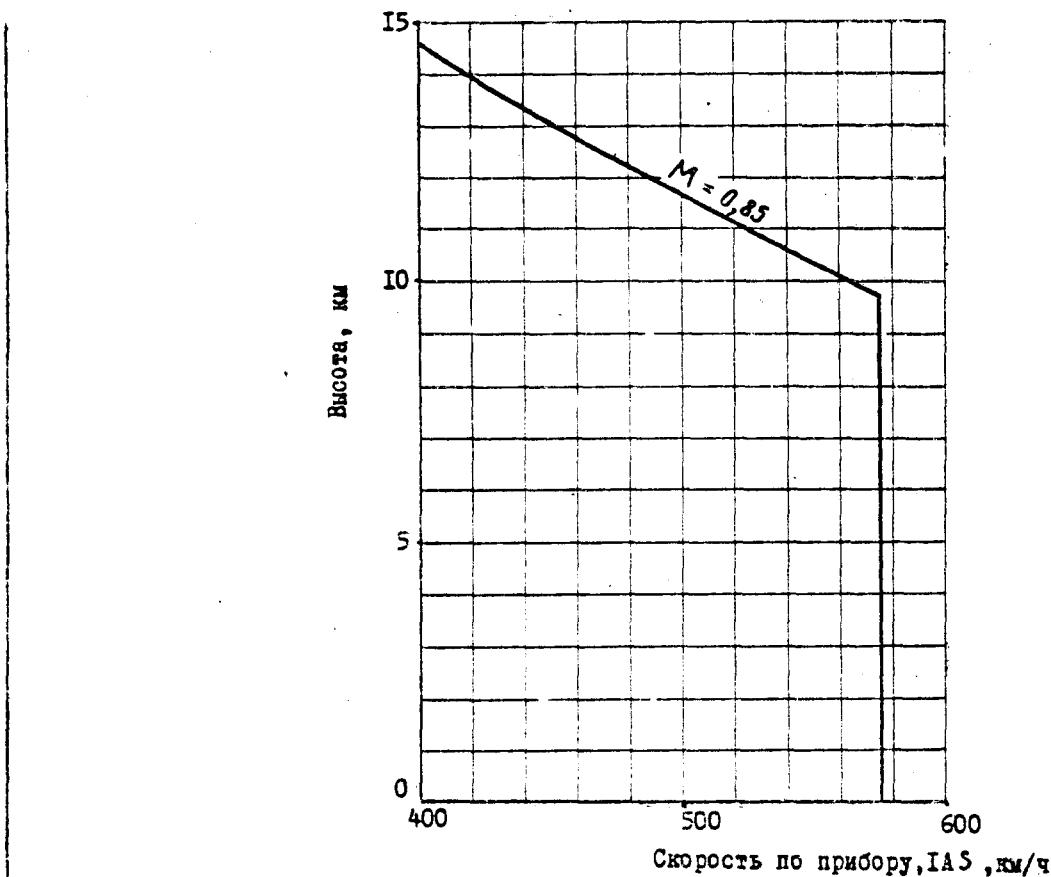
(б) Режим МД, набор высоты $U_{\text{пр}} = 550 \text{ км/ч (IAS)}$ - рис. 5.5-7.

Высота - м	0 - 9450	> 9450
Скорость по прибору, IAS - км/ч	550	-
Число M	-	0,8

Этот режим набора высоты применяется при выполнении полета по трассе на режиме максимальной дальности и обеспечивает минимальный расход топлива. Графики, приведенные на рис. 5.5-8 - 5.5-II, позволяют определить вертикальную скорость, расход топлива, дальность и время набора высоты.

Примеры пользования номограммами показаны на рис. 5.5-4 - 5.5-6 пультитирной линией со стрелками.

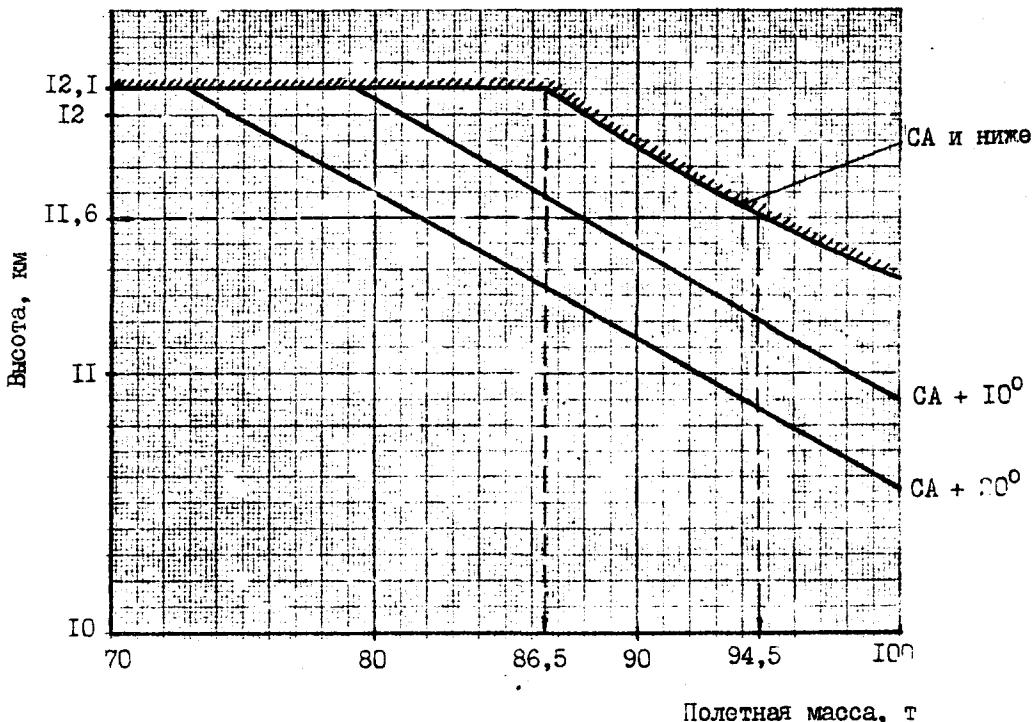
Руководство по летной эксплуатации



<u>МСА</u> <u>МКр</u>	Все двигатели - работают
	Режим работы двигателей - номинальный
	Закрылки - убраны
	Отбор воздуха на надув кабины - включен
	Высота, м
	0-9750 >9750
	Скорость по прибору, IAS, км/ч
	575 -
	Число М
	- 0,85

Рис. 5.5-Г Скорость при наборе высоты

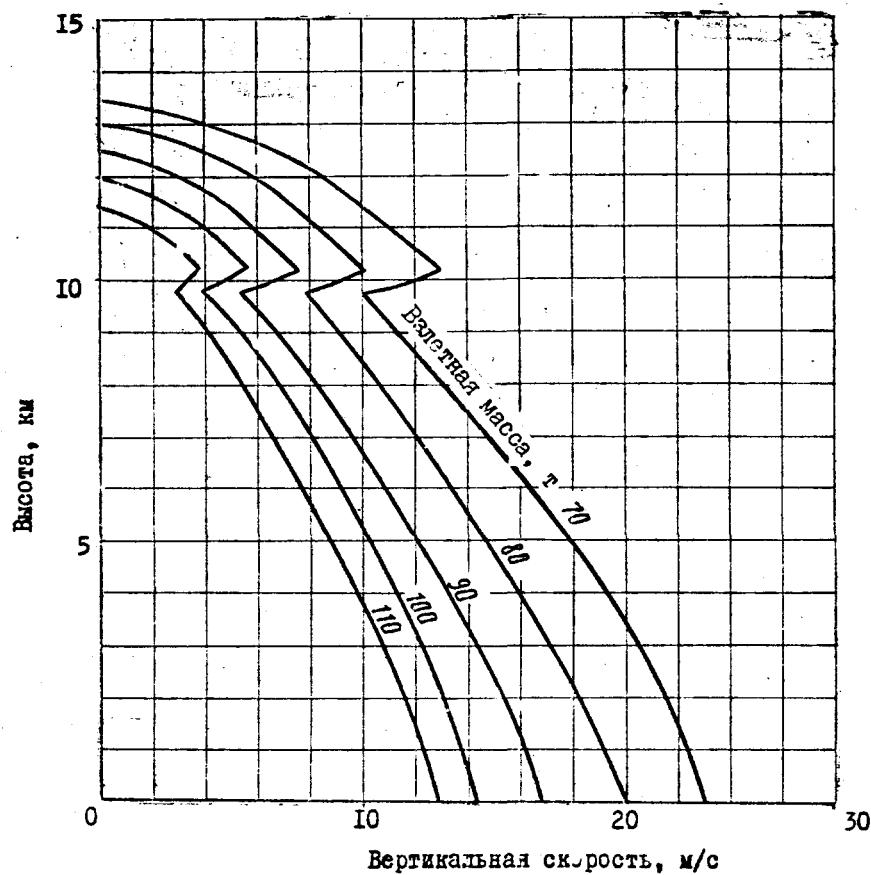
Руководство по летной эксплуатации



Все двигатели – работают
 Режим работы двигателей – номинальный
 Закрылки – убранны
 Отбор воздуха на наддув кабин – включен

Рис. 5.5-2. Максимальная высота полета в зависимости от полетной массы самолета и температуры наружного воздуха

Руководство по летней эксплуатации



МСА Все двигатели - работают

МКр Режим работы двигателей -nominalnyy

Закрылки - убранны

Отбор воздуха на наддув кабины - включен

Высота, м	0-9750	>9750
Скорость по прибору, IAS, км/ч	575	-
Число M	-	0,85

Рис.5.5-2. Вертикальные скорости в зависимости от высоты полета и взлетной массы самолета

Руководство по летной эксплуатации

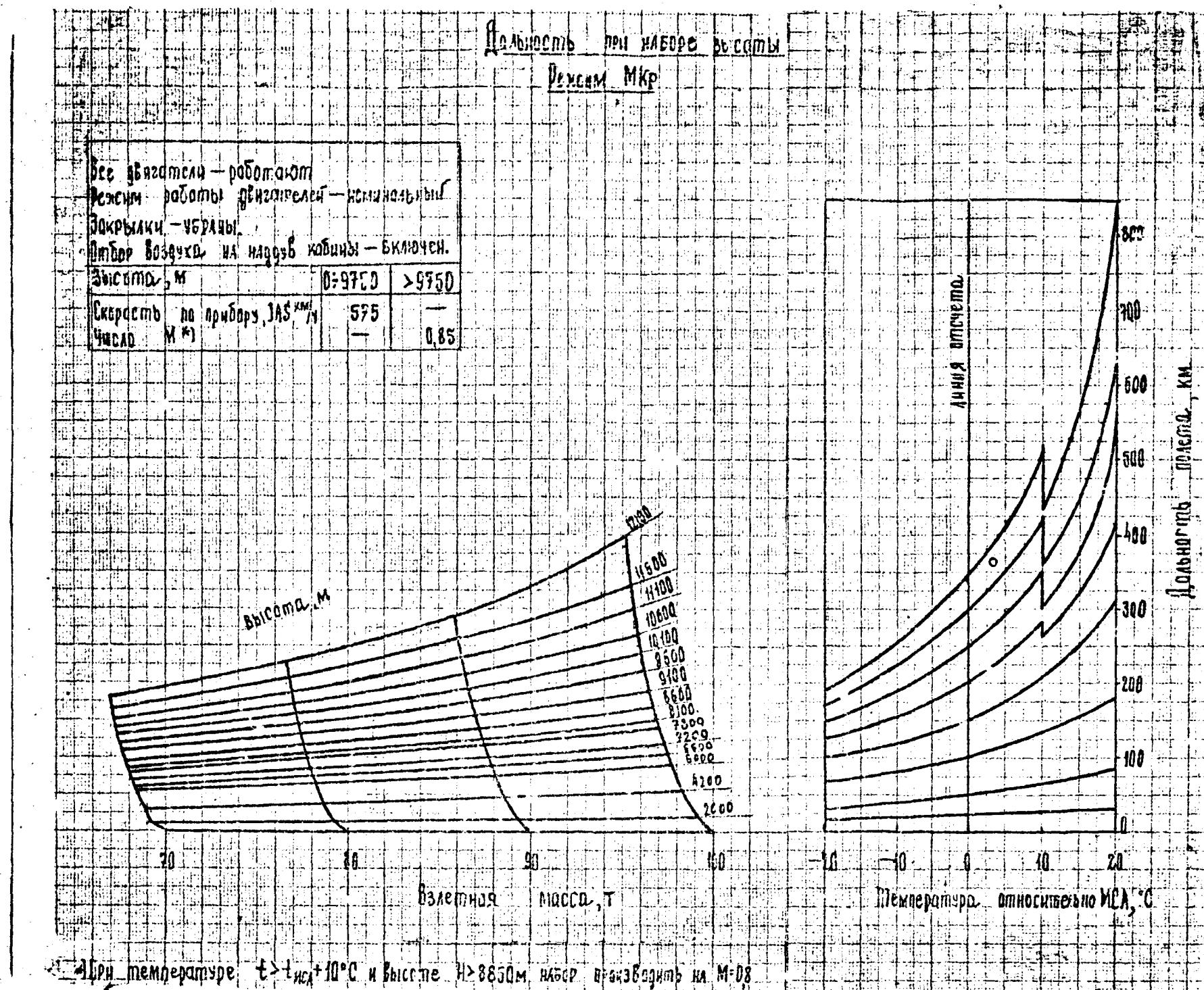
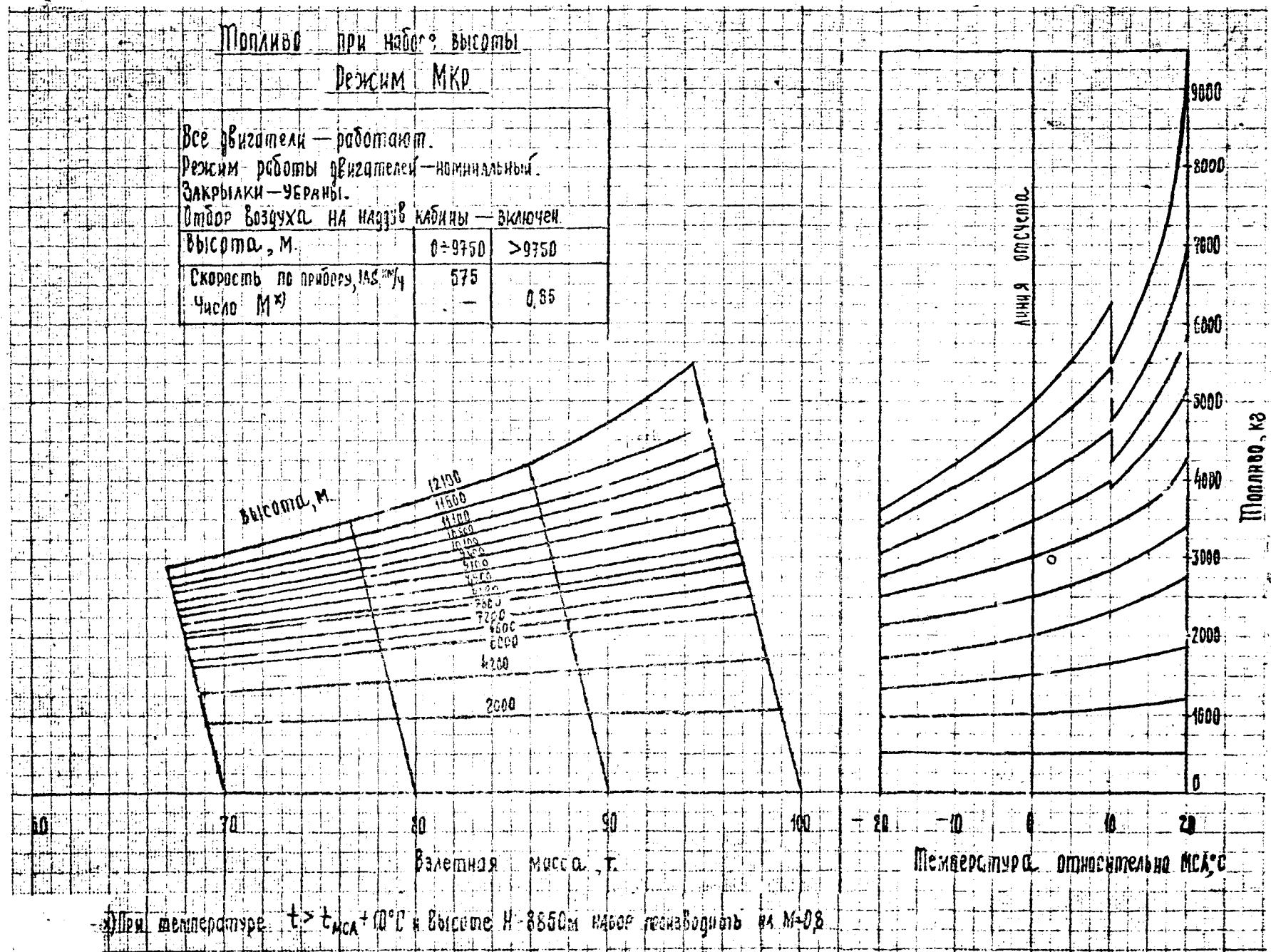
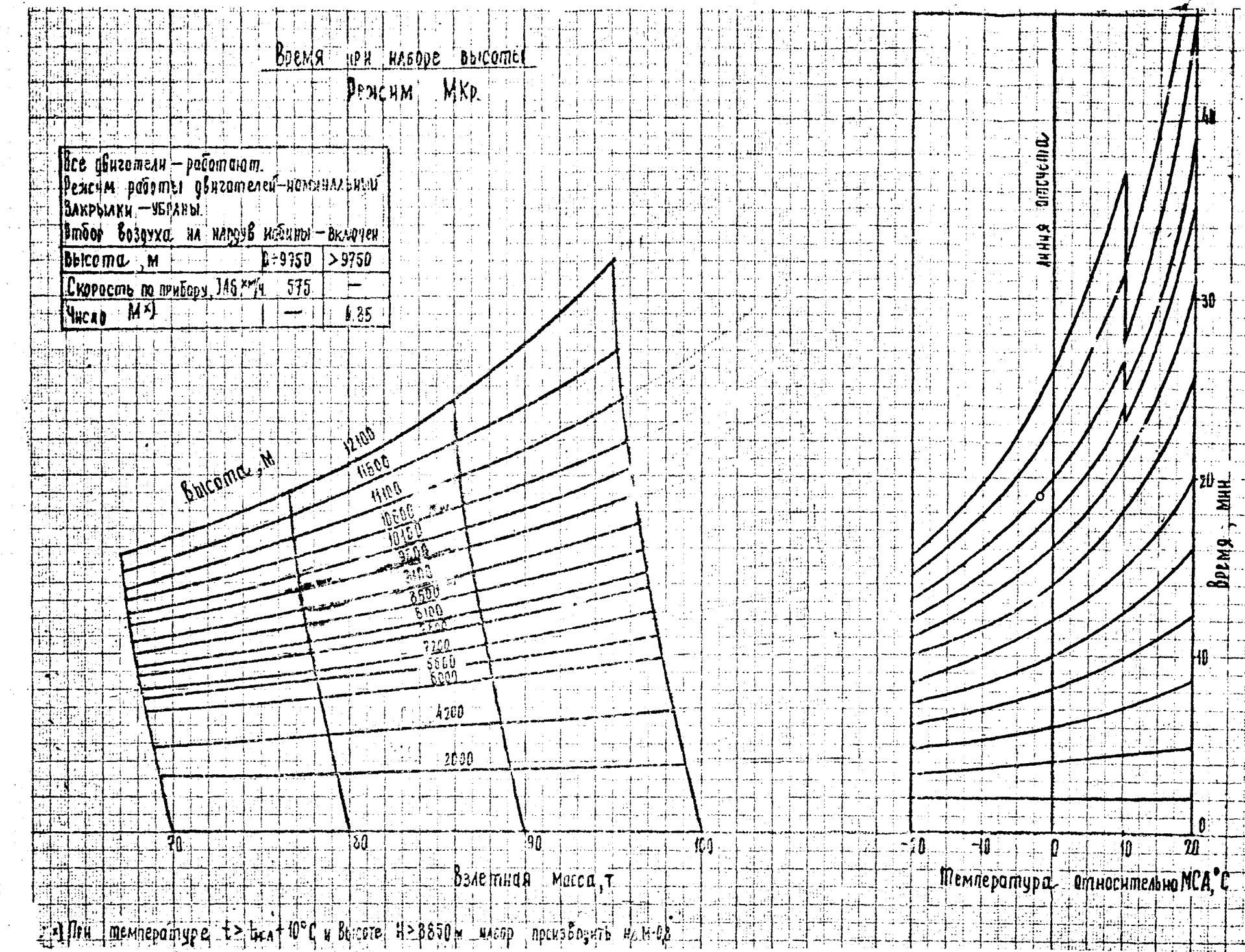


Рис. 5.5-4 Дальность при наборе высоты
Режим МКр

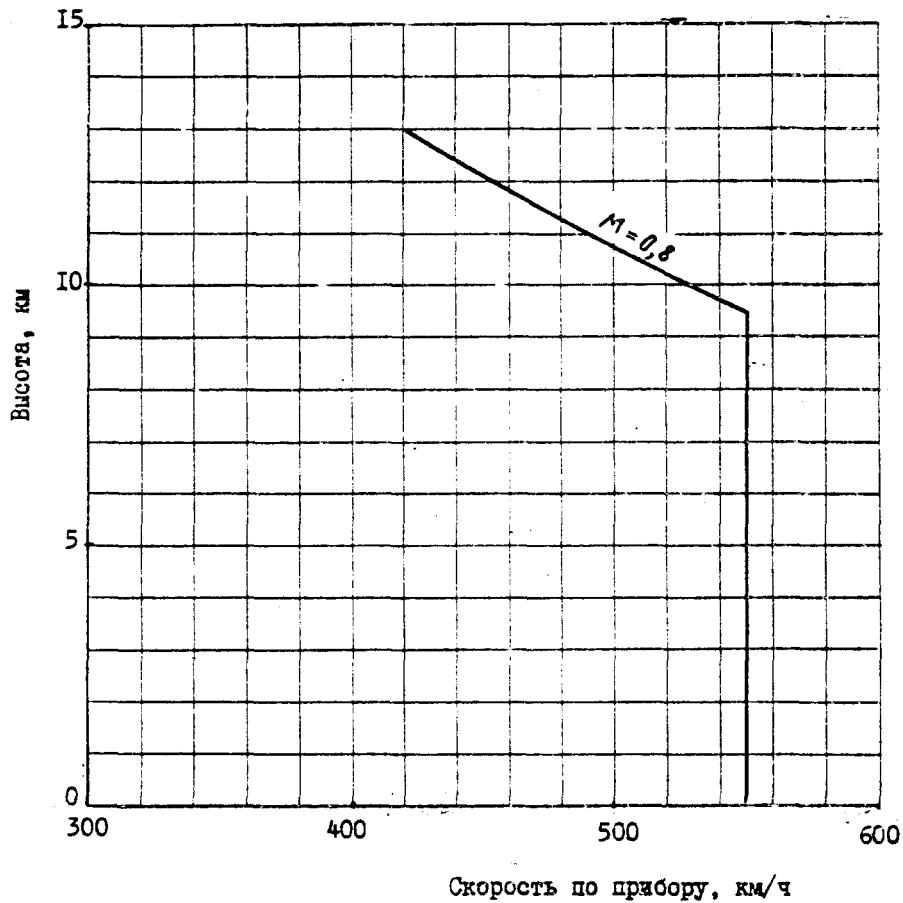
Руководство по летной эксплуатации

Рис. 5.5-5 Топливо при наборе высоты
Режим МКр

Руководство по летней эксплуатации

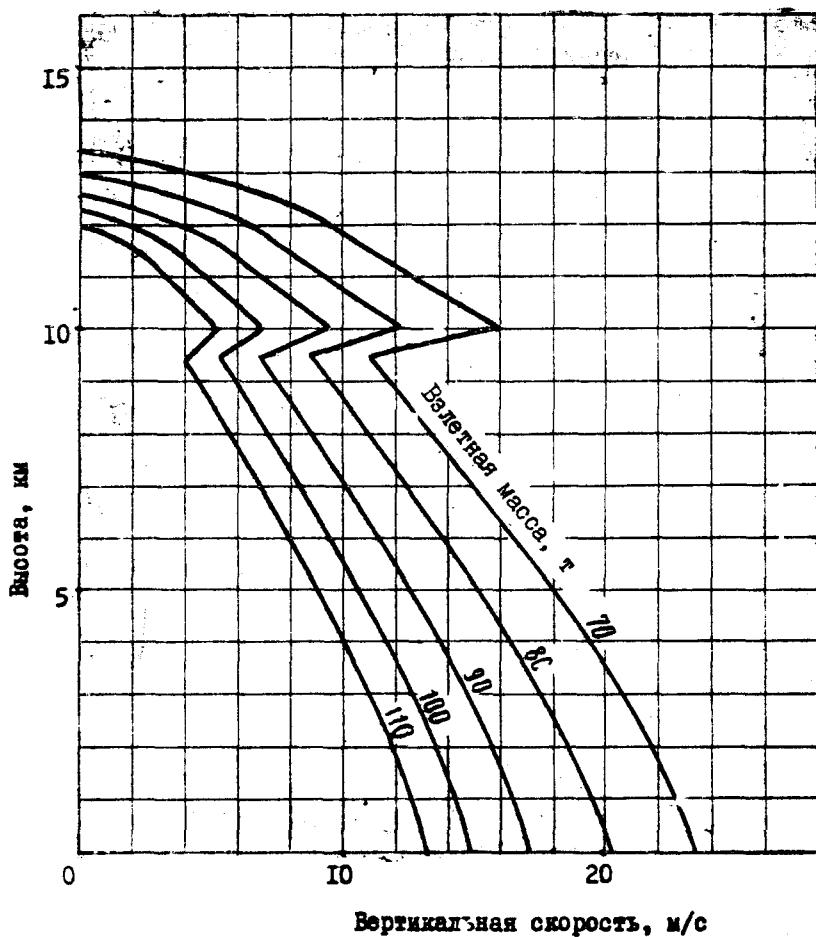
Рис. 5.5-6 Время при наборе высоты
Режим МКР

Ту-154Б
Руководство по летной эксплуатации

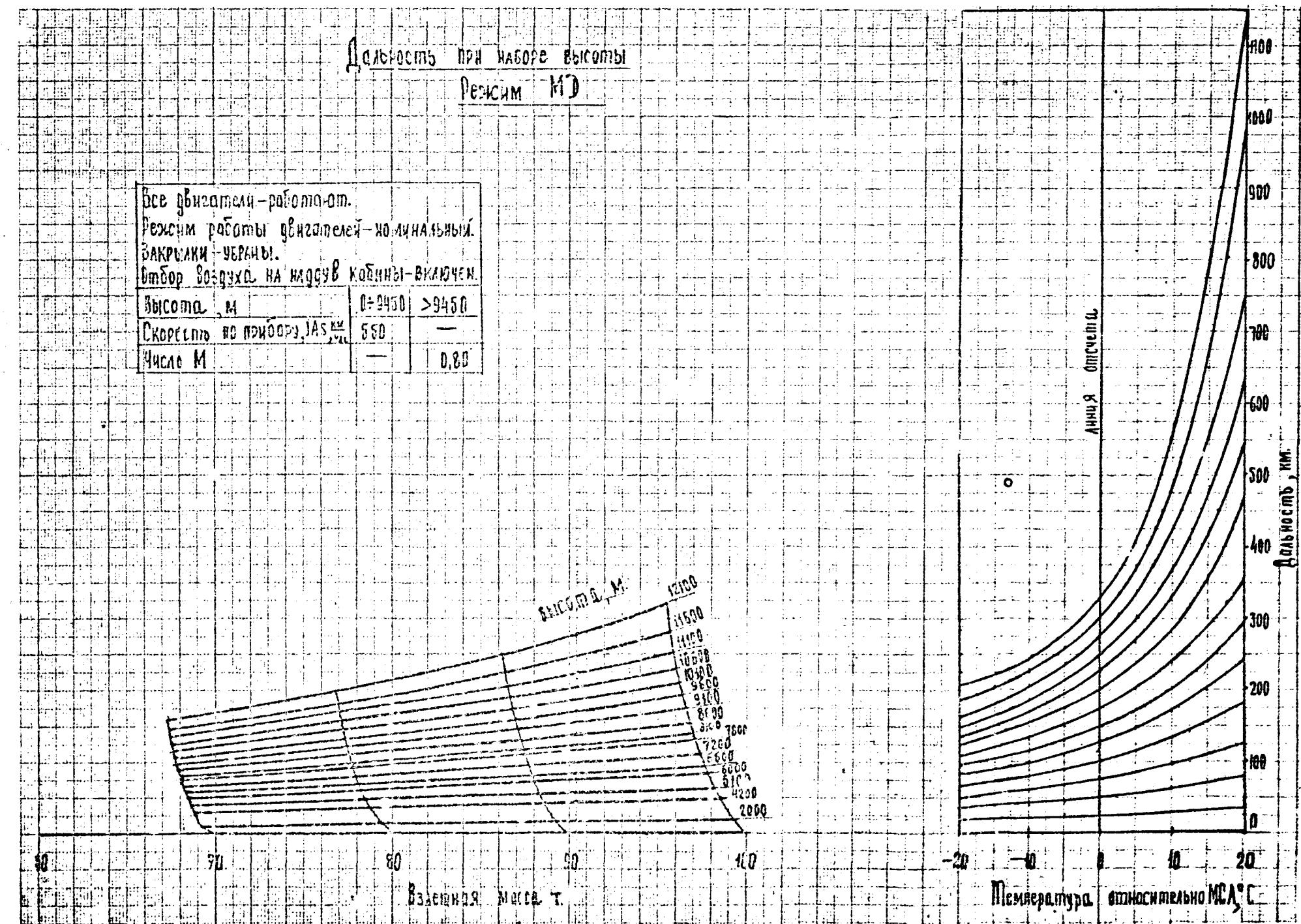


МСА МД	Все двигатели - работают
	Режим работы двигателей - nominalnyy
	Закрылки - убранны
	Отбор воздуха на надув кабины -ключен
	Высота, м
	0-9450 >9450
	Скорость по прибору, IAS, км/ч
	550 -
	Число M
	- 0,8

Руководство по летной эксплуатации



Руководство по летной эксплуатации

Рис. 5.5-9 Дальность при наборе высоты
Режим МД

Руководство по лётной эксплуатации

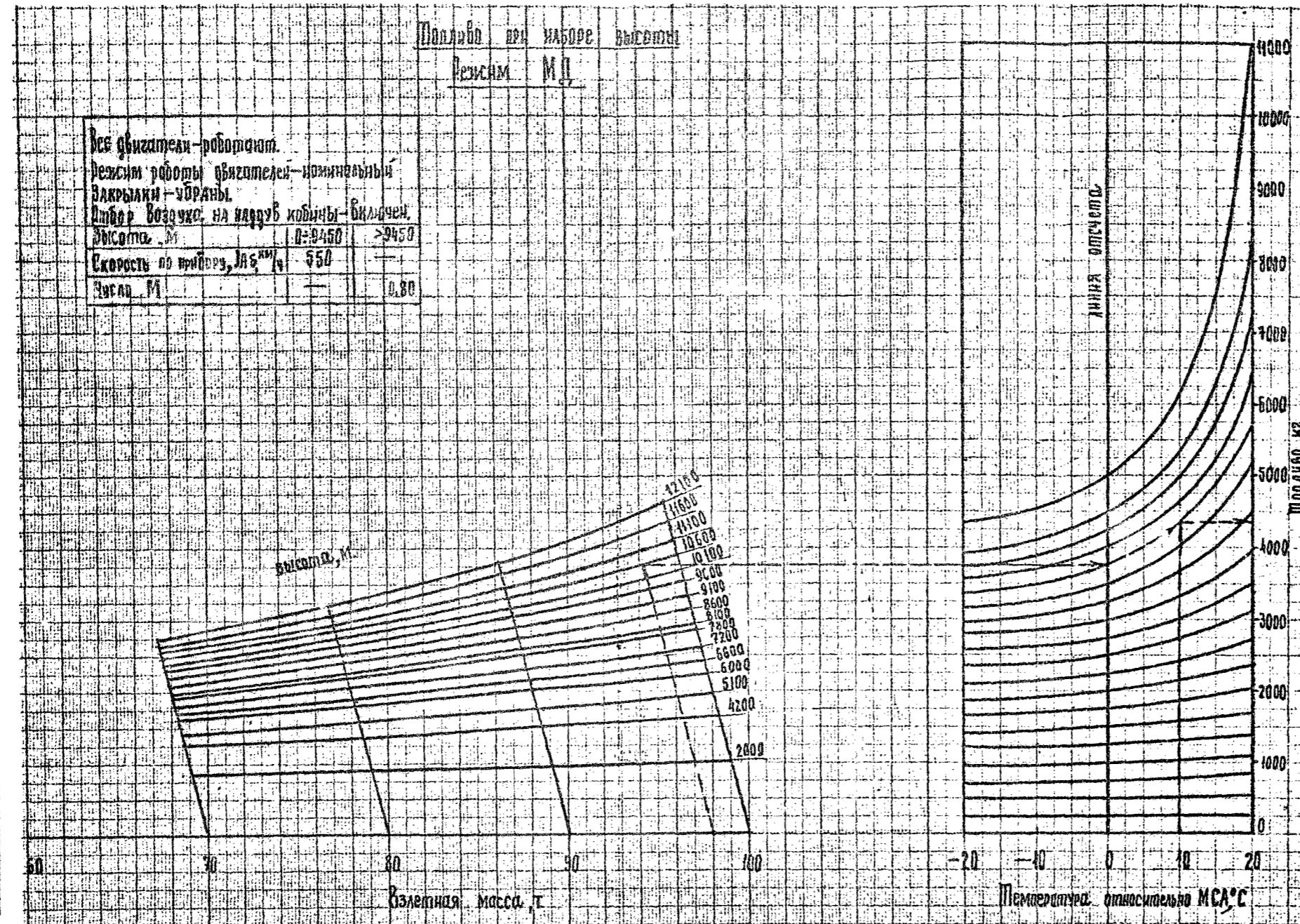


Рис. 5.5-10 Топливо при наборе высоты
Режим МЛ

Руководство по летной эксплуатации

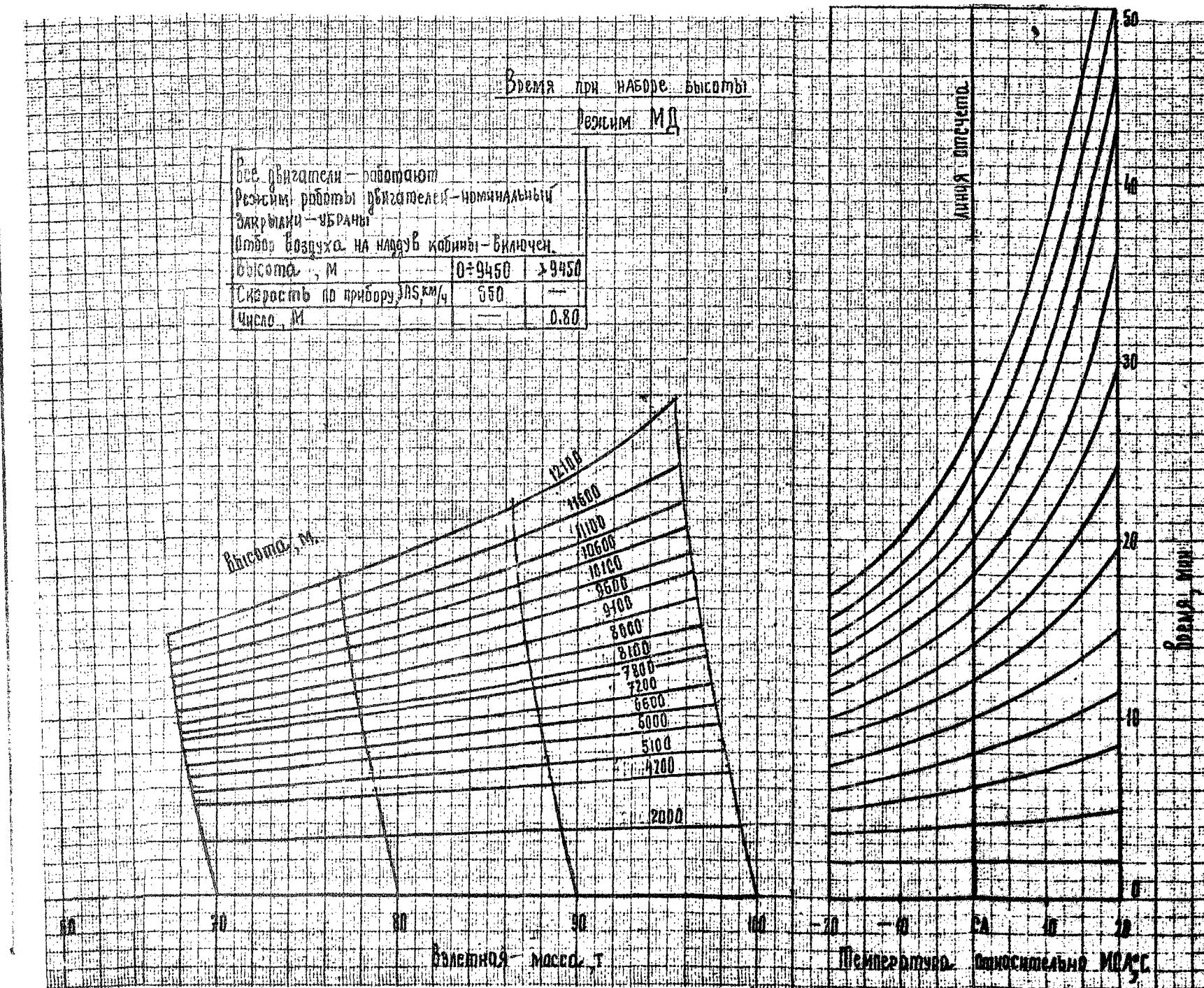


Рис. 5.5-II Время при наборе высоты
Режим МД

21.01.84

5.I45/5.I46

Руководство по летной эксплуатации

5.5.1.2. Два двигателя работают. Критический двигатель не работает

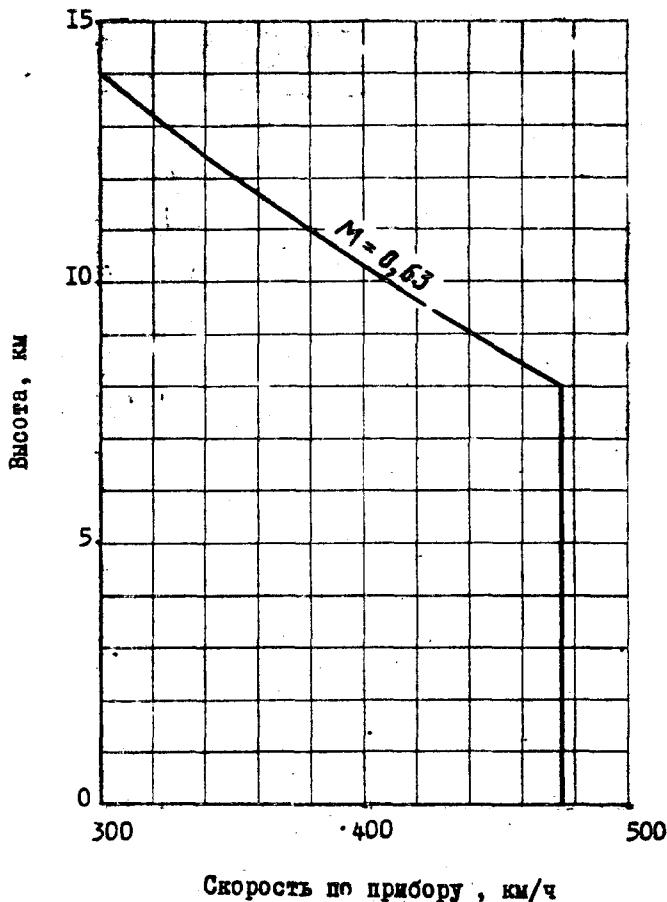
Режим МД. Набор высоты на $v_{\text{пр}} = 475 \text{ км/ч}$ (IAS) - рис. 5.5-12

Высота - м	0 - 6000	> 6000
Скорость по прибору. IAS - км/ч	475	-
Число M	-	0,63

Этот режим набора высоты обеспечивает получение минимального расхода топлива. Графики, приведенные на рис. 5.5-13 - 5.5-17, позволяют определить практический потолок самолета, вертикальную скорость, расход топлива, дальность и время набора высоты.

Характеристики набора высоты при двух работающих двигателях могут быть использованы при взлете с одним неисправным двигателем (перегонка) или при отказе одного двигателя на взлете.

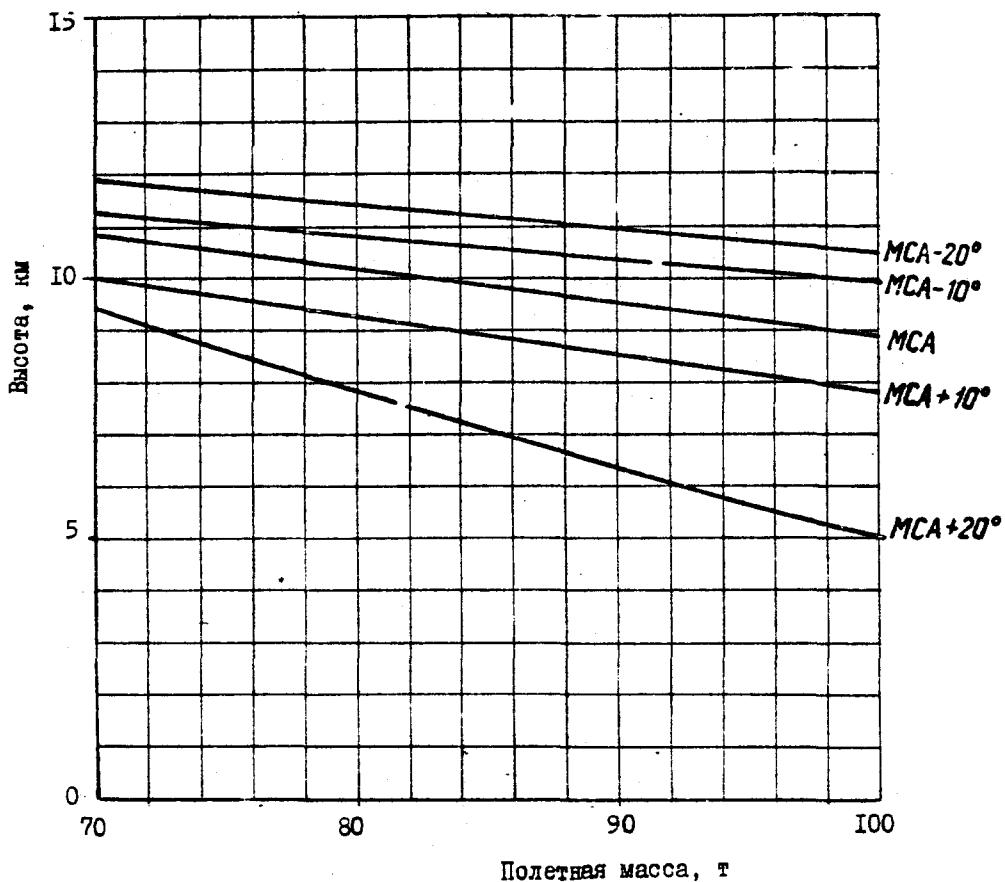
Руководство по летной эксплуатации



<u>МСА</u> <u>МД</u>	2 двигателя - работают		
	Режим работы двигателей - номинальный		
	Закрылки-убраны		
	Отбор воздуха на наддув кабины - включен		
	Высота, м	0-8000	> 8000
	Скорость по прибору IAS, км/ч	475	-
	Число М	-	0,63

Рис. 5.5-12 Скорость при наборе высоты
Критический двигатель не работает

Руководство по летной эксплуатации

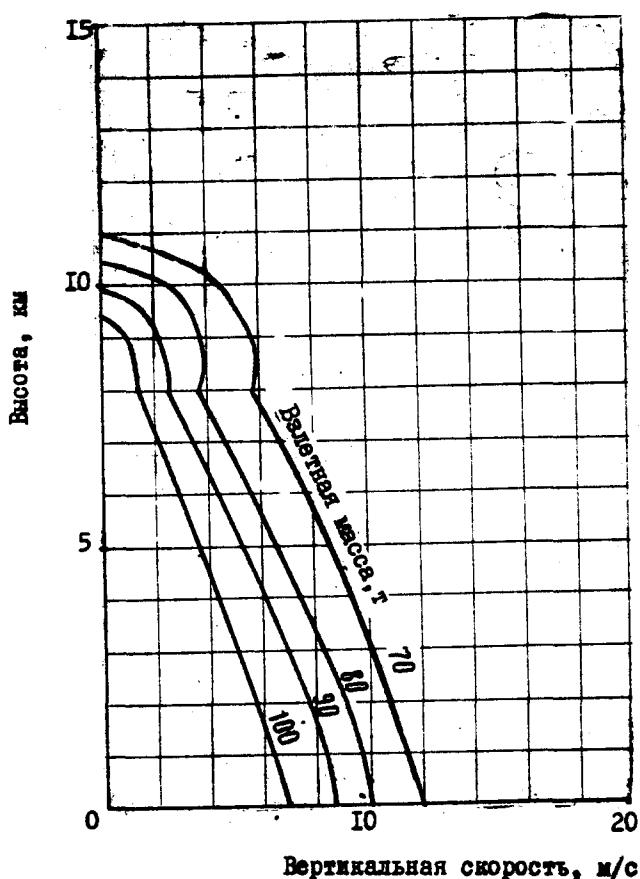


Критический двигатель – не работает
 2^й двигатель – работает
 Режим работающих двигателей – nominalnyj
 Закрылки убранны
 Отбор воздуха на наддув кабины – включен

МД	Высота, м	0-8000	>8000
	Скорость по прибору, IAS, км/ч	475	-
	Число М	-	0,63

Рис.5.5-13 Практический потолок самолета.
 Критический двигатель не работает.

Руководство по летной эксплуатации



2 двигателя - работают

Режим работы двигателей - номинальный

Закрылки - убраны

Отбор воздуха на надув кабин -ключен

МСА	0,8000	>8000
МД	475	-
Высота, м	0,8000	>8000
Скорость по прибору, IAS, км/ч	475	-
Число M	-	0,63

Рис. 5.5-14 Вертикальные скорости в зависимости от высоты полета и взлетной массы самолета

Критический двигатель не работает

28.08.80

Руководство по летной эксплуатации

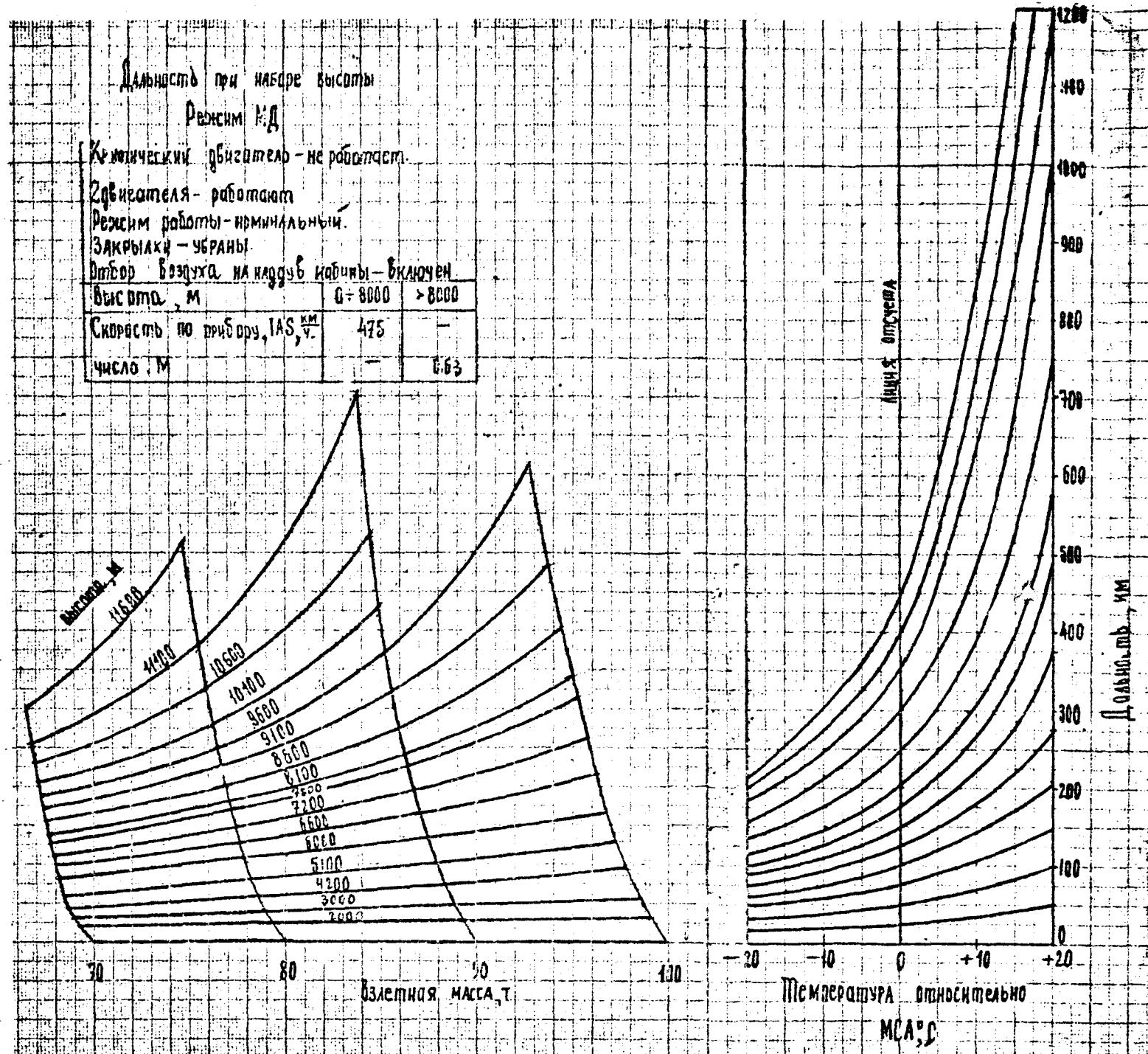
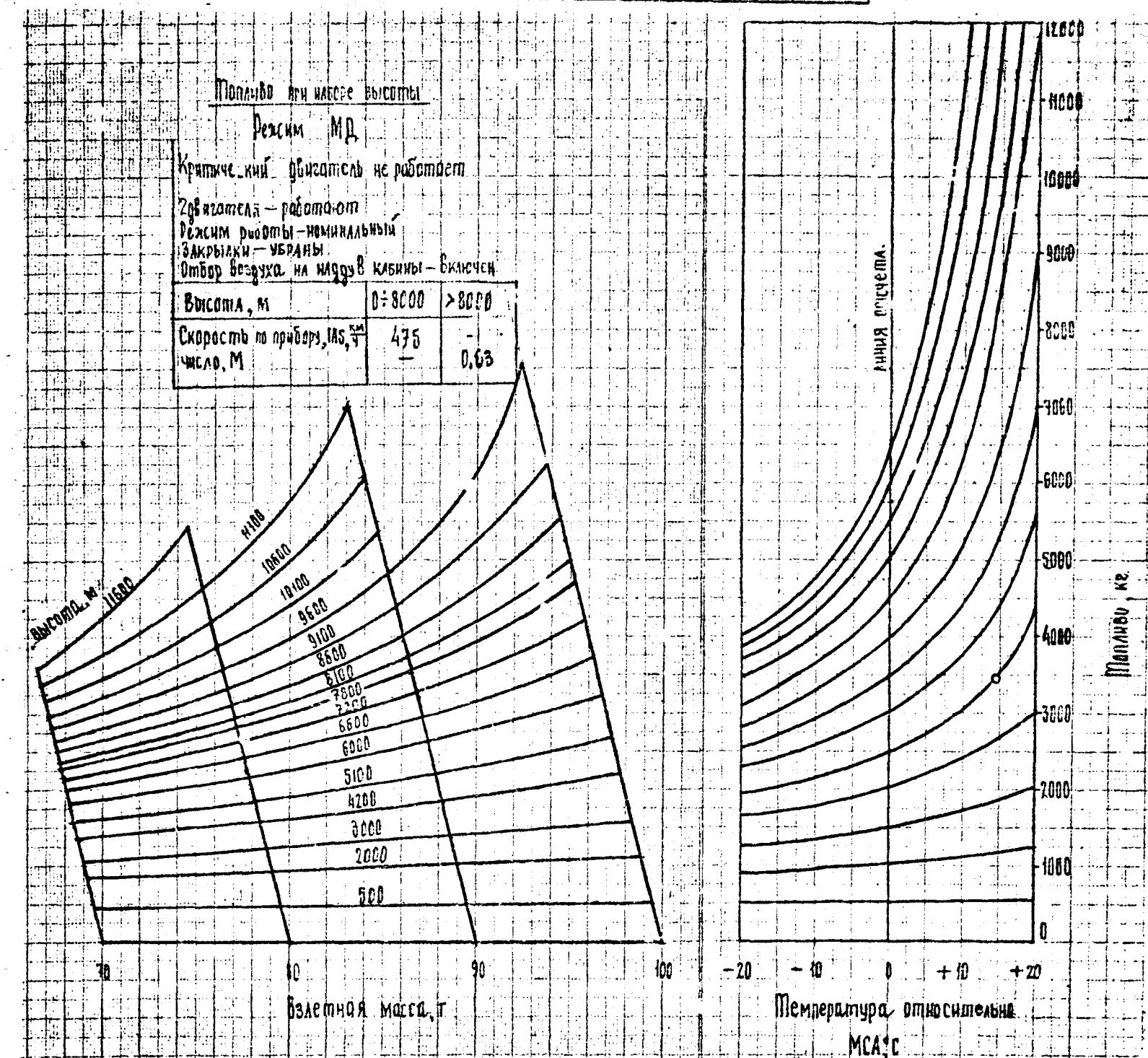


Рис. 5.5-15 Дальность при наборе высоты
Режим МД



Ту-154Б

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

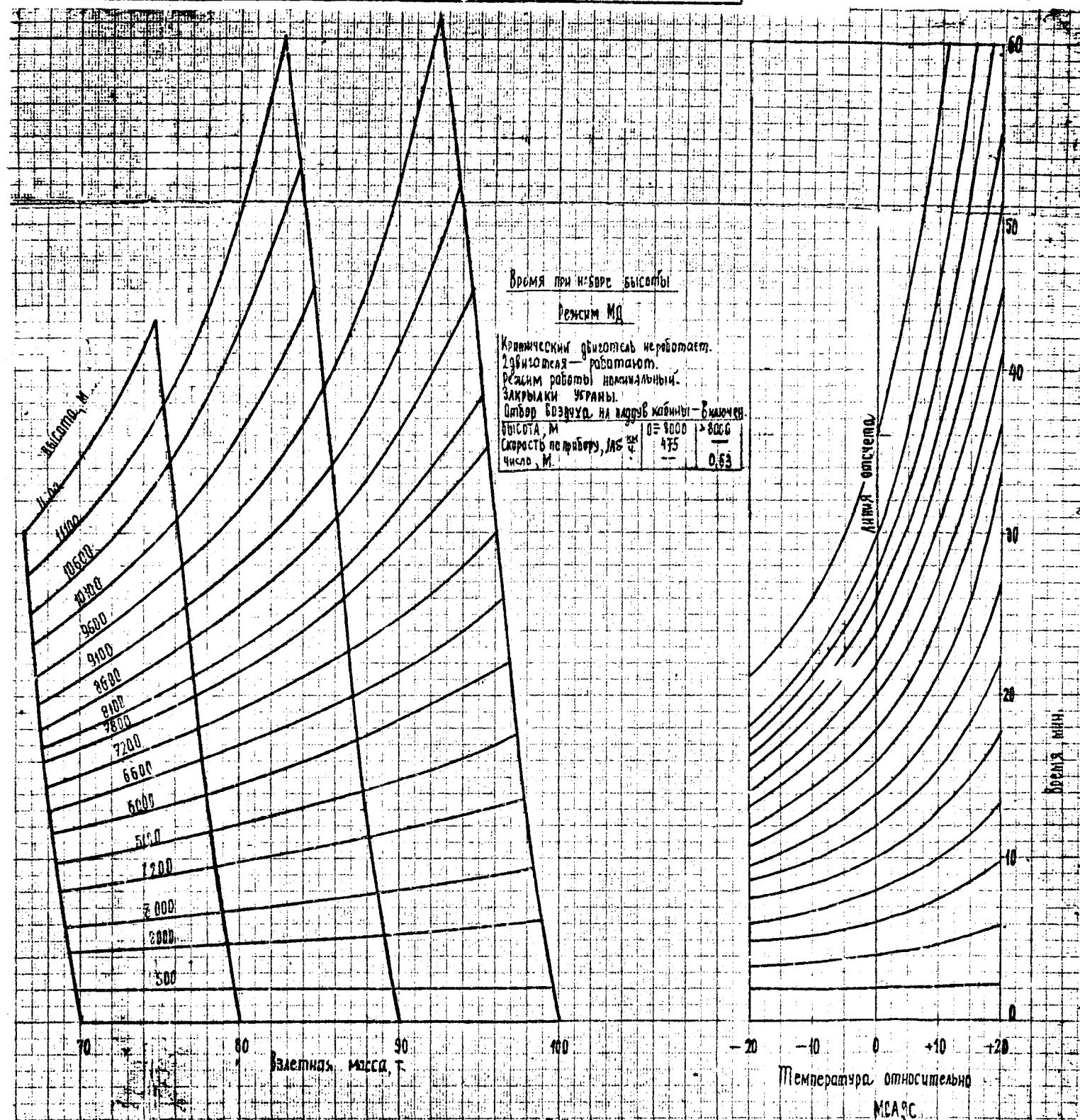


Рис. 5.5-17 Время при наборе высоты
Режим МД

Руководство по летной эксплуатации

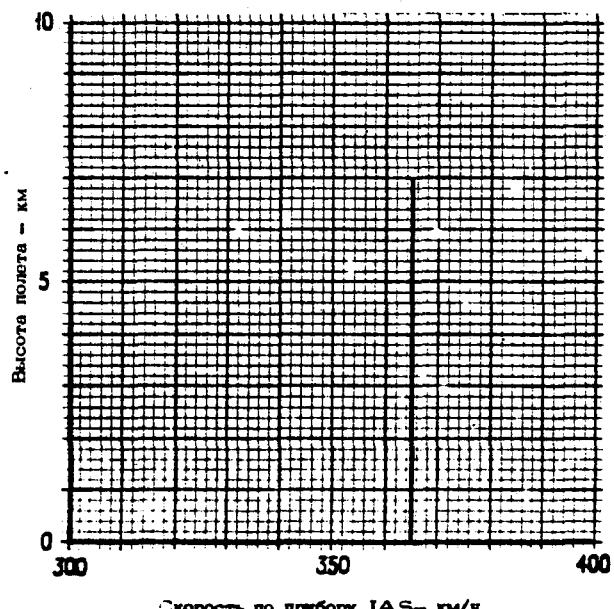
5.5.1.3. Один двигатель работает

Набор высоты на $V_{\text{пр}} = 365 \text{ км/ч}$ (IAS) - рис. 5.5-18.

Этот режим набора высоты обеспечивает получение максимальной скороподъемности. На графике рис. 5.5-19 показан практический потолок самолета.

Эти характеристики могут быть использованы в случае взлета с одним неисправным двигателем и отказом второго двигателя на взлете (отказ двигателя при перегонке).

ДВА ДВИГАТЕЛЯ НЕ РАБОТАЮТ



Скорость по прибору, IAS - 365 км/ч

Рис. 5.5-18. Скорость при наборе высоты.
Работает один двигатель наnomинальном
режиме полета

Руководство по летной эксплуатации

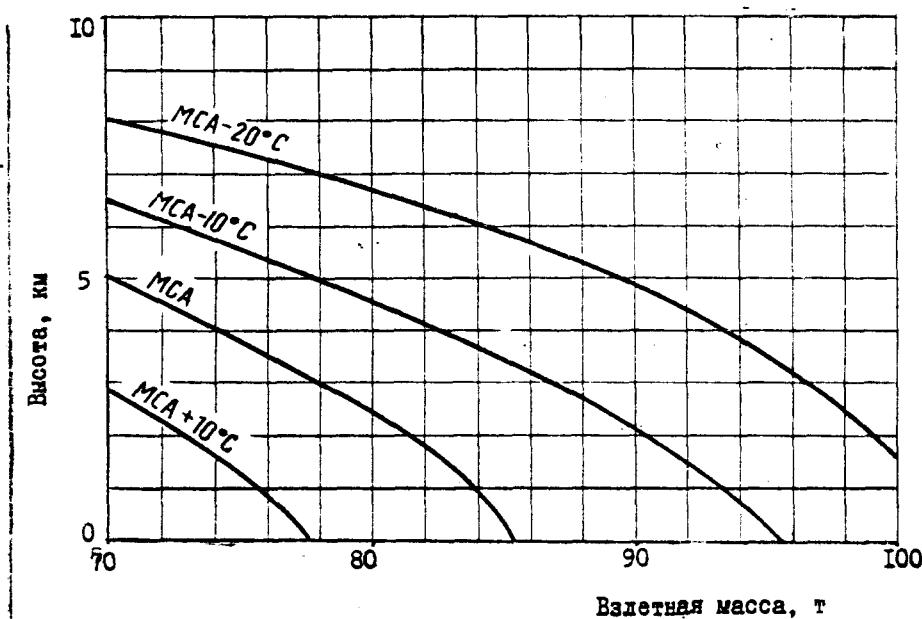


Рис.5.5-19 Практический потолок - I двигатель
Номинальный режим $V_{\text{пр}} = 365 \text{ км/ч}$

Руководство по летной эксплуатации

5.5.2. Характеристики крейсерского полета

Для определения режима крейсерского полета необходимо:

- I. Найти максимально допустимые взлетную и посадочную массы самолета для условий взлета и посадки, подразделы 5.3. и 5.4.
2. По таблице 5.5.5-1 произвести расчет рейсового топлива.
3. При отсутствии ограничения по коммерческой нагрузке и расходам топлива используется режим МКр, для чего на номограмме рейсового топлива (рис. 5.5-42 - 5.5-43) для выбранной высоты крейсерского полета находится точка пересечения линий максимально допустимой взлетной и посадочной масс, которая определяет дальность как границу применения режимов МКр и МД. При заданной дальности маршрута (с учетом ветра и скорости или числа M) меньшей или равной этой границе дальности, применяется режим МКр, при больших дальностях - режим МД.
4. Для выбранного режима полета рекомендуемое крейсерское число M определить по таблице 5.5.5-2 или графику рис. 5.5-21.
5. В соответствии с 5.5.5 для режимов МКр и МД для определения рейсового топлива могут быть использованы номограммы, рис. 5.5-42 - 5.5-43.

Для режима МД рейсовое топливо в зависимости от дальности и высоты полета определяется по таблице 5.5.5-1.

ПРИМЕЧАНИЕ. Если в результате расчета окажется, что расчетная посадочная масса самолета равна максимально допустимой, то необходимо позаботиться о том, чтобы не нарушить ограничение по посадочной массе самолета при выполнении посадки.

На графиках, рис. 5.5-22 - 5.5-32а, для режимов установившегося крейсерского полета на постоянных высотах приведены сетки удельных дальностей (km/kg топлива) в зависимости от числа M для различных полетных масс самолета. Дополнительная сетка позволяет определить значение истинной скорости полета (IAS) в зависимости от числа M в условиях MCA и при отклонении температуры воздуха от MCA и при отклонении температуры воздуха от $MCA \pm 20^{\circ}C$.

На кривых удельной дальности сделана разбивка оборотов двигателя для условий MCA (ISA), выраженных в $\%$, по указателю тахометра ИТЭ-1 (ИТЭ-2). Для условий, отличных от MCA (ISA), обороты двигателя пересчитываются по формуле:

$$n_{T_{MCA + \Delta t}} = n_{T_{MCA}} \sqrt{\frac{T_{MCA} + \Delta t}{T_{MCA}}}$$

где: T_{MCA} - абсолютная температура воздуха по МСА, $^{\circ}K$,
 Δt - отклонение температуры воздуха от MCA, $^{\circ}C$.

Обороты двигателя, определенные по формуле, не должны превышать оборотов номинального режима, равных 92,5%.

На графиках удельной дальности для номинального режима показана разбивка оборотов для условий $MCA + 10^{\circ}C$ и $MCA \pm 20^{\circ}C$. Графики удельной дальности имеют в виду полет при всех работающих двигателях. В случае полета на двух или одном двигателе удельные дальности, снятые с графиком, следует изменять согласно рис. 5.5-22 - 5.5-32а.

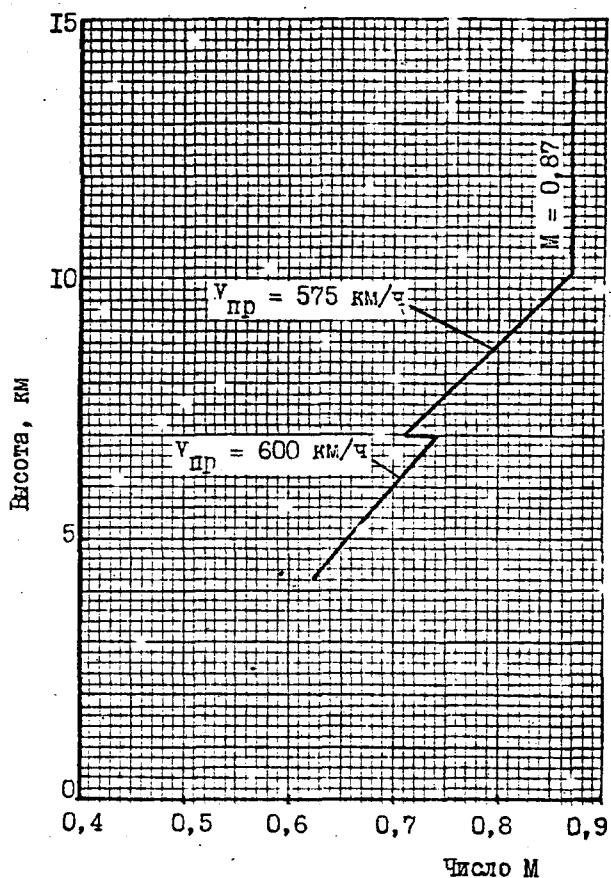
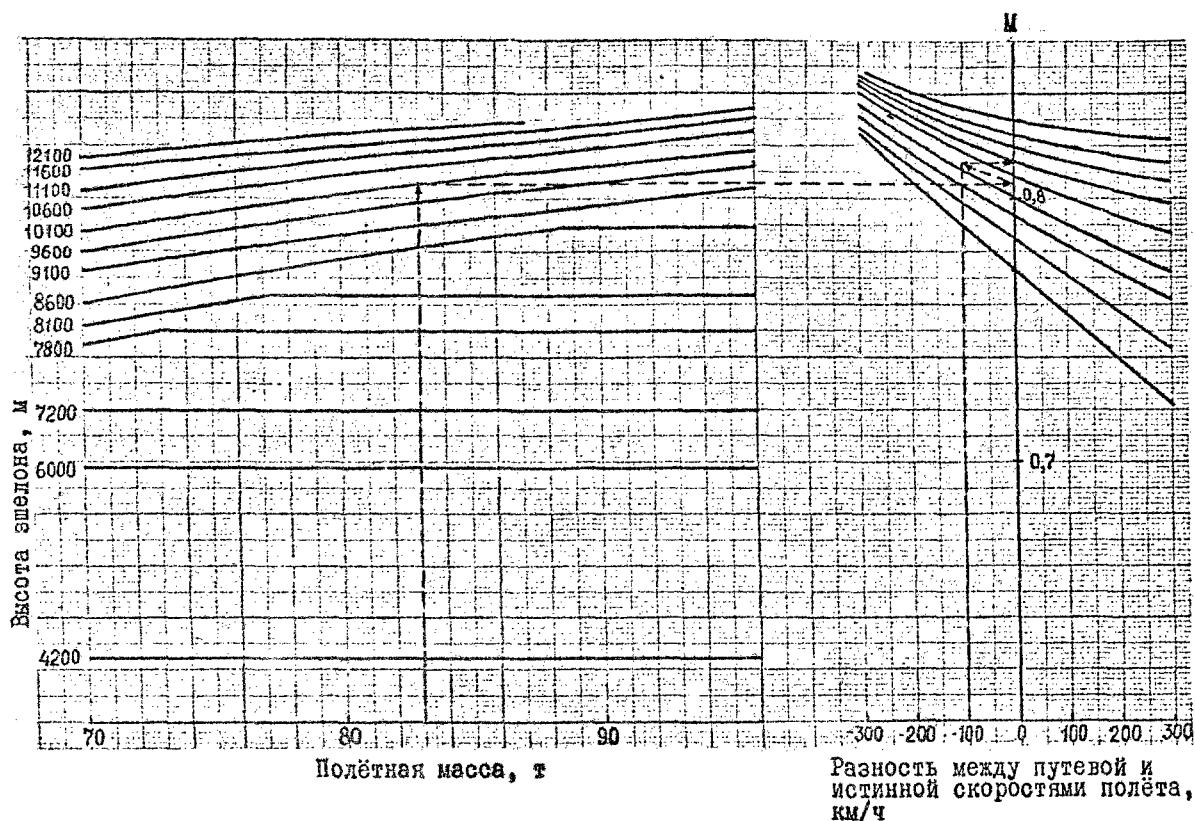
Руководство по летной эксплуатации

Рис. 5.5-20. Числа М, рекомендуемые для режима МКр



Пример: Дано: полётная масса 83 т, высота полёта 10100 м,
разность скоростей -100 км/ч
Ответ: $M_{д} = 0,815$.

Примечание. При учёте поправки на ветер выдерживайте ограничение по приборной скорости полёта

Рис. 5.5 - 21. Числа М, рекомендуемые для режима МД при работе трех и двух двигателей.

01.09.87

5.163



Руководство по летной эксплуатации

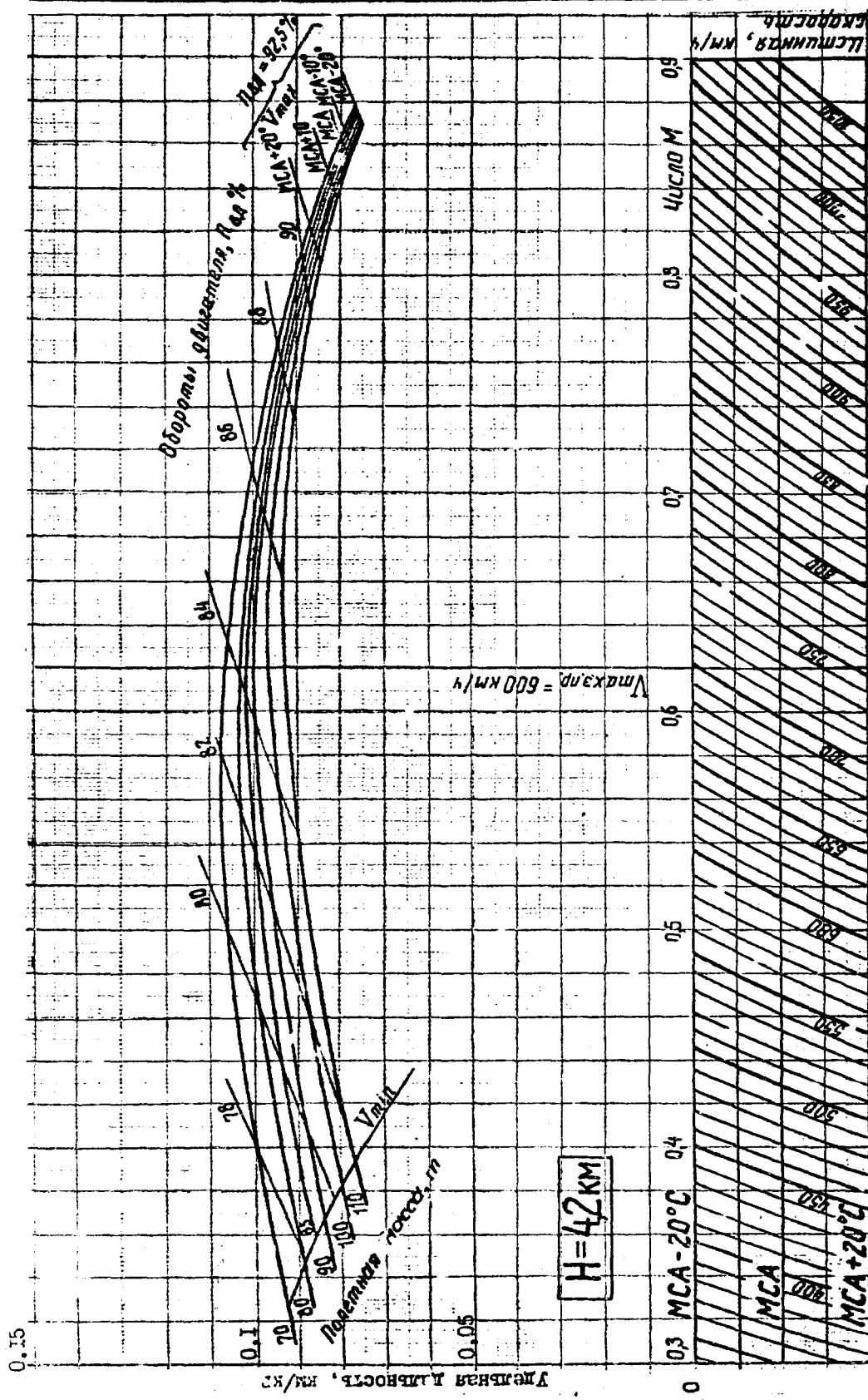
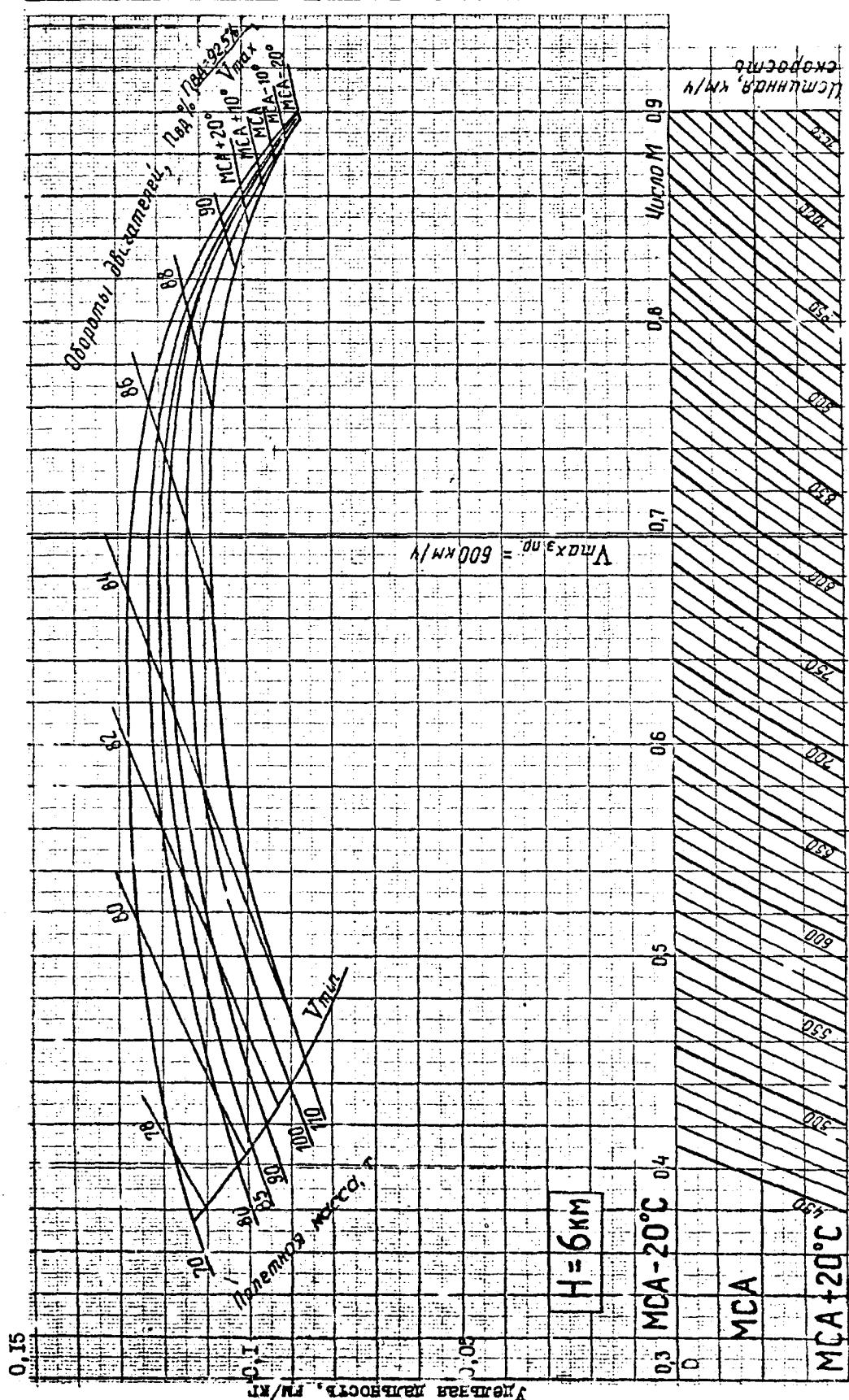


Рис. 5.5-22 Удельная дальность. 3 двигателя

- 1) При полете с одним отказавшим двигателем удельные дальности увеличивать на 5 %
- 2) При полете с двумя отказавшими двигателями удельные дальности увеличивать на 10 %

Руководство по летной эксплуатации



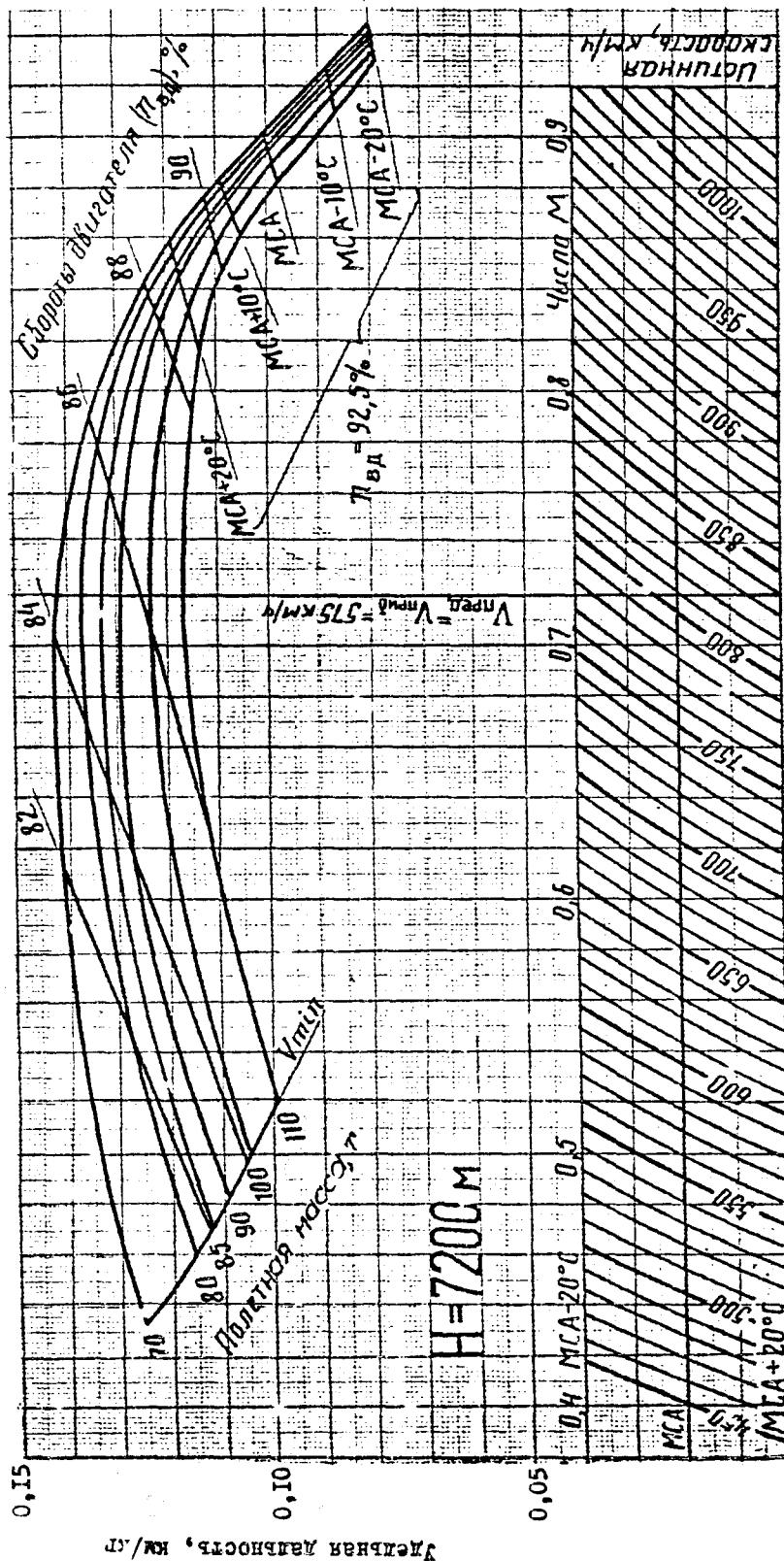
04.07.79

Рис.5.5-23. Удельная дальность. З двумя двигателями

5.165

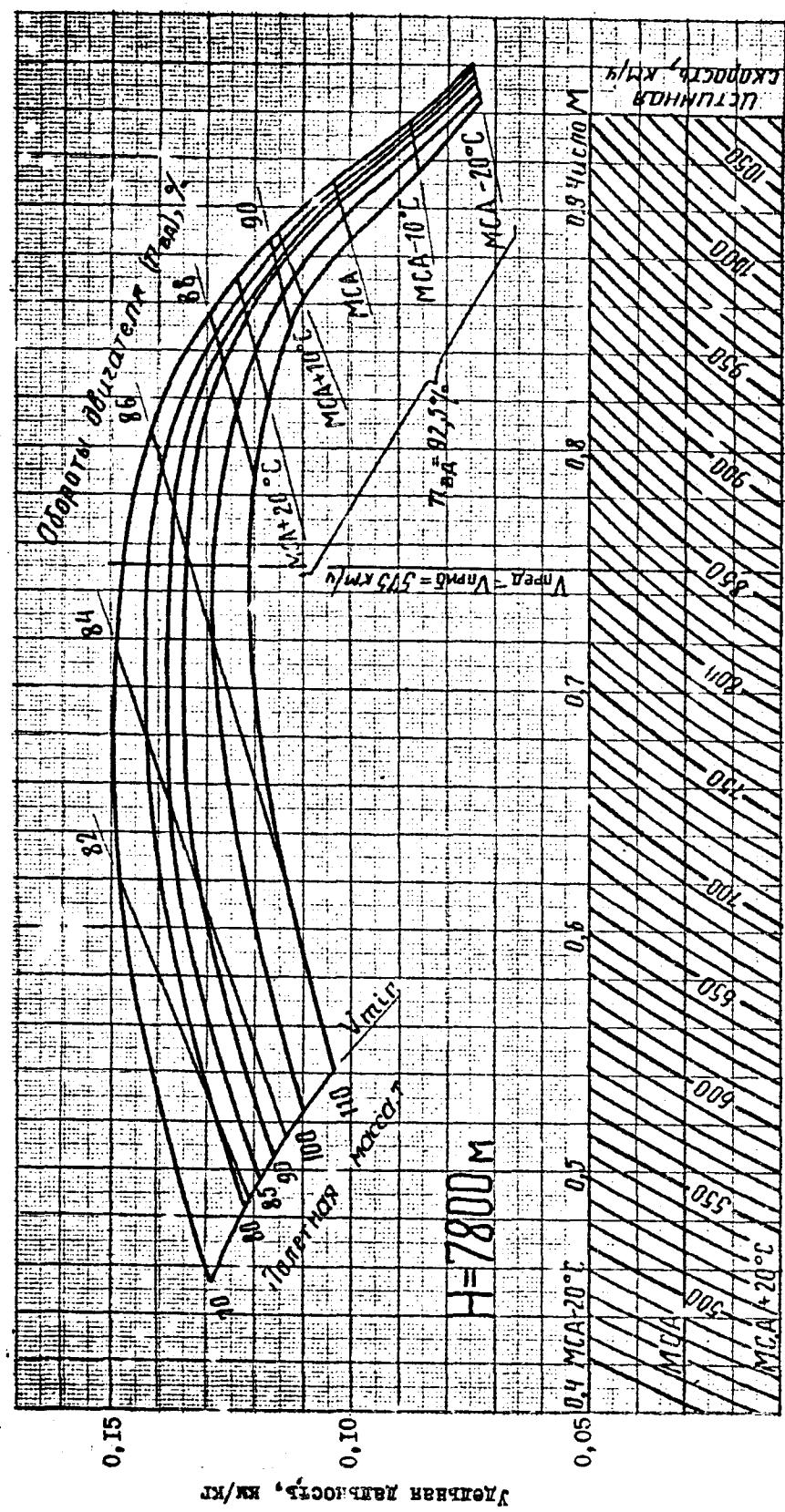
- 1) При полете с одним отказавшим двигателем удельные дальности принимать такие же, как для ЗХ двигателей
- 2) При полете с двумя отказавшими двигателями удельные дальности увеличивать на 10%

Руководство по летной эксплуатации

Рис.5.5-24 Удельная дальность
з двигателя.

1. При полете с одним отказавшим двигателем удельные дальности принимать такие же, как для 3-х двигателей
2. При полете с двумя отказавшими двигателями удельные дальности увеличивать на 10%

Руководство по летной эксплуатации



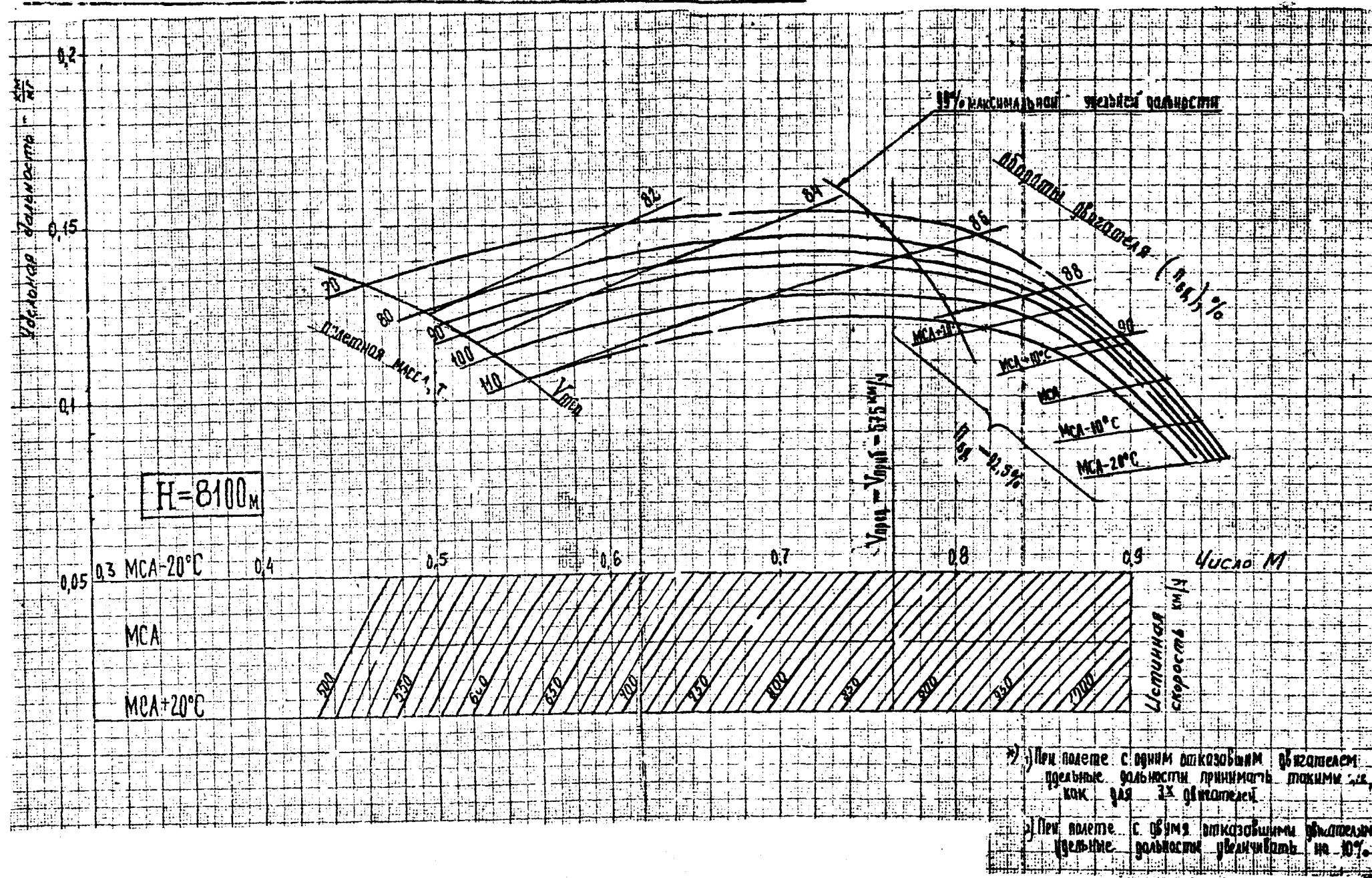


Рис. 5.5-26 Удельная дальность
3 двигателя^{х)}

Ту-154Б

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

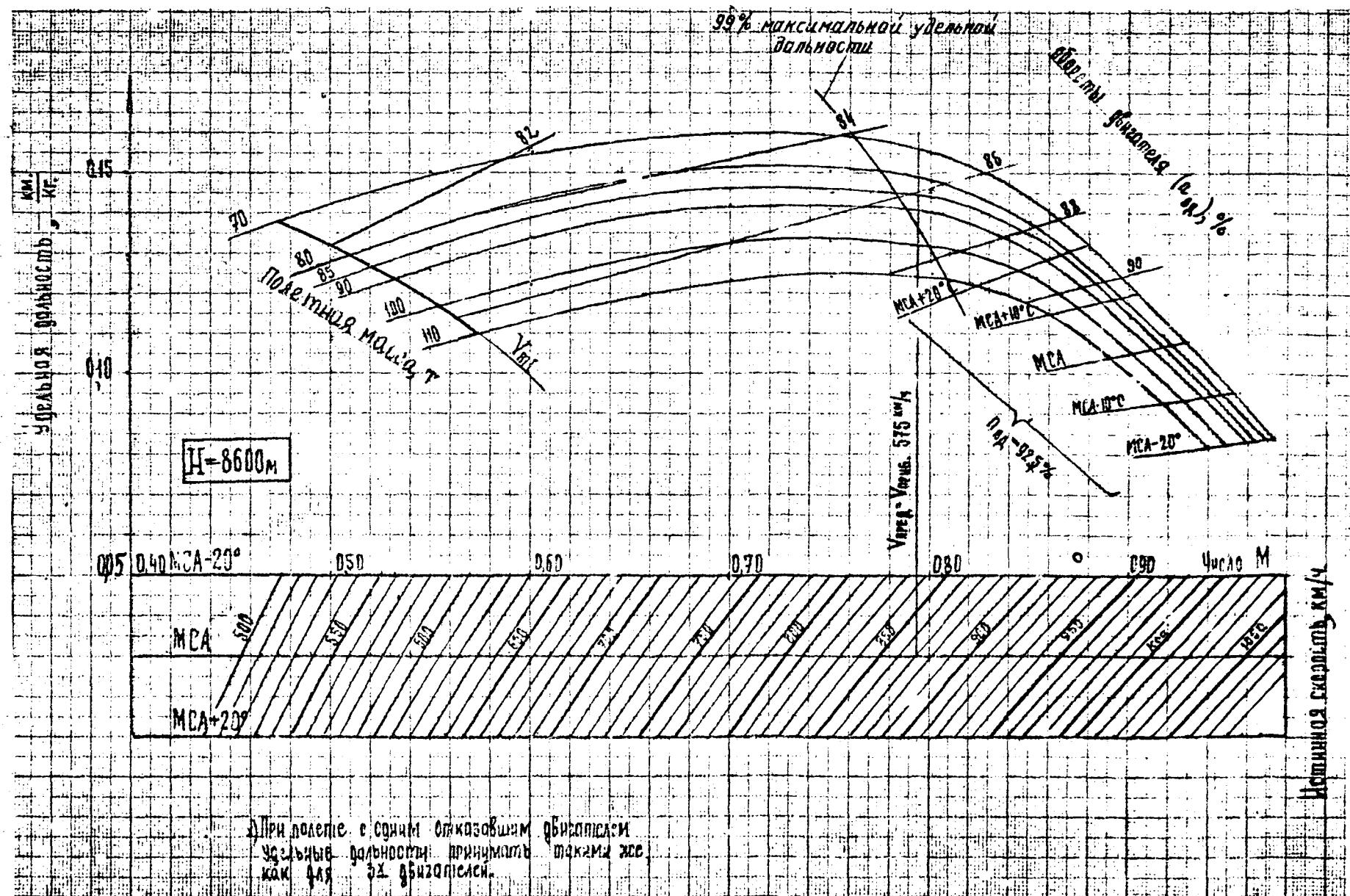
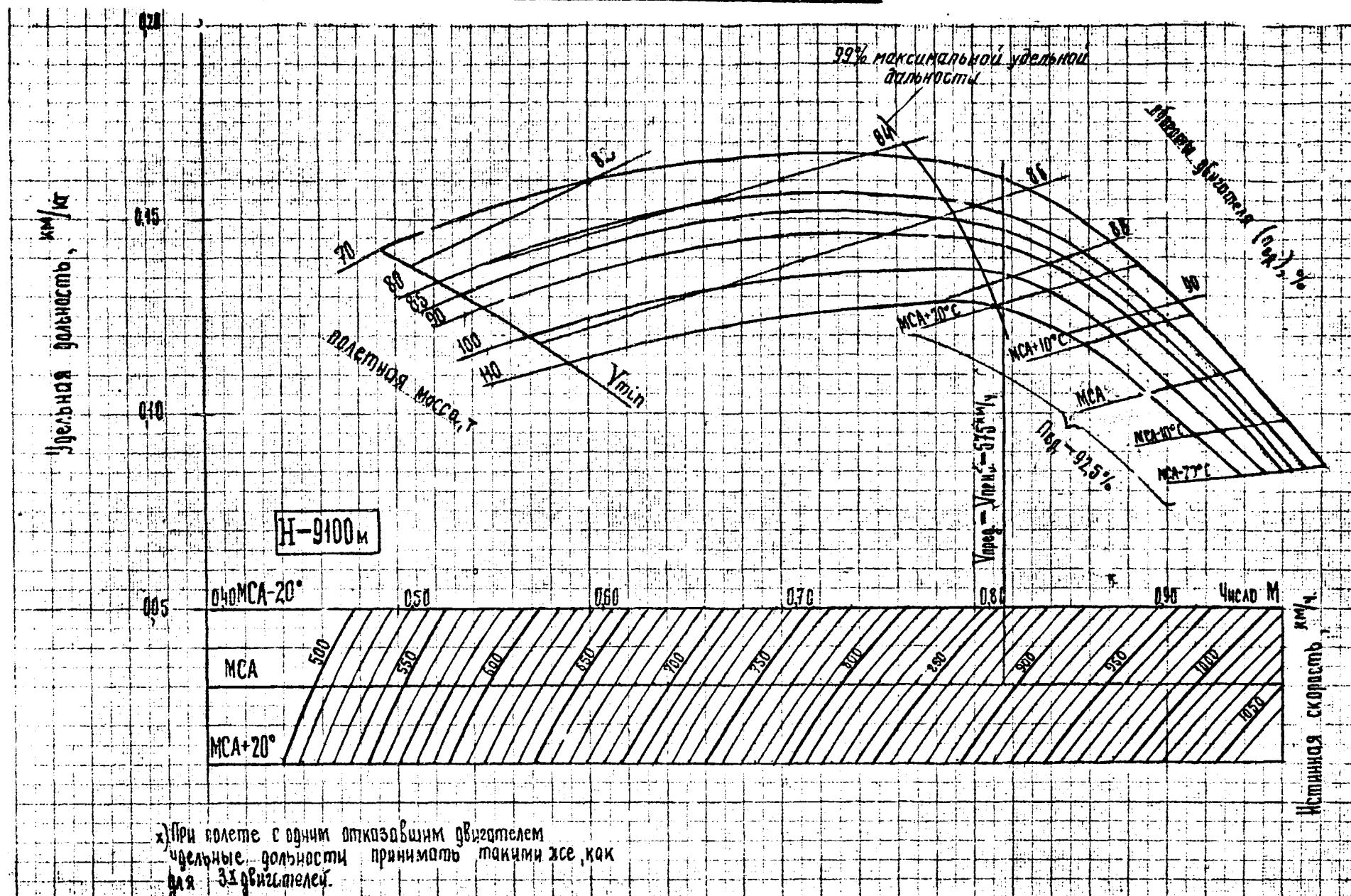


Рис.5.5-26а Удельная дальность
двигателя x)

Рис. 5.5-27 Удельная дальность
3 двигателя \times

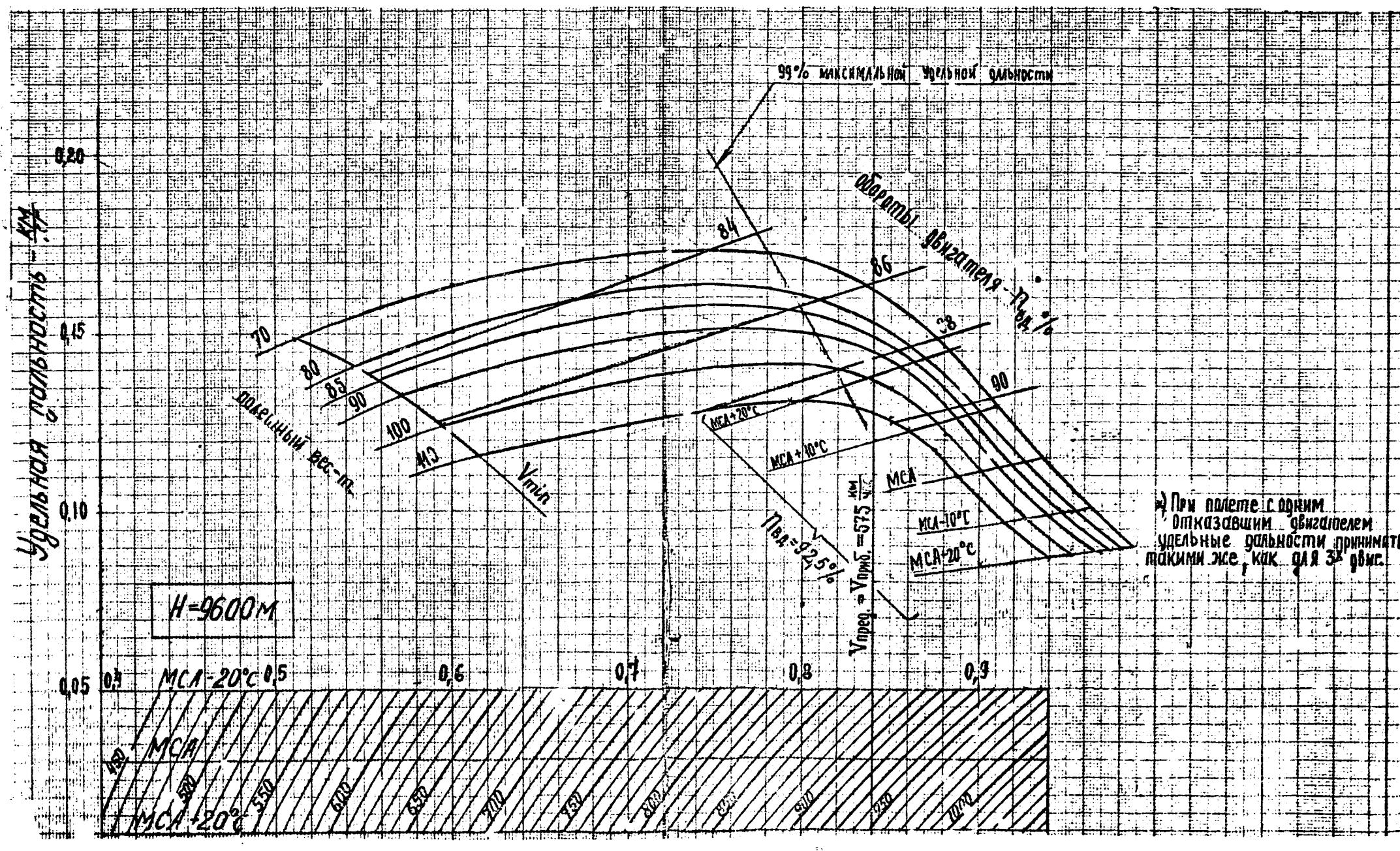


Рис. 5.5-28 Удельная дальность
з двигателя x)

Ту-154Б

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТКИЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

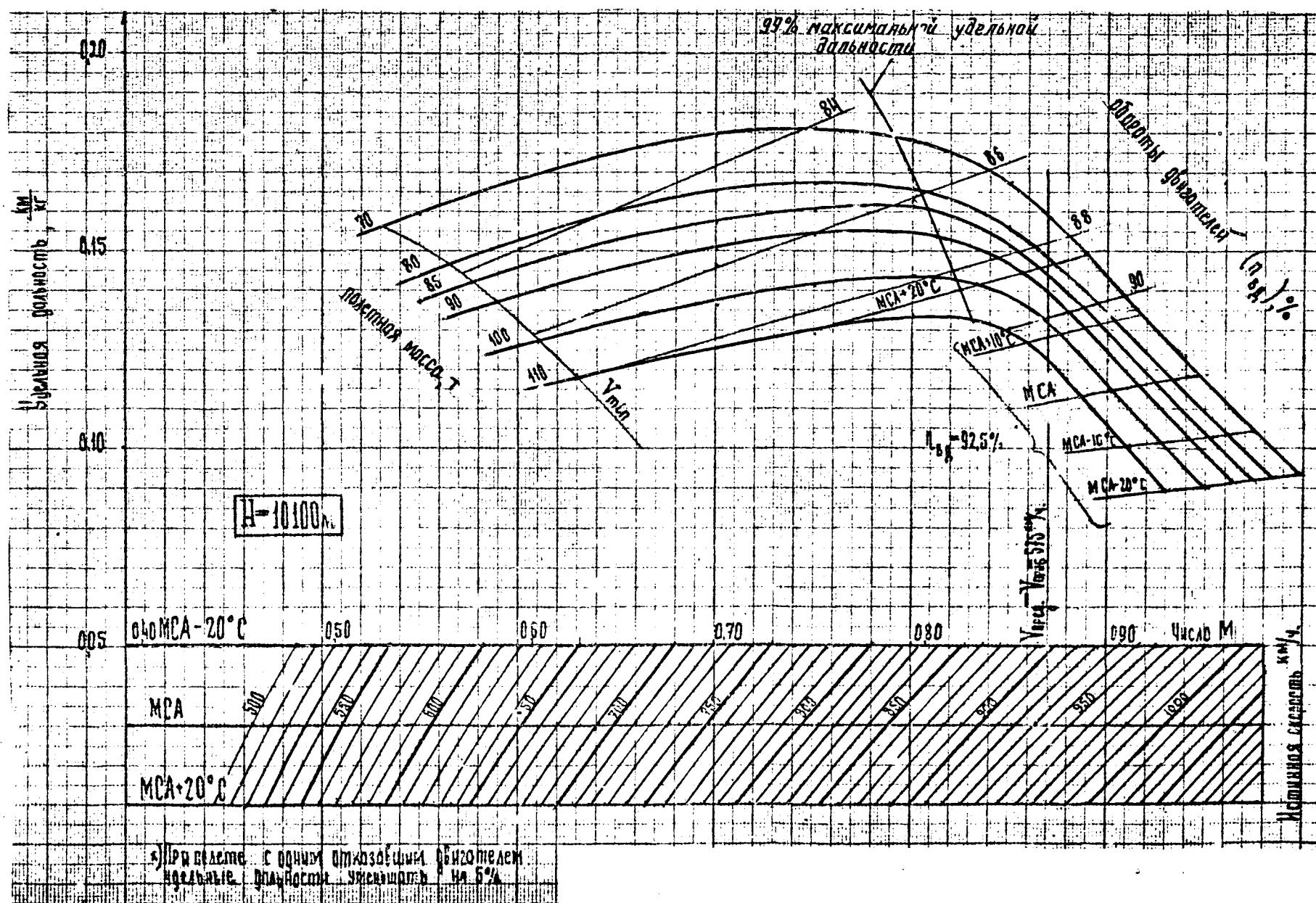


Рис. 5.5-29 Удельная дальность
3 двигателя х)

Ту-154Б

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТИЮ ЭКСПЛУАТАЦИИ

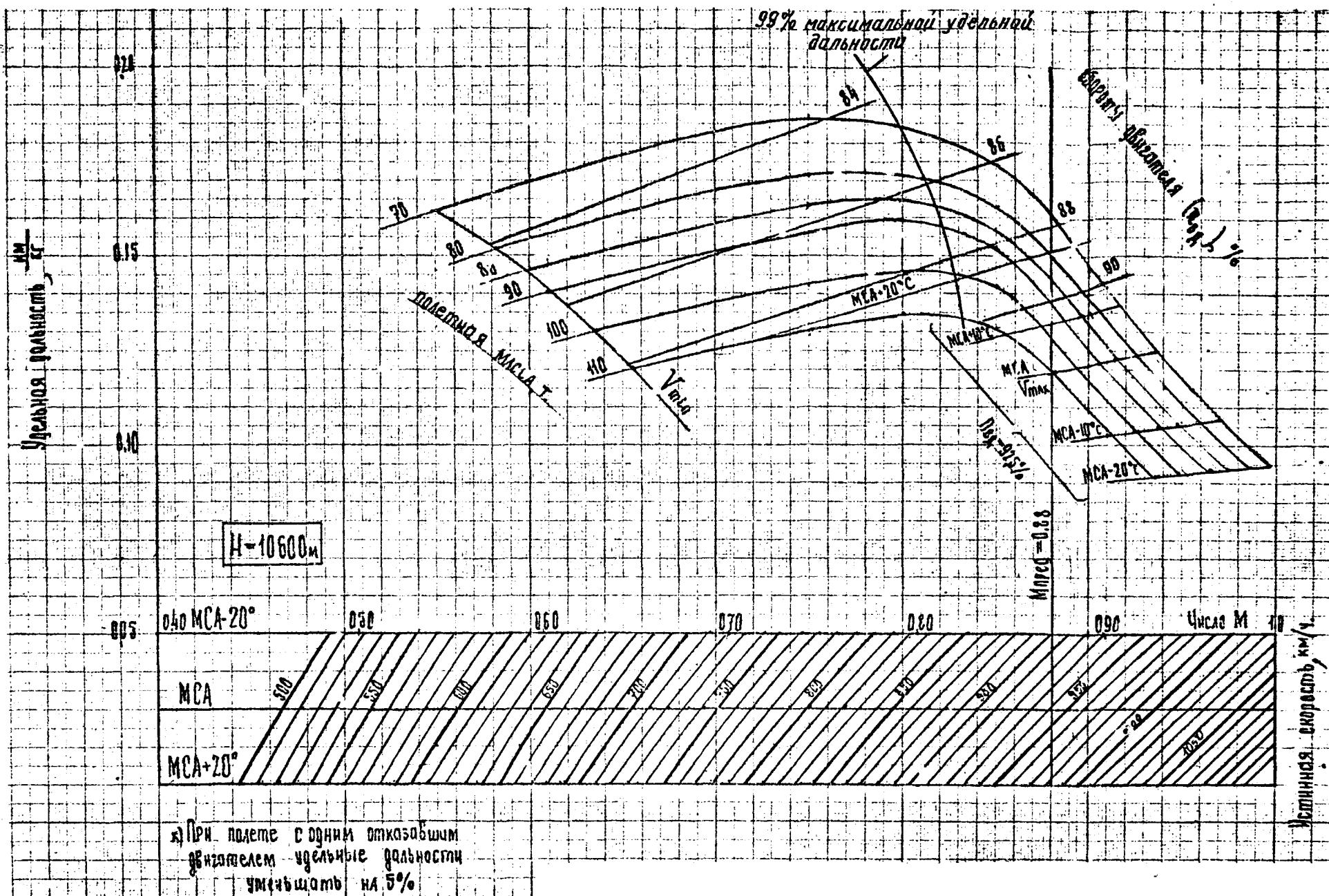


Рис. 5.5-30 Удельная дальность
3 двигателя \times)

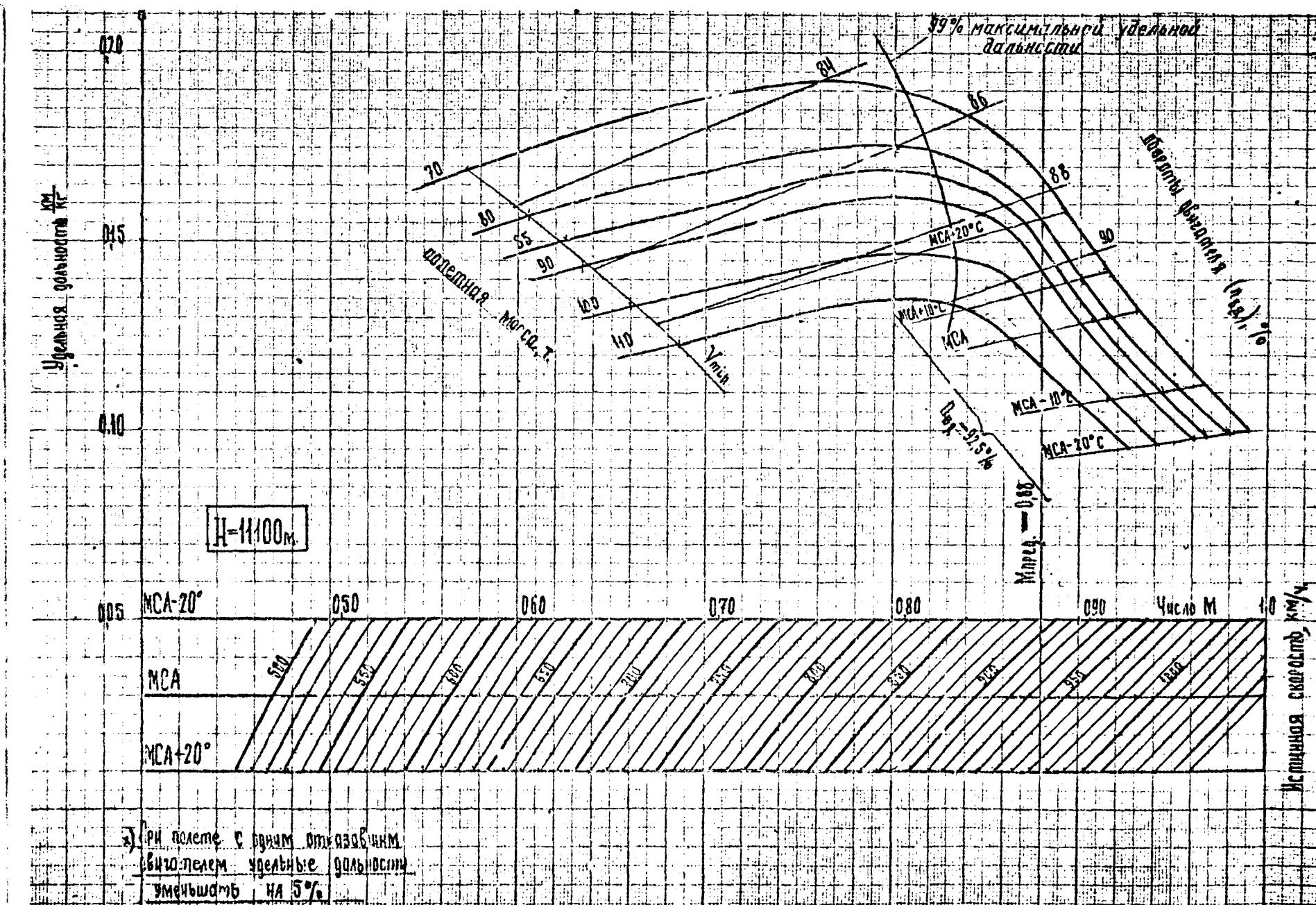


Рис. 5.5-3I Установка дальность
3 двигателя x)

Ту-154Б

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

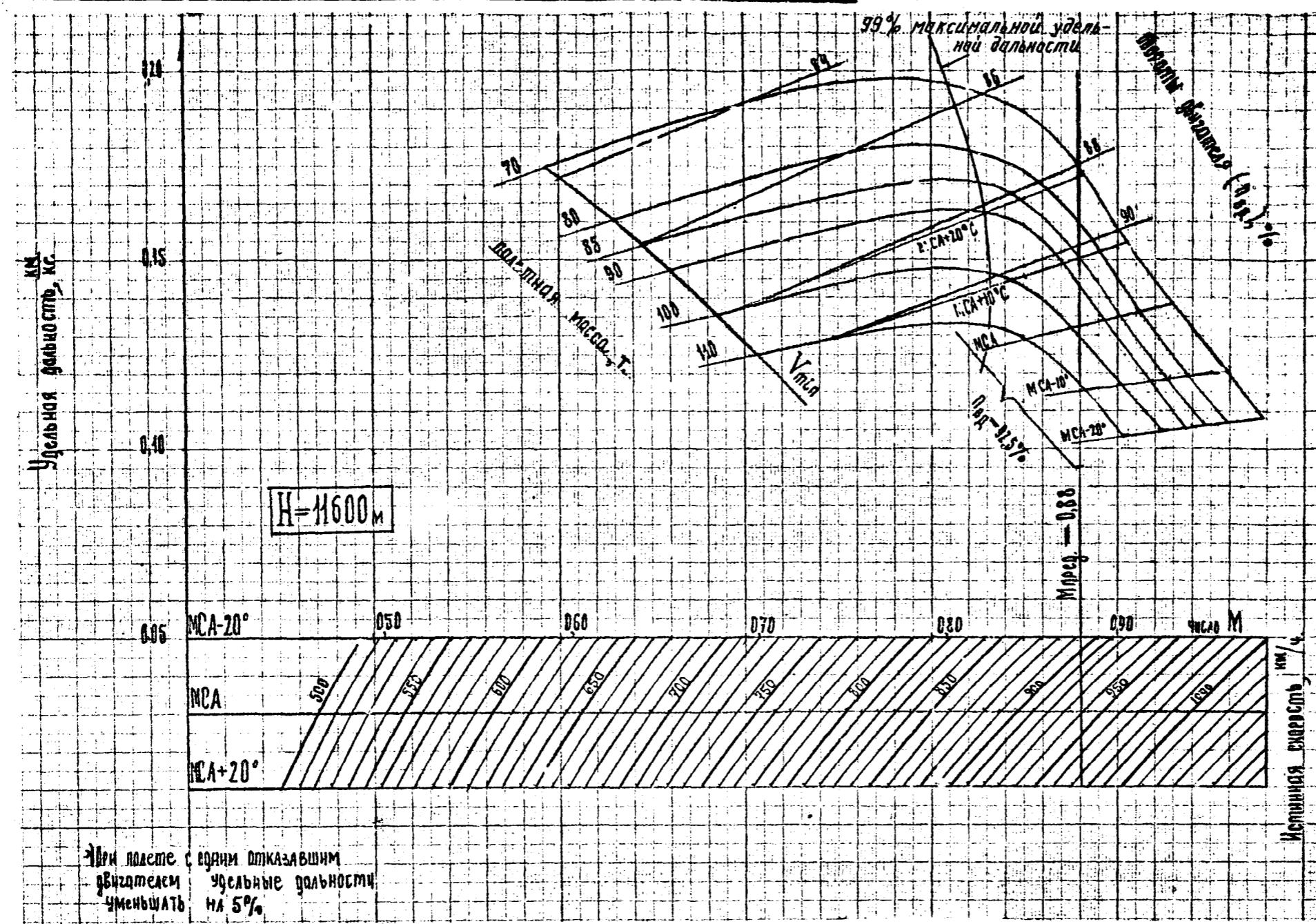


Рис. 5.5-32 Удельная дальность
3 двигателя х)

Ту-154Б

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Г

1

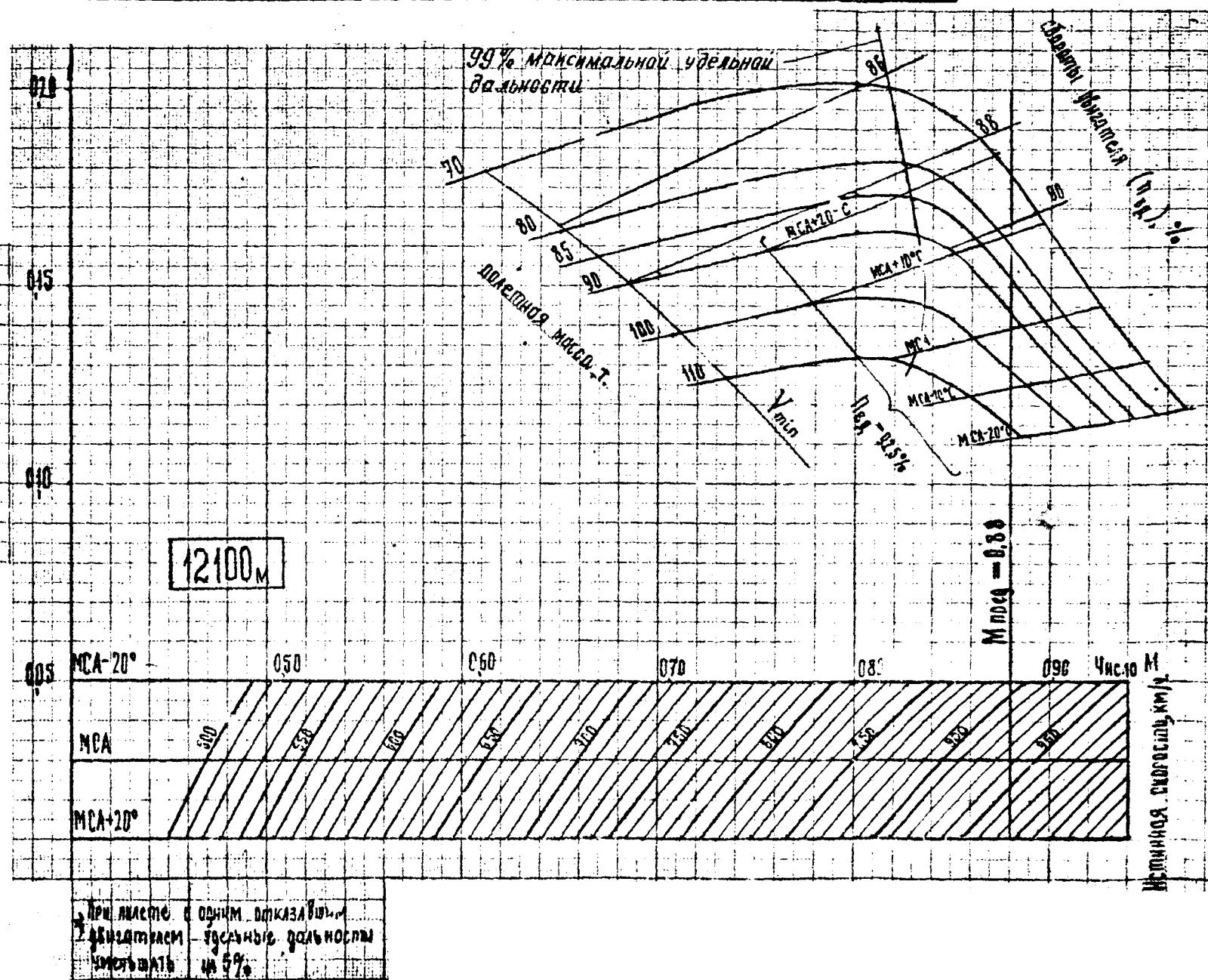


Рис. 5.5-32а Удельная дальность
3 двигателя^х)

5.5.2.1. Аэронавигационный запас топлива (АНЗ)

АНЗ топлива рассчитывается как сумма масс:

- топлива, потребного для полета с ВПР аэродрома назначения на запасной аэродром,
- топлива, потребного для полета в зоне ожидания запасного аэродрома (тридцать минут на высоте круга),
- компенсационного запаса топлива – это массы топлива, необходимой 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 дополнительного количества топлива, необходимого для компенсации методических погрешностей расчета потребного на полет запаса топлива.

Номограмма, рис. 5.5-32а "Масса аэронавигационного запаса топлива и время полета на запасной аэродром", позволяет определить в условиях МСА массу топлива и время полета на запасной аэродром в зависимости от удаления запасного аэродрома от аэродрома назначения, прогноза ветра, высоты полета и посадочной массы самолета на аэродроме назначения и массу топлива, необходимую для полета в зоне ожидания запасного аэродрома на высоте 400 – 600 м со скоростью $V_{\text{c max}}$

К определенной по номограмме величине АНЗ необходимо добавить компенсационный запас топлива.

Для обеспечения эквивалентного уровня летной годности воздушных судов, имеющих (согласно записи в разделе "Индивидуальные особенности" формуляра самолета) уменьшение удельной дальности полета, рекомендуется увеличивать 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 6 % ПРИ ПОЛЕТАХ В УСЛОВИЯХ ПРОГНОЗИРУЕМОГО ИЛИ ФАКТИЧЕСКОГО ОБЛЕДЕНЕНИЯ.
 2. ЕСЛИ ПО ПРАВИЛАМ ПОЛЕТА В ЗОНЕ ЗАПАСНОГО АЭРОДРОМА УСЛОВИЯ ОЖИДАНИЯ ОТЛИЧАЮТСЯ ОТ УКАЗАННЫХ В НОМОГРАММЕ РИС. 5.5-32а, ТО ПОТРЕБНОЕ ТОПЛИВО И СКОРОСТЬ ПОЛЕТА ОПРЕДЕЛЯЙТЕ ПО РАЗДЕЛУ 5.5.4 "ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОЛЕТА".
 3. ВО ВСЕХ СЛУЧАЯХ РАСЧЕТА ВЕЛИЧИНА АЭРОНАВИГАЦИОННОГО ЗАПАСА ТОПЛИВА ДОЛЖНА БЫТЬ НЕ МЕНЕЕ 6000 кг С УЧЕТОМ РЕКОМЕНДОВАННЫХ КОМПЕНСАЦИОННЫХ ЗАПАСОВ.



ВРЕМЕННОЕ ИЗМЕНЕНИЕ № 6

По вопросу:

Эксплуатация самолёта с незадействованной ПОС
предкрылок ОЧК.

Содержание изменения: Стр. 5.170.9/5.170.10 (30.03.84) ,рис.5.5-32а,
текст последних двух строчек "ВНИМАНИЕ !"
изъять.

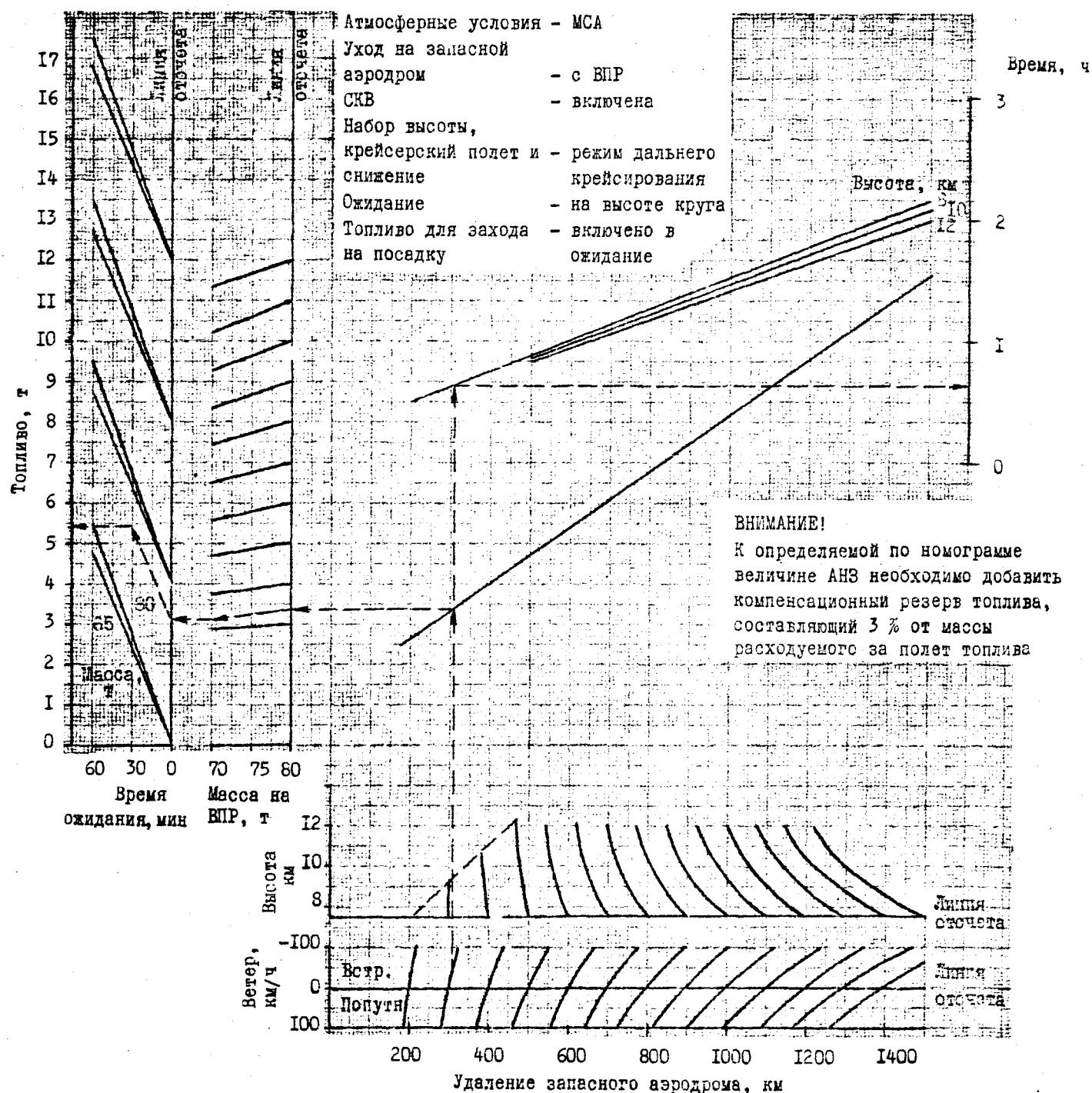
Место вложения:

Вложить лицевой стороной к стр.5.170.9/5.170.10.

РЛЭ ТУ-154Б
кн.1

Временное Изменение № 6
стр.4 из 4
Декабрь 26/94г.

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ



Масса аэронавигационного запаса топлива и время полета на запасной аэродром.

Рис. 5.5 - 32 а

50.03.84

5.170.9 / 5.170.10

Руководство по летной эксплуатации

5.5.3. Характеристики снижения

Нормальное снижение производится при работе двигателей на режиме малого газа.

В зависимости от режима крейсерского полета (МКр или МД) снижение производится на разных скоростях.

a) Режим крейсерского полета МКр

Высота, м	>9750	9750+450
Скорость по прибору, IAS , км/ч	-	575
Число M	0,85	-

Снижение производится с оптимальной программой выпуска интерцепторов:

Высота, м	>7000	7000+3000	3000+450
Угол отклонения средних интерцепторов, град.	0	45	0

b) Режим крейсерского полета МД

Высота, м	>10750	10750+450
Скорость по прибору, IAS , км/ч	-	500
Число M	0,9	-

Снижение производится с полностью убранными интерцепторами.

Графики скоростей снижения, см.рис. 5.5-33,
5.5-35

Дальность, расход топлива и время снижения с крейсерской высоты показаны на графиках рис. 5.5-34 и
5.5-36.

ПРИМЕЧАНИЕ. При ограничении службой УВД скоростей снижения на высотах ниже 3000 м до $V_{пр} \leq 500$ км/ч на $H = 3000+1200$ м и $V_{пр} \leq 450$ км/ч на $H=1200+450$ м в среднем увеличивается расход топлива, дальность и время снижения соответственно на 125 кг, 20 км и 2,5 мин для режимов МКр и МД.

Руководство по летной эксплуатации

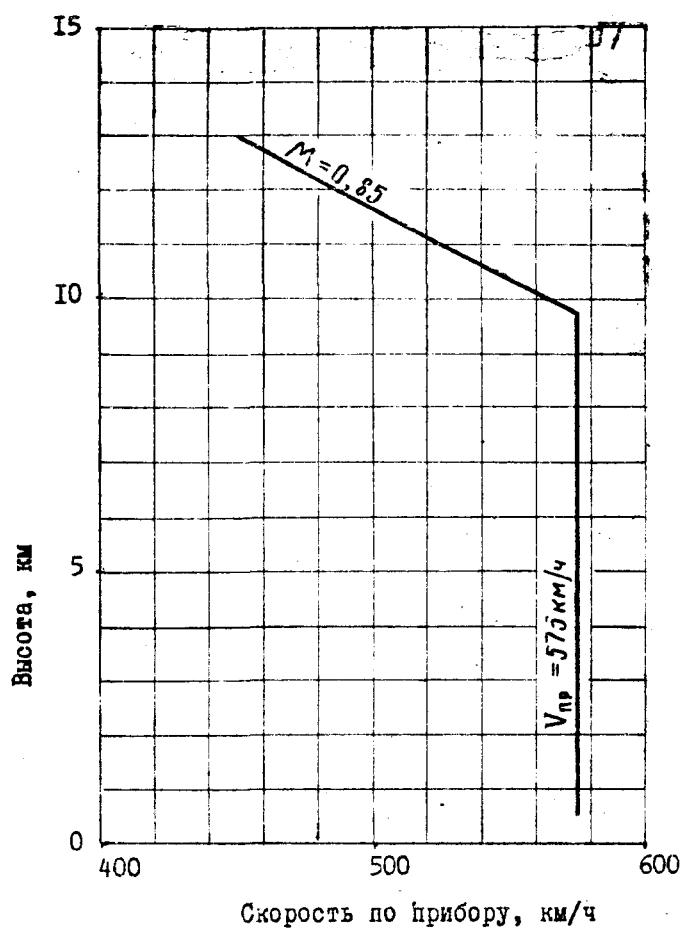
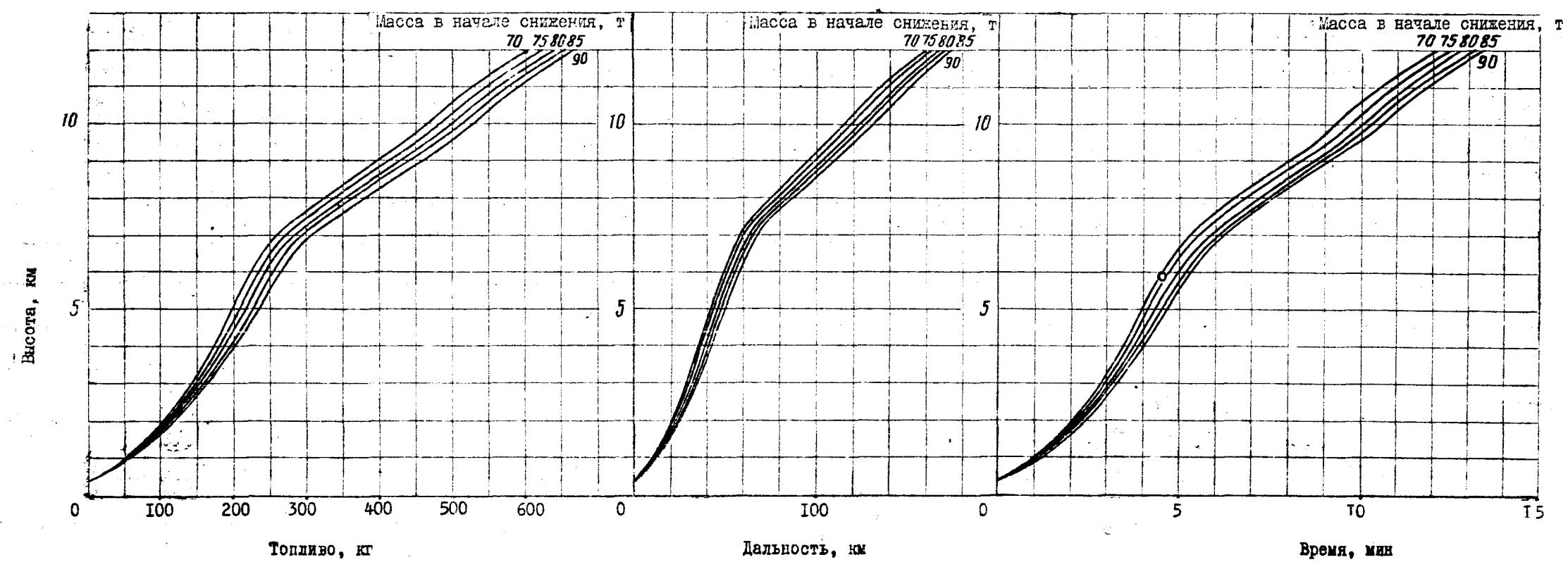


Рис.5.5-33. Скорость снижения

Режим МКр
3 двигателя
малый газ



Стандартные условия (МСА)

Все двигатели - работают

Режим работы двигателей - малый газ

Интерцепторы отклонены: $H > 7 \text{ км}$ $\delta_{инт} = 0^\circ$; $H = 7 \div 3 \text{ км}$ $\delta_{инт} = 45^\circ$; $H = 3 \div 0,45 \text{ км}$ $\delta_{инт} = 0^\circ$

Шасси убрано

Отбор воздуха на наддув кабины - включен

Высота, м	9750-450	> 9750
-----------	----------	--------

Скорость по прибору IAS, км/ч	575	-
-------------------------------	-----	---

Число M	-	0,85
---------	---	------

Рис. 5.5-34. Топливо, дальности и время при снижении
Режим М.р

Руководство по летной эксплуатации

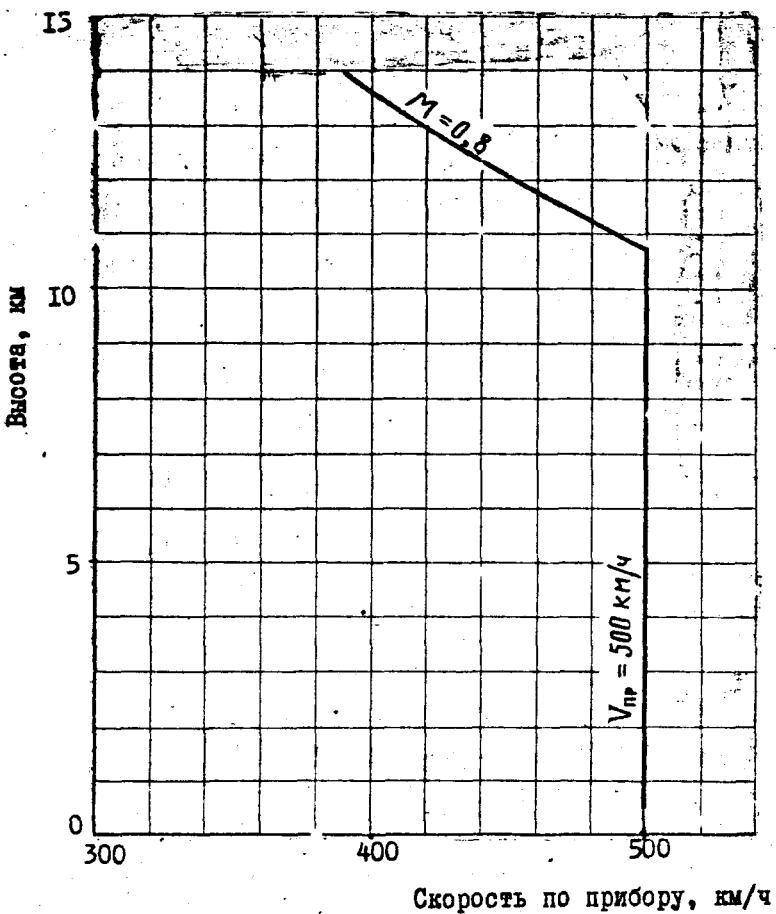


Рис.5.5-35. Скорость снижения

Режим МД

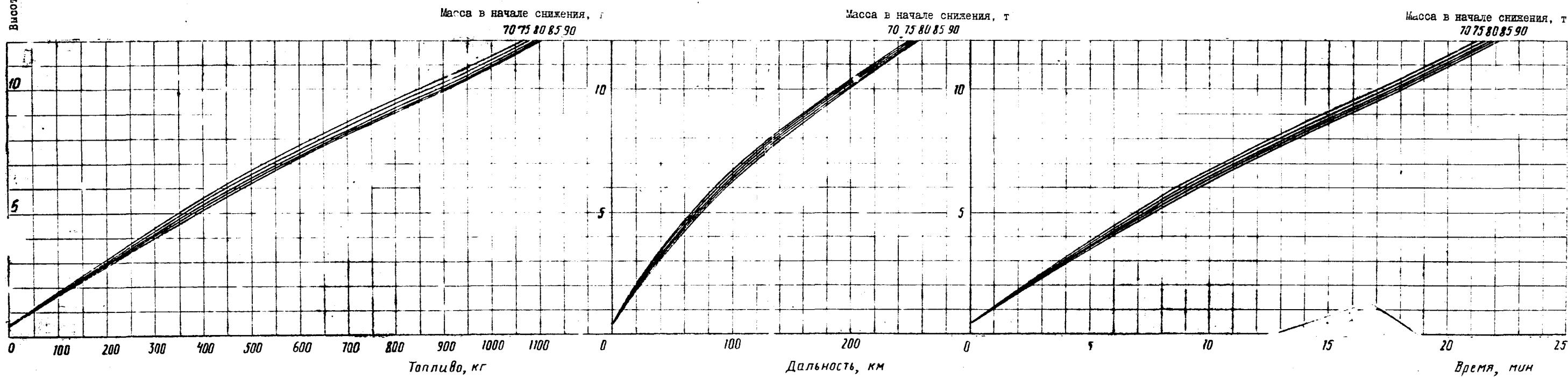
3 двигателя

малый газ

04.07.79

5.I74.1/5.I74.2

Высота, км



Все двигатели - работают

Режим работы двигателей - малый газ

Интерцепторы не отклонены $\delta_{\text{инт}} = 0^\circ$

Шасси - убрано

Отбор воздуха на наддув кабины - включен

Высота, км	10750±450	> 10750
Скорость по прибору, IAS, км/ч	500	-
Число M	-	0,8

Рис.5.5-30. Топливо, дальность и время при снижении

Режим ИД

Руководство по летной эксплуатации

5.5.4. Характеристики самолета

Ожидание может выполняться в диапазоне разрешенных скоростей. При выборе скорости ожидания следует учитывать, что наименьший часовой расход топлива соответствует скорости $V_{K \max}$.

Величина часового расхода топлива и значение приборной скорости, соответствующей режиму $V_{K \max}$, в зависимости от полетной массы самолета и высоты полета определяются по графику, см. рис. 5.5-37.

Если скорость полета отличается от $V_{K \max}$, то с помощью поправочной сетки определяется фактический режим полета в диапазоне скоростей от $V_{K \max}$ до 1,2 $V_{K \max}$ и соответствующий ему часовой расход топлива.

При отличии температуры наружного воздуха от МСА величина часового расхода топлива уточняется с помощью поправочной сетки по температуре.

В случае полета с одним или двумя отказавшими двигателями часовые расходы топлива, определенные по указанному графику, следует изменить в соответствии с приведенными на нем указаниями.

Пример пользования графиком показан пунктирной линией со стрелками.

Ty-154

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

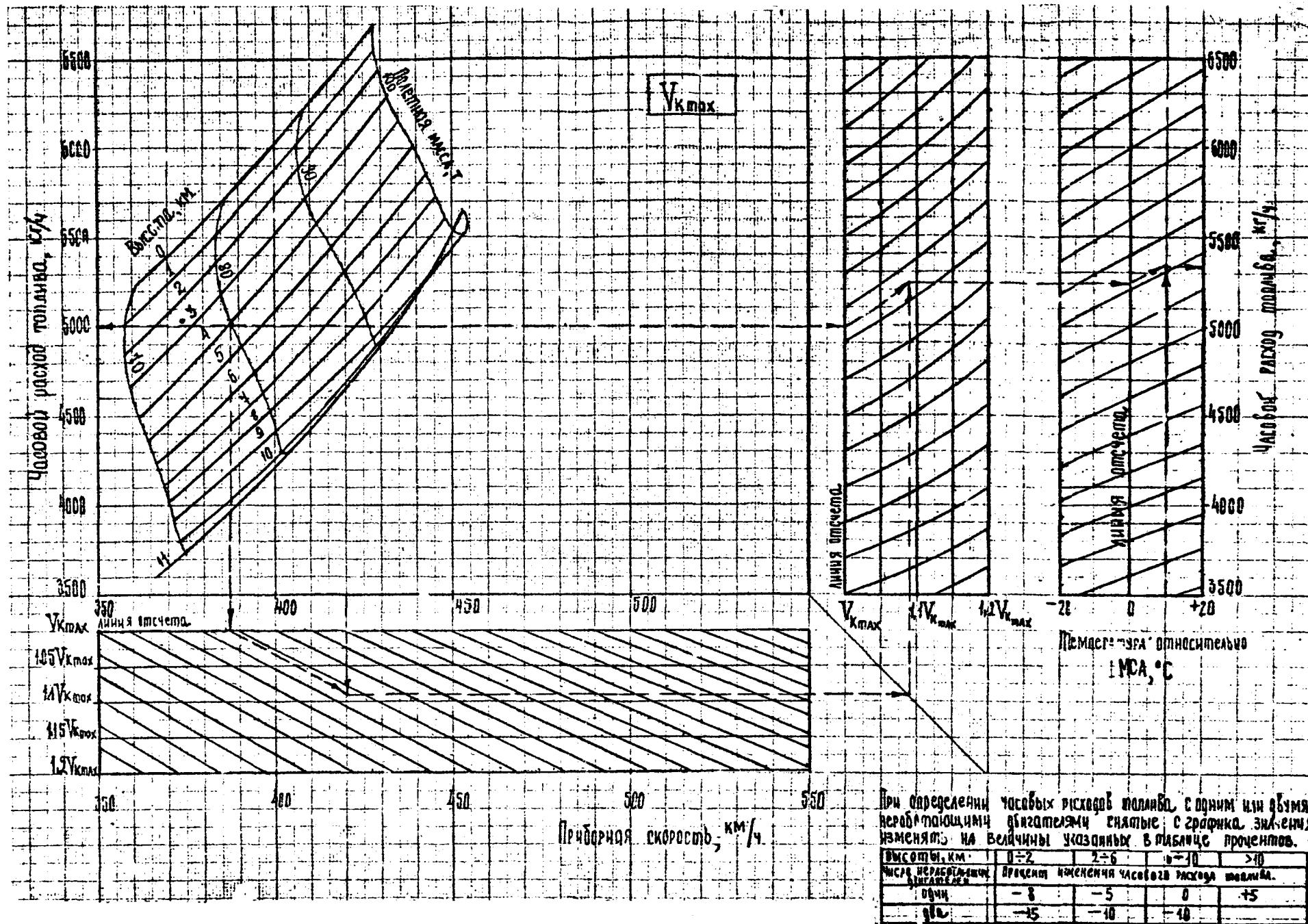


Рис. 5.5-37 Часовой расход топлива при ожидании
Все двигатели - работают
Закрышки - убранны

21.01.84

5.I78 /5.I8.

5.5.5. РЕЙСОВОЕ ТОПЛИВО И РЕЙСОВОЕ ВРЕМЯ

В зависимости от выбранного режима полета количество рейсового топлива определяется по следующим таблицам и графикам:

- для режима МКр - по номограммам, рис. 5.5-42 - 5.5-43;
- для режима МД - по номограммам, рис. 5.5-42 - 5.5-43 или по таблице 5.5.5- I.

Номограммы, рис. 5.5-42 - 5.5-43, позволяют выбрать режим полета и определить рейсовое топливо и рейсовое время в зависимости от протяженности маршрута полета, коммерческой нагрузки и заданной высоты полета, а кроме того уточнить величину коммерческой нагрузки, взлетную и посадочную массу самолета. Номограмма имеет поправочные сетки, позволяющие оценивать влияние продольной составляющей ветра и режима полета по приборной скорости или числу M крейсерского полета. Скорость или число M полета в режимах МКр и МД для расчета рейсового топлива определяются в зависимости от средней полетной массы по графикам рис. 5.5-20, 5.5-21, а для режима МД еще и по таблице 5.5.2-2.

Номограмма рис. 5.5-43 может быть использована как для полета на эшелоне $H = 11,6$ км, так и для полета на эшелонах $H = 11,1 - 12,1$ км при смене эшелона при достижении допустимой массы.

Величина аэронавигационного запаса топлива принимается в соответствии с 5.5.2.1. В номограммах рейсового топлива и рейсовых времени производятся поправки на эквивалентный ветер, величину которого определяйте по формуле:

$$I_{\text{э}} = I \cdot \cos UV, \text{ где}$$

$I_{\text{э}}$ - скорость эквивалентного ветра,

I - скорость ветра

UV - угол ветра

Скорость и направление ветра берите из прогноза ветра по высотам.

В рейсовое топливо включено:

топливо на набор высоты (включает 600 кг топлива на взлет и разгон),

горизонтальный полет, снижение,

топливо для захода на посадку, посадки и руления - 700 кг.

В рейсовые время включено:

время на набор высоты (включает время на взлет и разгон - 0,033 часа),

горизонтальный полет,

снижение,

время на заход и посадку,

посадку и руление - 0,167 часа.

Пример пользования номограммами рейсового топлива, см. п. 5.5.6.

"Заправка самолета топливом".



Ту-154 Б

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Таблица 5.5.5-1

Определение количества топлива, расходуемого в полете, по штатовой дальности, высоте полета и поправке на ветер

S, km	H = 9,6 km		H = 10,1 km		H = 10,6 km		H = 11,1 km		H = 11,6 km		H = 12,1 km	
	m тп,	±Δm тп,	m тп,	±Δm тп,	m тп,	±Δm тп,	m тп,	±Δm тп,	m тп,	±Δm тп,	m тп,	±Δm тп,
	t	t	t	t	t	t	t	t	t	t	t	t
500	5,50	0,10	5,5	0,10	5,5	0,10	5,50	0,10	5,45	0,05	5,40	0,05
1000	9,0	0,20	8,6	0,15	8,40	0,15	8,40	0,15	8,40	0,15	8,40	0,15
1500	12,20	0,35	11,80	0,30	11,60	0,30	11,40	0,30	11,20	0,30	11,25	0,30
1600	12,90	0,40	12,50	0,35	12,30	0,30	12,10	0,30	11,90	0,30	11,90	0,30
1700	13,55	0,40	13,15	0,40	12,90	0,35	12,70	0,35	12,50	0,35	12,50	0,35
1800	14,0	0,45	13,75	0,40	13,50	0,40	13,35	0,40	13,10	0,40	13,10	0,40
1900	14,85	0,50	14,45	0,45	14,25	0,40	14,0	0,40	13,70	0,40	13,70	0,40
2000	15,5	0,50	15,15	0,45	15,0	0,40	14,65	0,45	14,40	0,45	14,40	0,45
2100	16,2	0,55	15,75	0,50	15,60	0,45	15,30	0,45	15,0	0,45	15,0	0,45
2200	16,85	0,55	16,45	0,50	16,25	0,50	16,0	0,50	15,70	0,50	15,70	0,50
2300	17,50	0,60	17,10	0,55	16,90	0,50	16,70	0,50	16,40	0,50	16,40	0,50
2400	18,20	0,60	17,80	0,55	17,60	0,55	17,40	0,55	17,10	0,55	17,10	0,55
2500	18,85	0,65	18,45	0,60	18,25	0,55	18,10	0,55	17,75	0,55	17,75	0,55
2600	19,50	0,65	19,10	0,60	18,90	0,50	18,70	0,55	18,45	0,55	18,45	0,55
2700	20,0	0,70	19,75	0,60	19,55	0,60	19,30	0,60	19,10	0,60	19,10	0,60
2800	20,85	0,70	20,40	0,65	20,20	0,60	20,0	0,60	19,80	0,60	19,80	0,60
2900	21,5	0,70	21,0	0,75	20,80	0,70	20,60	0,75	20,50	0,75	20,4	0,75
3000	22,1	0,75	21,60	0,75	21,40	0,75	21,20	0,75	21,0	0,75	21,0	0,75
3100	22,75	0,75	22,25	0,70	22,0	0,75	21,80	0,75	21,5	0,75	21,5	0,75
3200	23,35	0,75	22,80	0,70	22,55	0,75	22,40	0,75	22,0	0,75	22,0	0,75
3300	24,0	0,75	23,45	0,70	23,25	0,70	23,0	0,70	22,80	0,70	22,80	0,70
3400	24,55	0,75	24,0	0,70	23,80	0,70	23,55	0,70	23,35	0,70	23,35	0,70
3500	25,10	0,80	24,60	0,75	24,40	0,70	24,10	0,70	23,85	0,70	23,85	0,70
3600	25,70	0,80	25,15	0,75	24,90	0,70	24,65	0,70	24,20	0,70	24,20	0,70

Ту-154Б

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Продолжение табл. 5.5.5-I

S, км	m_{tr} , т	H = 9,6 км		H = 10,1 км		H = 10,6 км		H = II, I км		H = II, 6 км	
		$\pm \Delta m_{tr}$ / m_{tr}	m_{tr}								
3700	26,30	0,80	25,70	0,75	25,50	0,70	25,20	0,70	24,70	0,70	0,70
3800	26,80	0,80	26,25	0,75	26,0	0,70	25,70	0,70	25,20	0,70	0,70
3900	27,40	0,80	26,80	0,75	26,60	0,70	26,25	0,70	25,70	0,70	0,70
4000	28,0	0,80	27,30	0,75	27,10	0,75	26,80	0,75	26,20	0,70	0,70
4100	28,5	0,85	27,90	0,75	27,65	0,75	27,30	0,75	26,70	0,70	0,70
4200	29,0	0,85	28,40	0,75	28,20	0,75	27,80	0,75	27,20	0,70	0,70
4300	29,60	0,85	29,0	0,80	28,70	0,75	28,35	0,75	27,70	0,70	0,70
4400	30,20	0,85	29,55	0,80	29,25	0,75	28,9	0,75	28,20	0,70	0,70
4500	30,80	0,85	30,10	0,80	29,75	0,75	29,40	0,75	28,75	0,70	0,70
4600	31,35	0,85	30,65	0,80	30,30	0,75	29,90	0,75	29,30	0,70	0,70
4700	31,90	0,85	31,25	0,80	30,80	0,75	30,40	0,75	29,80	0,70	0,70
4800	32,50	0,85	31,80	0,	31,30	0,80	30,80	0,80	30,30	0,75	0,75
4900	33,0	0,85	32,40	0,	31,85	0,80	31,30	0,80	30,85	0,80	0,80
5000	33,6	0,85	33,0	0,	32,40	0,80	31,80	0,80	31,40	0,80	0,75

01.09.87

Примечание. 1. Погрешка к рейсовому топливу $\pm \Delta m_{tr}$ учитывает изменение потребного рейсового топлива при эквивалентном ветре $\pm 30 \text{ км}/\text{ч}$.

2. m_{tr} - масса расходуемого в полете топлива.

3. Если используется сдвоенный маршрут полета (эшелоны II, I км - II, I км), переход на количество расходуемого горючина в полете принимается по эшелону II, 6 км. Новый эшелон выполняется в соответствии с 5.5.0.

Ту-154 Б

РУНОРДОСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Таблица 5.5.5-2

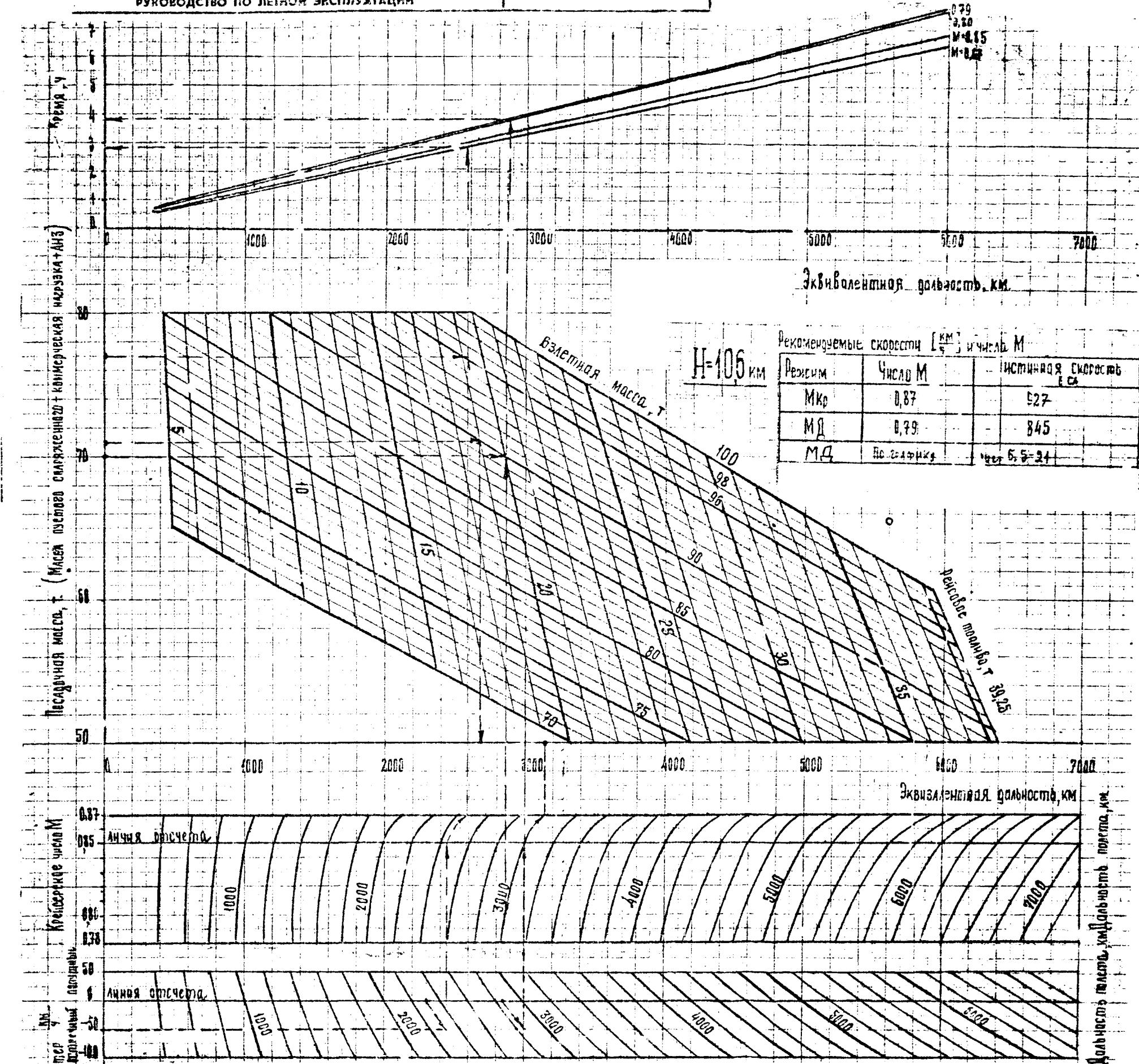
Числа М крейсерского полета (в штиль)

Масса, т	95-92	92-89	89-86	86-83	83-80	80-77	77-74	74-71
<u>Для режима МII</u>								
12100	0,835	0,830	0,830	0,830	0,825	0,820	0,820	0,820
11600	0,830	0,830	0,825	0,825	0,820	0,820	0,815	0,815
11100	0,830	0,825	0,820	0,820	0,815	0,815	0,810	0,810
10600	0,825	0,820	0,815	0,815	0,810	0,810	0,805	0,800
10100	0,820	0,810	0,810	0,810	0,805	0,800	0,800	0,790
9600	0,810	0,805	0,805	0,805	0,795	0,790	0,790	0,785
9100	0,800	0,800	0,795	0,795	0,790	0,785	0,780	0,775
86000	0,790	0,790	0,785	0,785	0,780	0,775	0,770	0,765
8100	0,765	0,765	0,765	0,765	0,765	0,765	0,760	0,755
7800	0,750	0,750	0,750	0,750	0,750	0,750	0,750	0,750
720	0,720	0,720	0,720	0,720	0,720	0,720	0,720	0,720
6000	0,700	0,700	0,700	0,700	0,700	0,700	0,700	0,700
4200	0,625	0,625	0,625	0,625	0,625	0,625	0,625	0,625

к) На высотах ≤ 8000 м в зависимости от полетного массы режим МII соответствует
максимальной эксплуатационной скорости V_{\max}

Ту-154Б

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Рис. 5.5-42 Рейсовое топливо, коммерческая нагрузка и взлетная масса
и время полета в зависимости от дальности полета

Ту-154Б

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

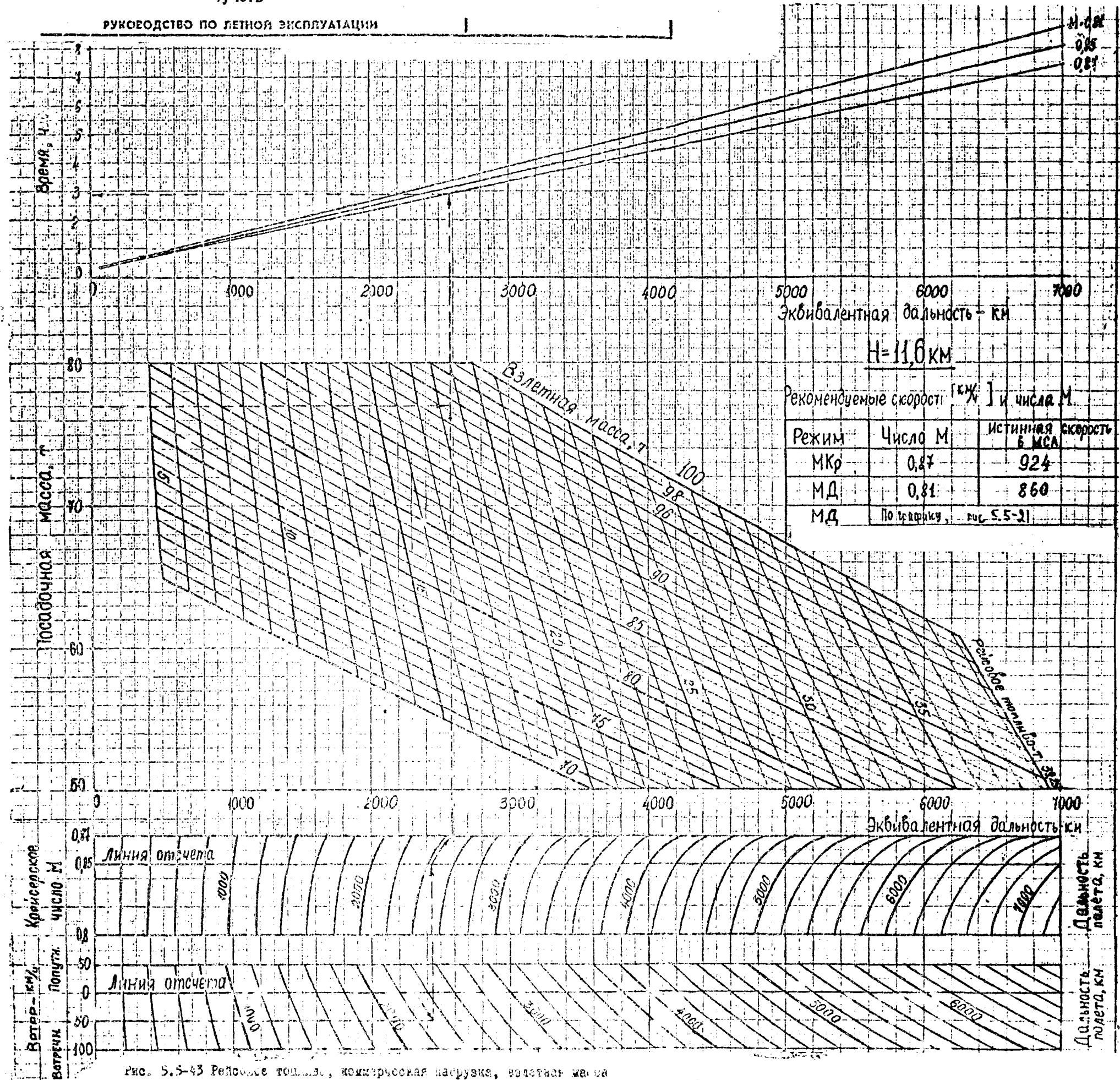


Рис. 5.5-43 Редукция толщины, коммерческая нагрузка, волнистая жесткость
и форма полотна в зависимости от дальности полета

S.I87/5.206

01.09.87

Ту-154Б

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

5.5.6 Заправка самолета топливом

При расчете заправки самолета топливом к рейсовому топливу, определенному по материалам 5.5.5, добавляется аэронавигационный запас топлива и 500 кг топлива, заправляемого сверх взлетной массы, для работы двигателей на земле до взлета.

Расчет рейсового топлива производится по таблице 5.5.5-1.

5.5.6.1 Пример расчета заправки самолета топливом

Задание:

1. Протяженность маршрута до аэродрома назначения	2850 км
2. Высота крейсерского полета (эшелон) – Н	10600 м
3. Среднее значение встречного ветра по трассе	50 км/ч
4. Масса пустого снаряженного самолета $m_{п.сн}$	53000 кг
5. Максимально допустимая взлетная масса для аэродрома взлета (определяется по материалам раздела 5.3) – $m_{взл\ макс.доп.}$	90000 кг
6. Максимально допустимая посадочная масса для аэродрома назначения (определяется по материалам раздела 5.4) – $m_{пос.макс.доп.}$	71000 кг
7. Расстояние до запасного аэродрома 300 км и высота полета	10100 м

Расчет заправки самолета топливом по номограммам:

- На номограмме рейсового топлива для заданного эшелона $H = 10600$ м (рис. 5.5-42) наносим линии ограничения по взлетной (90000 кг) и посадочной (71000 кг) массам. В точке пересечения этих ограничений по шкале эквивалентной дальности определяем эквивалентную дальность 2680 км, как границу применения режимов МКр и МД.
- Определяем числа M , рекомендуемые для крейсерского горизонтального полета на режимах МКр и МД при $H = 10600$ м. Для приближенного значения средней полетной массы самолета по таблице 5.5.5-2 или по графикам 5.5.21 для режима МД:

$$M_{MD} = 0,8$$

$$m_{ср\ пол} = \frac{m_{взл} - m_{т.наб} + m_{пос} + m_{т.пос} + m_{т.сниж}}{2} = \\ = \frac{90000 - 3400 + 71000 + 700 + 940}{2} = 79620 \text{ кг}$$

$m_{т.наб.} = 3400$ кг – определяем по графику, рис. 5.5-10,

$m_{т.сниж.} = 940$ кг – определяем по графику, рис. 5.5-36.

Для режима МКр – по указанному значению V_{sp} или M_{MKr} на номограмме рис. 5.5-42.

$$M_{MKr} = 0,87$$

- Определяем эквивалентную (приведенную к штилю и рекомендованному числу M крейсерского горизонтального полета) дальность для заданного маршрута. Для этого на линии отсчета поправочной сетки ветра откладываем величину заданной дальности полета 2850 км, идем вдоль линии графика до значения встречного ветра 50 км/ч. Из этой точки проводим вертикаль до линии отсчета на поправочной сетке крейсерского числа M и далее вдоль линии

графика до числа M , рекомендованного для соответствующего режима. Из этой точки проводим вертикаль, по которой на шкале эквивалентной дальности читаем значение эквивалентной дальности для заданного маршрута и соответствующего режима полета:

- для режима МКр $L_{\text{экв. кр}} = 3140 \text{ км}$,
- для режима МД $L_{\text{экв. д}} = 2860 \text{ км}$.

Сравнивая эти дальности с границей применения режимов МКр и МД (2860 км), видим, что полет должен выполняться на режиме МД при среднем значении числа $M = 0,8$.

ПРИМЕЧАНИЕ. Если граница использования режима МКр лежит в диапазоне эквивалентных дальностей, приведенных к режимам МКр и МД, то в целях сокращения рейсового времени могут быть использованы режимы с увеличенной скоростью полета, вплоть до скорости, определяемой указанной границей.

- 4 Для выбранного режима МД максимально допустимая коммерческая нагрузка ограничивается максимально допустимой взлетной массой.

Из точки $L_{\text{экв. зад. д}} = 2860 \text{ км}$ проводим вертикаль до пересечения с максимально допустимой взлетной массой (90000 кг).

В точке пересечения читаем величину рейсового топлива $m_{t.p.} = 20000 \text{ кг}$ и посадочной массы $m_{\text{пос.}} = 70000 \text{ кг}$.

Определяем максимально допустимую коммерческую нагрузку.

$$m_{\text{ком. макс. доп.}} - m_{\text{пос.}} - G_{\text{п.сн.}} - AHZ = 70000 - 53000 - 6000 = 11000 \text{ кг.}$$

Определяем AHZ топлива без компенсационного запаса, рис. 5.5-32а, 5400 кг.

Определяем компенсационный запас топлива:

$$m_{\text{комп.}} = 0,01 \times K \times m_{t.p.},$$

где K – процент рекомендованного компенсационного запаса в соответствии с п. 5.5.2.1,
при $K = 3\%$ $m_{\text{комп.}} = 0,01 \times 3 \times 20000 = 600 \text{ кг}$.

Определяем AHZ топлива:

$$m_{t.AHZ} = 5400 + 600 = 6000 \text{ кг.}$$

- 5 Продолжая вертикаль до пересечения с линией крейсерского числа $M = 0,8$, на графике времени полета читаем значение рейсового времени:

$$t_{\text{рейс.}} = 3,8 \text{ часа.}$$

- 6 Заправляемое топливо будет равно:

$$m_{t.\text{запр.}} = m_{t.p.} + AHZ + 500 = 20000 + 6000 + 500 = 26500 \text{ кг.}$$

Результаты расчета

Взлетная масса самолета	90000 кг
Коммерческая нагрузка	11000 кг
Заправляемое топливо, в том числе:	
- рейсовое топливо	20000 кг
- AHZ	6000 кг
- на работу двигателей до взлета (сверх взлетной массы)	500 кг
Посадочная масса	70000 кг
Рейсовое время	3,8 ч
Режим полета	МД
Крейсерское число M	0,8