

7. ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

СОДЕРЖАНИЕ

7.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

- 7.1.1. Условия применения летных характеристик
- 7.1.2. Конфигурации
- 7.1.3. Определения
- 7.1.4. Вспомогательная информация

7.2. ВЗЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

- 7.2.1. Общие сведения
- 7.2.2. Скорости взлета
- 7.2.3. Полные градиенты набора высоты при взлете с одним работающим двигателем
- 7.2.4. Полные градиенты набора высоты при взлете со всеми работающими двигателями
- 7.2.5. Максимально допустимый взлетный вес самолета из условия обеспечения нормируемых полных градиентов набора высоты
- 7.2.6. Чистые градиенты и чистые траектории начального набора высоты при взлете
- 7.2.7. Максимально допустимый взлетный вес самолета, ограниченный располагаемой длиной разбега (РДР), располагаемой дистанцией взлета (РДВ) и располагаемой дистанцией прерванного взлета (РДПВ) при отказе одного двигателя
- 7.2.8. Максимально допустимое отношение V_1/V_R
- 7.2.9. Потребные длина разбега и взлетная дистанция при всех работающих двигателях
- 7.2.10. Минимально допустимое отношение V_1/V_R
- 7.2.11. Определение максимально допустимого взлетного веса самолета и скорости принятия решения

7.3. ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОЛЕТА ПО МАРШРУТУ

- 7.3.1. Характерные скорости полета по маршруту
- 7.3.2. Гарантированные потолки
(максимальные высоты крейсерского полета)
- 7.3.3. Градиенты набора высоты при полете по маршруту с одним работающим двигателем
- 7.3.4. Характеристики набора высоты
- 7.3.5. Удельные дальности полета
- 7.3.6. Характеристики снижения
- 7.3.7. Аэронавигационный запас топлива
- 7.3.8. Характеристики полета в зоне ожидания
- 7.3.9. Расчет дальности и продолжительности полета

7.4. ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

- 7.4.1. Общие сведения
- 7.4.2. Нормальная посадка
- 7.4.3. Ограничение посадочного веса самолета из условия
располагаемой посадочной дистанции
- 7.4.4. Ограничение посадочного веса самолета из условия обеспечения
нормируемого градиента набора высоты при уходе на второй круг
- 7.4.5. Зарезервировано
- 7.4.6. Максимально допустимый посадочный вес самолета
- 7.4.7. Градиенты набора высоты при уходе на второй круг

7.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

7.1.1. УСЛОВИЯ ПРИМЕНЕНИЯ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

Вес самолета не должен превышать максимально допустимый вес, определенный в соответствии с рекомендациями разд. 7, и максимальный вес, указанный в разд. 2.

Параметры, не оговоренные в разд. 2, не должны определяться за пределами диапазонов, указанных на графиках.

При температуре наружного воздуха ниже самого низкого значения, указанного на графике, необходимо учитывать лишь влияние самых низких температур, указанных на графике.

Для учета влияния ветра при построении графиков взлетно-посадочных характеристик принято:

- 50 % ожидаемого в эксплуатации максимального значения скорости ветра при встречной составляющей;
- 150 % при попутной составляющей скорости ветра.

Летные характеристики должны определяться в пределах ограничений, указанных в разд. 2 "Ограничения".

7.1.2. КОНФИГУРАЦИИ

Первая взлетная конфигурация – закрылки отклонены на 10°, предкрылки отклонены на 19°, отклоняемые носки – на 22°.

Вторая взлетная конфигурация – закрылки отклонены на 20°, предкрылки отклонены на 19°, отклоняемые носки – на 22°.

Полетная конфигурация – шасси убрано, закрылки, предкрылки, отклоняемые носки не отклонены.

Первая посадочная конфигурация – шасси выпущено, закрылки отклонены на 40°, предкрылки отклонены на 19°, отклоняемые носки – на 22°.

Вторая посадочная конфигурация – шасси выпущено, закрылки отклонены на 20°, предкрылки отклонены на 19°, отклоняемые носки – на 22°.

Конфигурация ухода на второй круг со всеми работающими двигателями и с отказом одного двигателя – шасси убрано, закрылки отклонены на 20°, предкрылки отклонены на 19°, отклоняемые носки – на 22°.

Первая промежуточная конфигурация при заходе на посадку для посадки с $\delta_3=40^\circ$ или 20° – шасси выпущено, закрылки отклонены на 10°, предкрылки отклонены на 19°, отклоняемые носки отклонены на 22°.

Вторая промежуточная конфигурация при заходе на посадку для посадки с $\delta_3=40^\circ$ – закрылки отклонены на 20°, предкрылки отклонены на 19°, отклоняемые носки отклонены на 22°, шасси выпущено.

Конфигурация ухода на второй круг со всеми работающими двигателями и с отказом одного двигателя с посадочным весом $G_{\text{пос max}} < G_{\text{пос}} \leq G_{\text{взл max}}$ (в соответствии с рекомендациями подразд. 5.15 "Посадка, уход на второй круг с посадочным весом $G_{\text{пос max}} < G_{\text{пос}} \leq G_{\text{взл max}}$ ") – шасси убрано, закрылки отклонены на 10°, предкрылки – на 19°, отклоняемые носки – на 22°.

7.1.3. ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Критический двигатель – двигатель, отказ которого вызывает наиболее неблагоприятные изменения в поведении и условиях пилотирования самолета.

Полная взлетная дистанция ($L_{п.в.}$) – расстояние по горизонтали, проходимое самолетом с момента трагивания на линии старта до момента выхода на высоту 450 м (над уровнем ВПП в точке отрыва) или до момента, к которому заканчивается переход от взлетной к полетной конфигурации и достигается скорость V_{FTO} . Полная взлетная дистанция включает участок разбега и четыре участка воздушной ее части:

Участок 1 – набор высоты с момента отрыва самолета до высоты $H=10,7$ м с достижением безопасной скорости набора высоты с выпущенной механизацией.

Участок 2 – набор высоты от 10,7 м (над поверхностью ВПП) до высоты окончания уборки шасси при взлетном положении механизации крыла.

Участок 3 – набор высоты начала уборки механизации крыла.

Участок 4 – набор высоты с момента окончания уборки механизации до набора высоты круга (но не ниже 450 м).

Летная полоса (ЛП) состоит из взлетно-посадочной полосы (ВПП) и концевых полос торможения (КПТ).

Располагаемая длина разбега (РДР) равна длине ВПП, уменьшенной на длину участка выруливания 50 м.

Располагаемая дистанция взлета (РДВ) – сумма располагаемой дистанции разбега и длины свободной зоны, если она предусмотрена.

Располагаемая дистанция прерванного взлета (РДПВ) – сумма располагаемой дистанции разбега и длины концевой полосы торможения, если она предусмотрена.

Концевая полоса торможения (КПТ) – специально подготовленный прямоугольный участок в конце располагаемой дистанции разбега, предназначенный для остановки воздушного судна в случае прерванного взлета.

Свободная зона (СЗ) – находящийся под контролем служб аэропорта прямоугольный участок земной поверхности, примыкающий к концу располагаемой дистанции разбега, выбранный или подготовленный в качестве участка, пригодного для первоначального набора высоты воздушным судном до установленного значения (длина СЗ не должна превышать половины располагаемой дистанции разбега).

Уклон определяется как тангенс угла наклона ЛП и выражается в процентах.

Скорость сваливания (V_S) – земная индикаторная скорость самолета, определяемая в процессе торможения при нулевой тяге двигателей, единичной нормальной перегрузке ($n_y = 1$) и предельно передней центровке (соответствующей ограничению подразд. 2.5.2) для заданных конфигураций самолета и значений его полетного веса, на которой поведение самолета дает пилоту ясный и характерный признак нахождения самолета в сваливании.

Признаками сваливания являются появление сильного бафтинга с кренением в полетной конфигурации или кренения в конфигурации с выпущенной механизацией крыла.

V_{S_0} – скорость сваливания при посадочной конфигурации самолета.

V_{S_1} – скорость сваливания при рассматриваемой конфигурации самолета.

Скорость принятия решения (V_1) – максимальная скорость разбега на взлете, на которой пилот должен предпринять первые действия (уменьшение тяги двигателей, применение тормозов колес) по остановке самолета в пределах располагаемой дистанции прерванного взлета. Скорость принятия решения (V_1) также означает минимальную скорость разбега на продолженном взлете после отказа двигателя (на скорости V_{EF}), на которой пилот может продолжить взлет и достигать потребную высоту над взлетной поверхностью в пределах располагаемой дистанции взлета.

Минимально эволютивная скорость разбега (V_{MCG}) – скорость разбега, при которой в случае внезапного полного отказа критического двигателя обеспечивается возможность с помощью одних только основных аэродинамических органов управления восстанавливать управление самолетом и затем сохранять прямолинейное движение самолета в направлении, параллельном исходному, с отклонением от последнего не больше 9,1 м.

Минимальная эволютивная скорость взлета (V_{MC}) – скорость, при которой в случае внезапного отказа одного двигателя возможно сохранять управление самолетом с этим не работающим двигателем и выдержать режим прямолинейного полета при угле крена не более 5°.

Минимальная эволютивная скорость захода на посадку со всеми работающими двигателями (V_{MCL}) – скорость, при которой в случае внезапного отказа одного двигателя возможно сохранять управление самолетом с этим не работающим двигателем и выдержать режим прямолинейного полета при угле крена не более 5°.

Скорость подъема передней опоры шасси (V_R) – скорость начала увеличения угла тангажа на разбеге для вывода самолета на взлетный угол атаки.

Скорость отрыва (V_{LOF}) – скорость самолета в момент отрыва его основных опорных устройств от поверхности ВПП по окончании разбега при взлете.

Безопасная скорость взлета (V_2) – скорость, достигаемая на первом участке взлета, при которой обеспечивается безопасное получение нормируемых градиентов набора высоты на втором и третьем участках взлета при отказавшем одном двигателе.

Скорость начала уборки закрылков достигается на высоте 200 м.

Скорость начального набора высоты (V_{FTO}) при $\delta_3=0$ достигается до высоты 450 м.

Скорость захода на посадку (V_{REF}) – скорость полета при установившемся снижении на участке захода на посадку при полете по глиссаде.

Посадочная скорость – скорость самолета в момент касания основными колесами поверхности ВПП при посадке.

Скорость включения тормозов – максимально допустимая скорость движения по ВПП, на которой разрешается включение тормозов колес.

Градиент набора высоты (η_H) определяется как тангенс угла наклона траектории набора высоты θ_H и выражается в процентах.

Полный градиент набора высоты – градиент набора высоты в рассматриваемых эксплуатационных условиях, приведенный к минимальной регулировке двигателей по тяге.

Чистые, или гарантированные, характеристики отличаются от полных характеристик ухудшением на величину, эквивалентную уменьшению градиента набора высоты на 0,8 %.

Высота над уровнем моря – барометрическое давление, переведенное в высоту в соответствии с распределением барометрического давления в стандартной атмосфере (СА).

Линия ограничения препятствий – линия, выше которой не могут располагаться препятствия в полосе воздушных подходов.

Потребный запас топлива (ПЗТ) обеспечивает возможность продолжения полета и посадки либо на аэродроме вылета, либо аэродроме назначения, либо на ближайшем запасном аэродроме в случае возникновения в любой точке маршрута отказов функциональных систем самолета, непосредственно приводящих к ухудшению характеристик расхода топлива или вынужденному изменению плана полета. ПЗТ включает в себя основной и резервный запасы топлива.

Основной запас топлива (ОЗТ) – вес топлива, расходуемый при запуске и прогреве двигателей, рулении, взлете, полете по маршруту, заходе на посадку и посадке, определяемый при принятых прогнозируемых условиях (температуре наружного воздуха и скорости ветра по трассе), а также при выдерживании расчетных режимов и профиля полета.

Резервный запас топлива состоит из компенсационного и аэронавигационного запасов топлива.

Аэронавигационный запас топлива (АЗТ) – вес топлива для ухода на второй круг с высоты принятия решения и выполнения полета на запасной аэродром с расчетной точки полета по маршруту в прогнозируемых метеоусловиях, на рекомендованной высоте со скоростью, соответствующей минимальному километровому расходу топлива; выполнения полета на режиме ожидания над запасным аэродромом в течении 30 мин; осуществления захода на посадку до высоты принятия решения.

Компенсационный запас топлива (КЗТ) – вес топлива, необходимого для компенсации погрешностей, связанных с точностью самолетовождения и топливоизмерительных систем, с разбросом индивидуальных характеристик эксплуатируемых самолетов и двигателей с возможным отклонением метеорологических условий от прогнозируемых, для компенсации методических погрешностей расчета потребного на полет запаса топлива и должна быть не менее 3 % от веса основного запаса топлива.

7.1.4. ВСПОМОГАТЕЛЬНАЯ ИНФОРМАЦИЯ

При определении взлетно-посадочных характеристик (ВПХ) в случае, когда пунктирная линия примера идет слева направо, она должна доходить до линии сноски и далее направляться вдоль кривой номограммы до соответствующего значения параметра на этой кривой.

При определении ВПХ в случае, когда пунктирная линия примера идет справа налево, она должна доходить до соответствующего значения параметра на этой кривой номограммы и далее направляться вдоль кривой до линии сноски.

Диаграмма для определения составляющих скорости ветра (встречный, попутный и боковой) от скорости ветра по метеосводке приведена на рис. 7.1.4-1.

Изменение температуры наружного воздуха по высоте в условиях СА и при отклонениях от СА приведено на рис. 7.1.4-2.

Перевод барометрического давления в барометрическую высоту аэродрома приведен на рис. 7.1.4-3.

Взаимный перевод приборных и индикаторных земных скоростей движения самолета по ВПП для взлетно-посадочной механизации крыла самолета и с использованием реверса тяги двигателей показан на рис. 7.1.4-4, 7.1.4-5, 7.1.4-6.

Взаимный перевод приборных и индикаторных земных скоростей отрыва на взлете и касания на посадке приведен на рис. 7.1.4-7.

Взаимный перевод приборных и индикаторных земных скоростей приведен на рис. 7.1.4-8.

На рис. 7.1.4-9 представлены аэродинамические поправки с учетом сжимаемости для перевода приборной скорости в индикаторную.

Скорости сваливания индикаторные (V_S) с $n_y=1,0$ в зависимости от полетных весов самолета при различных конфигурациях крыла самолета приведены на рис. 7.1.4-10 и 7.1.4-11.

Взаимный перевод индикаторной, истинной и путевой скоростей приведен на рис. 7.1.4-12.

Минимальные эволютивные скорости разбега при работе двигателя на максимальном чрезвычайном режиме (МЧР) приведены на рис. 7.1.4-13.

Минимальные эволютивные скорости взлета и захода на посадку при работе двигателя на МЧР приведены на рис. 7.1.4-14.

Аэродинамические поправки к показаниям указателя скорости от основной и резервной систем без учета влияния земли, вызванные изменением местного статического давления, приведены на рис. 7.1.4-15.

Зависимость показаний угла атаки самолета от местного угла атаки, измеренного ДАУ-72-1-1 показана на рис. 7.1.4-16.

Скорости сваливания индикаторные (V_S) при $n_y=1,0$ в зависимости от полетных весов самолета при различных конфигурациях крыла самолета в условиях обледенения при отказе ПОС крыла (планера) приведены на рис. 7.1.4-17.

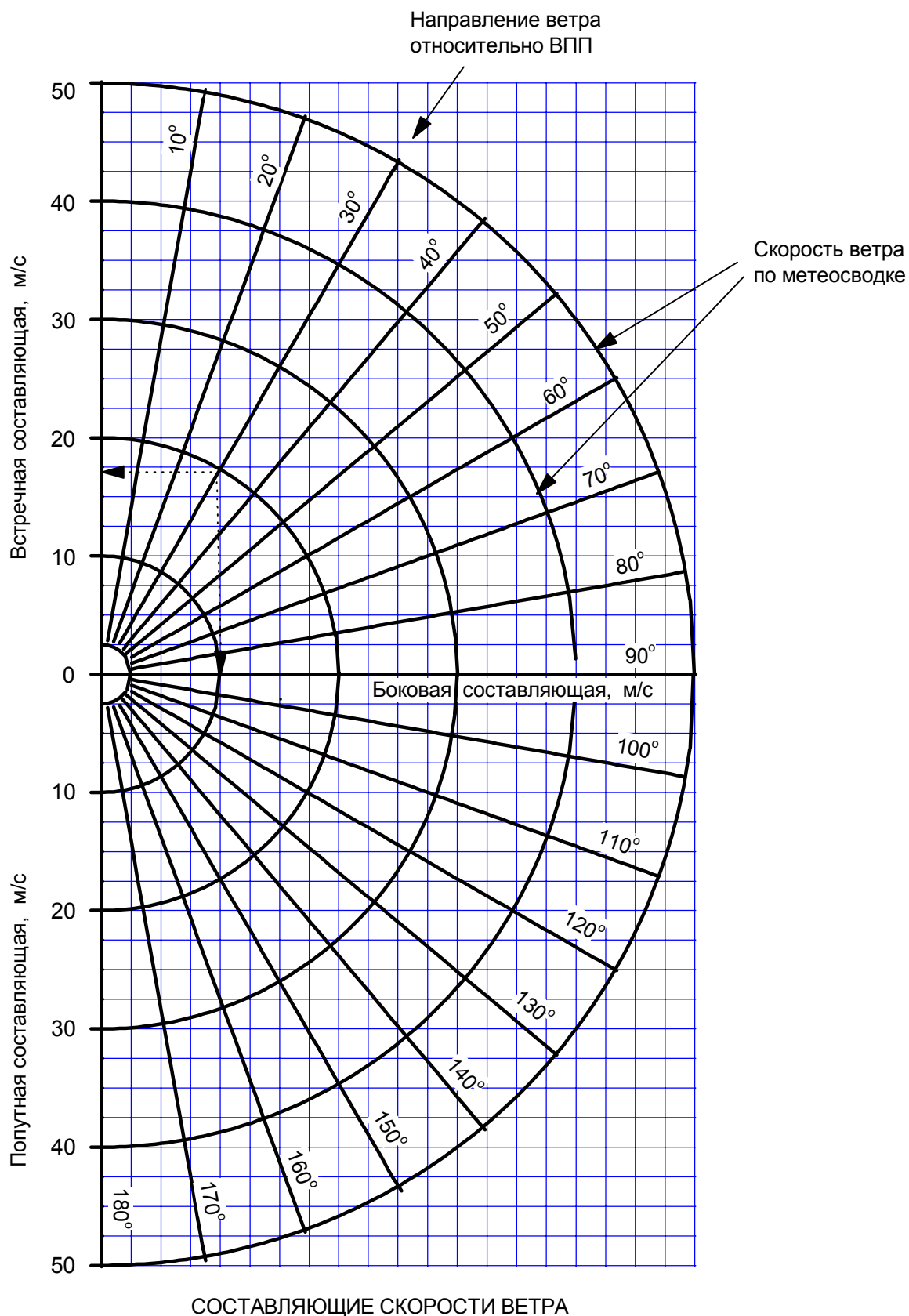
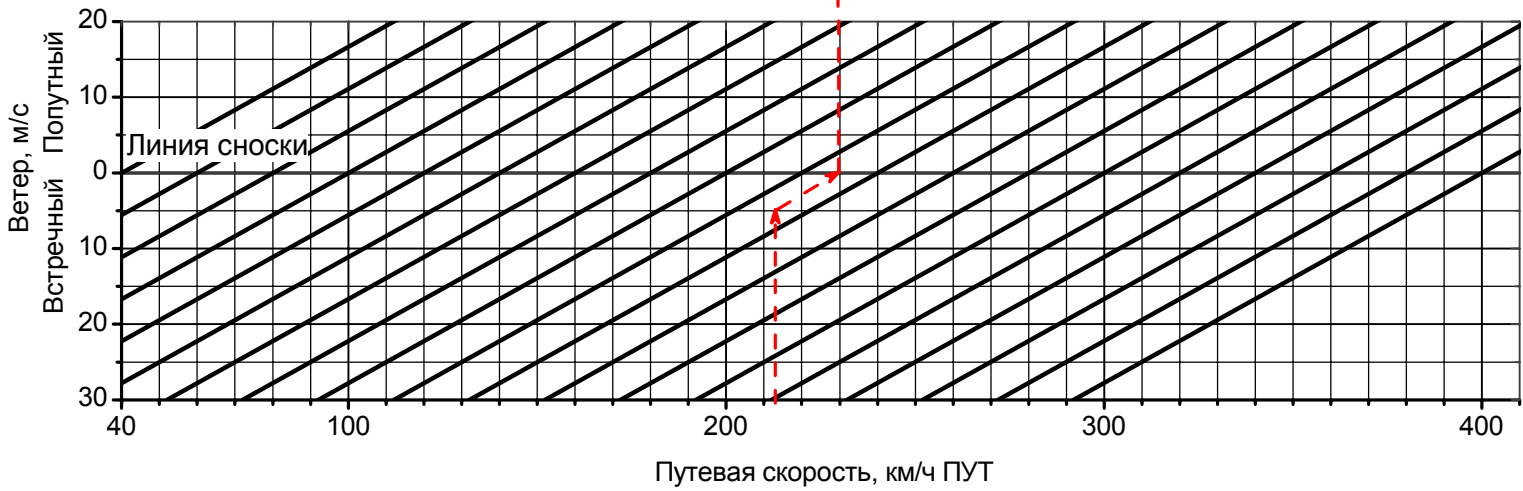
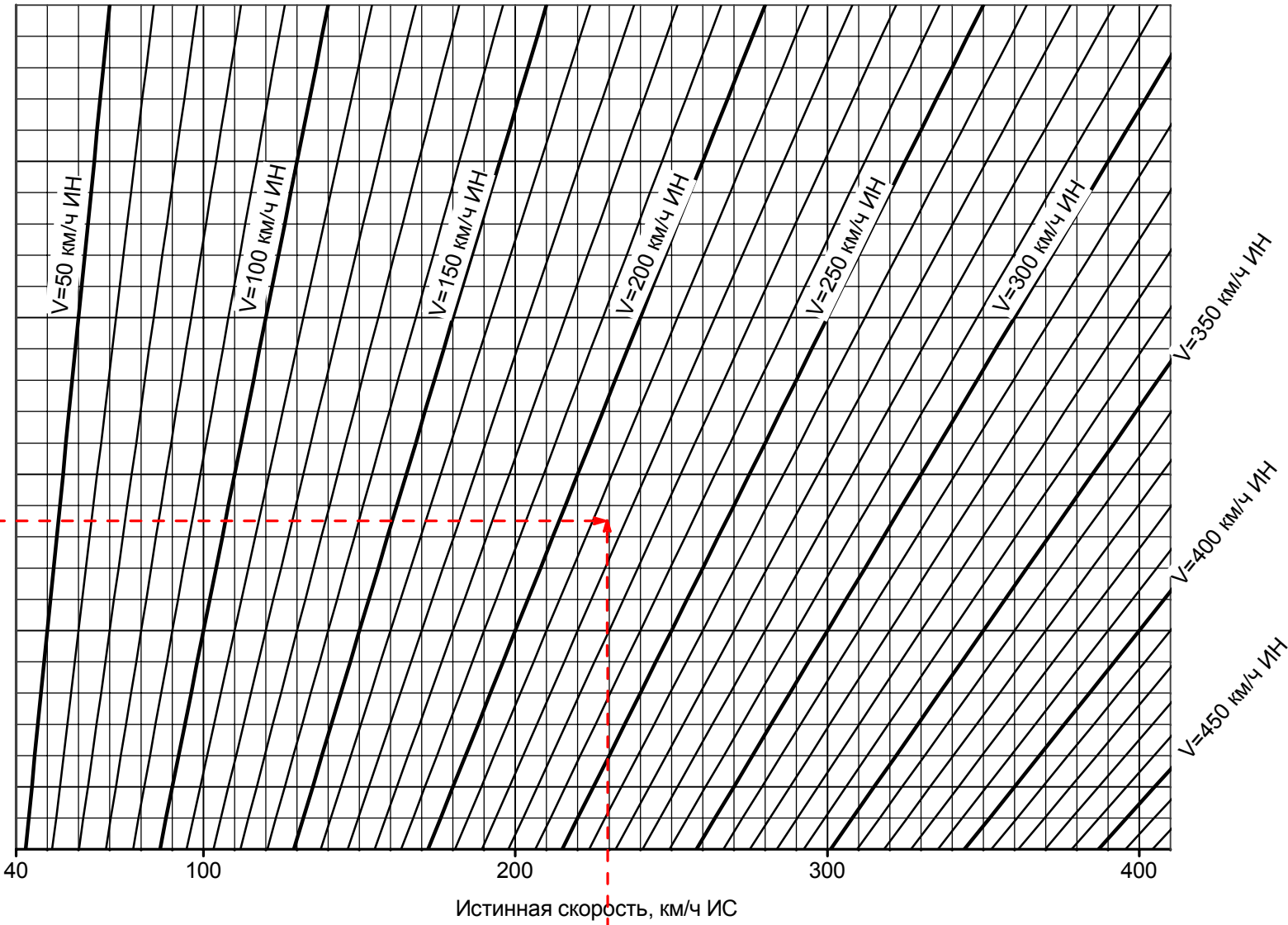
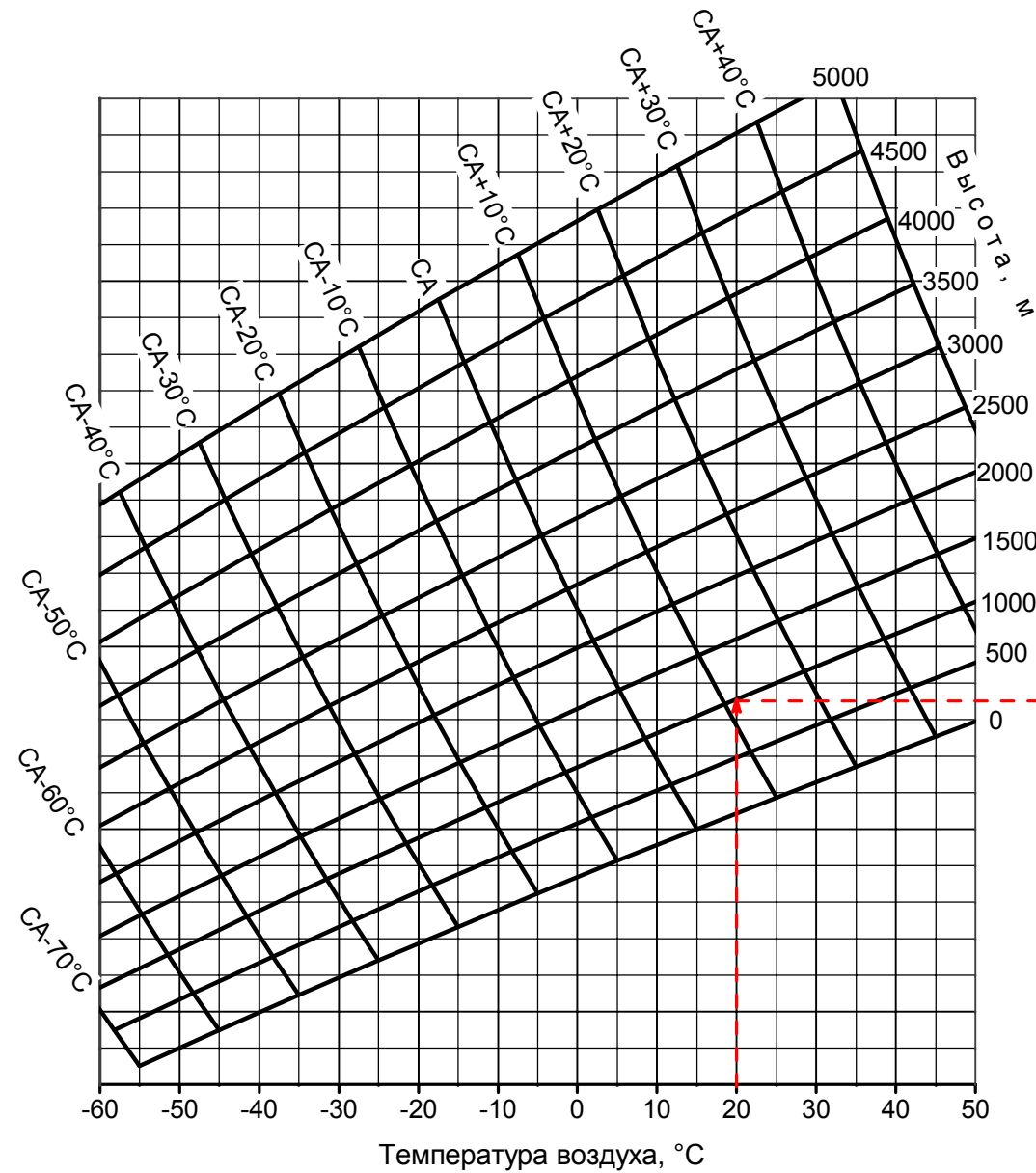
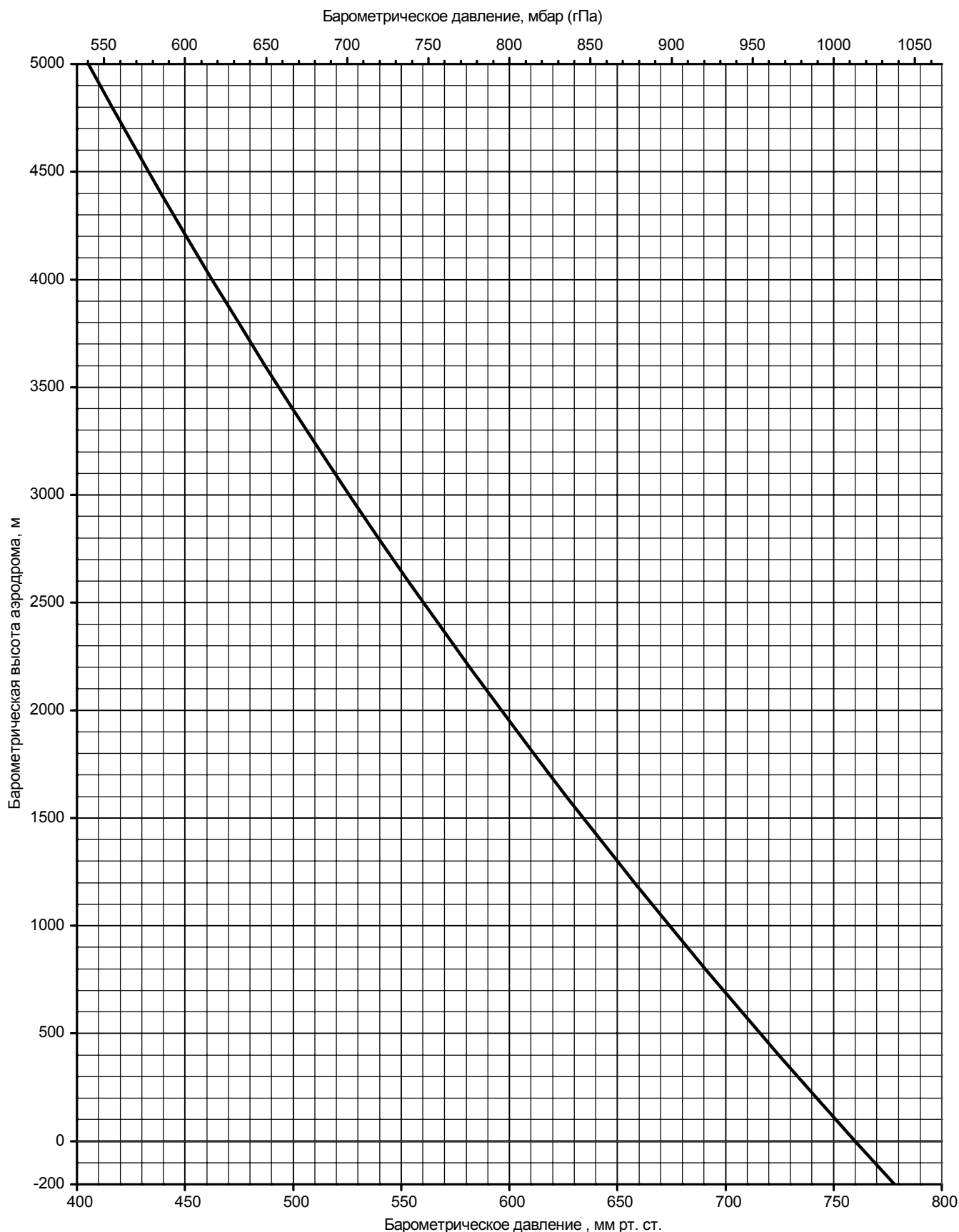


Рис. 7.1.4-1

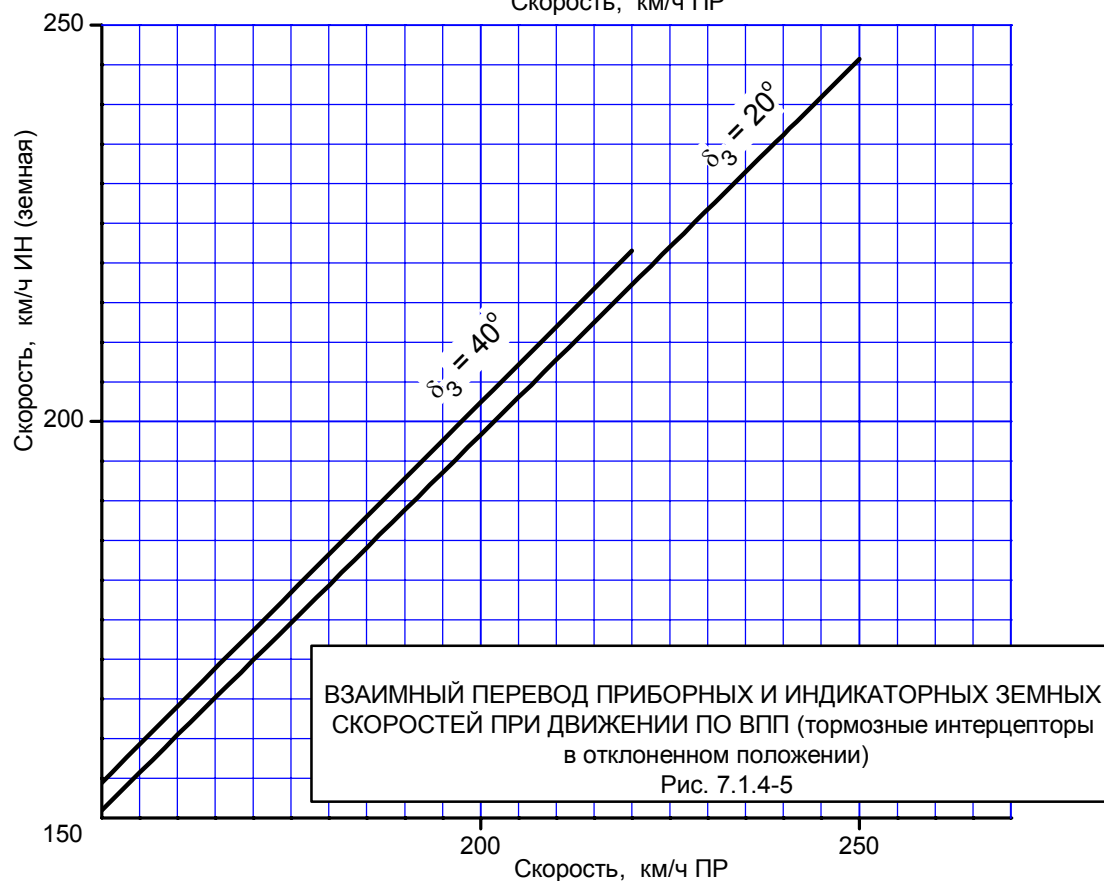
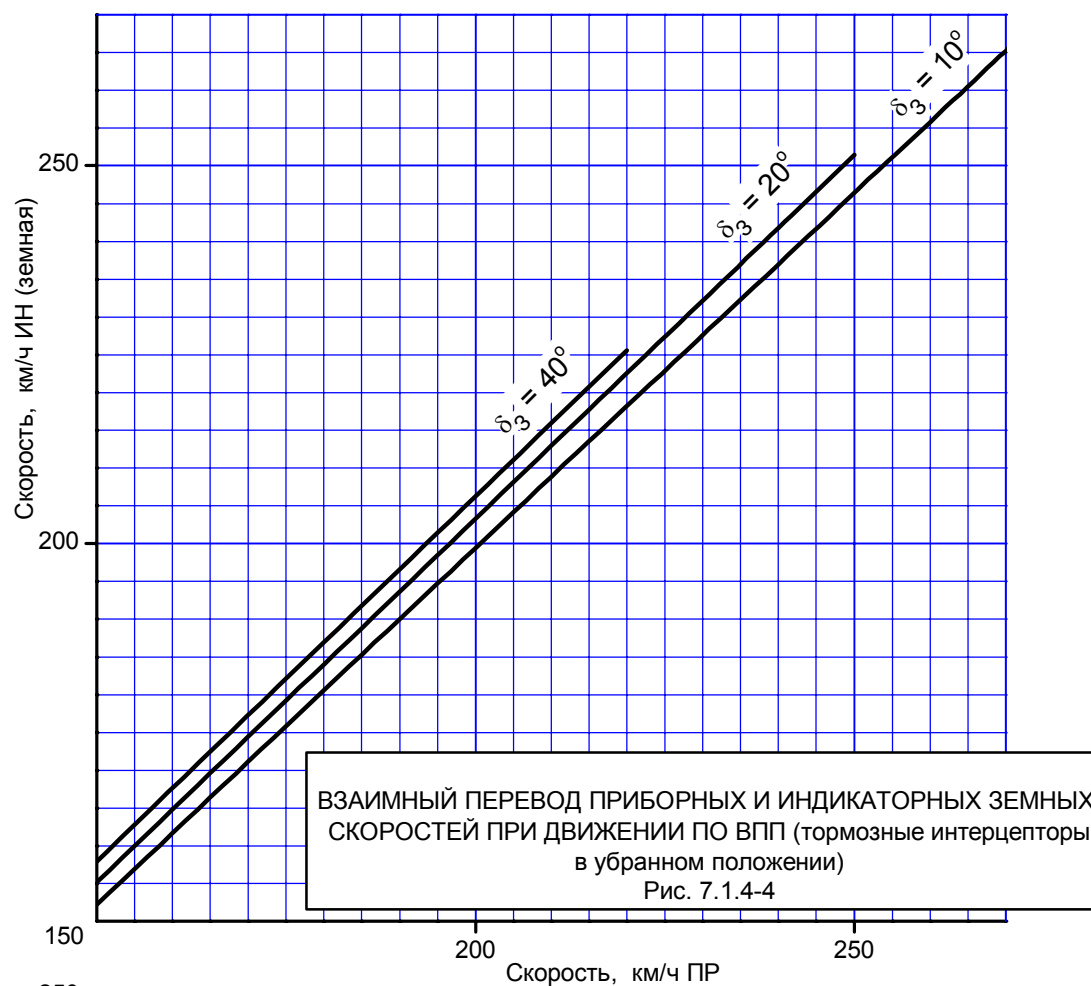


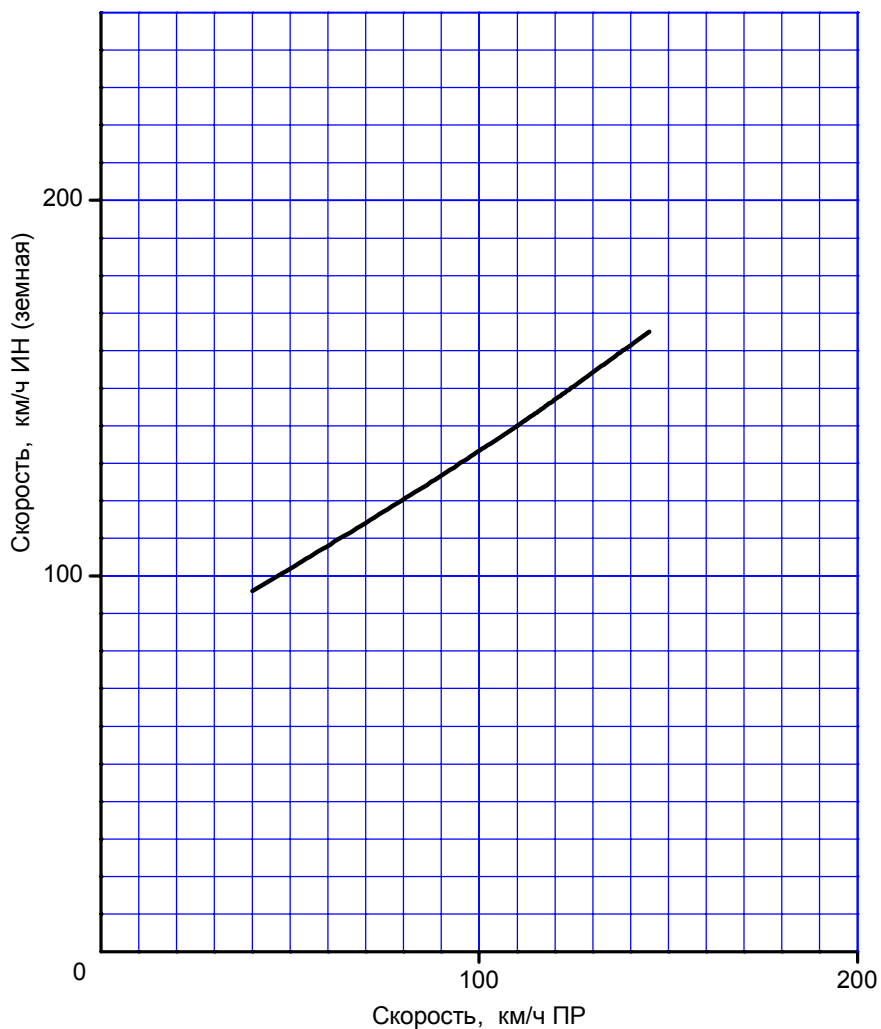
ВЗАИМНЫЙ ПЕРЕВОД ИНДИКАТОРНОЙ,
ИСТИННОЙ И ПУТЕВОЙ СКОРОСТЕЙ
Рис. 7.1.4-12



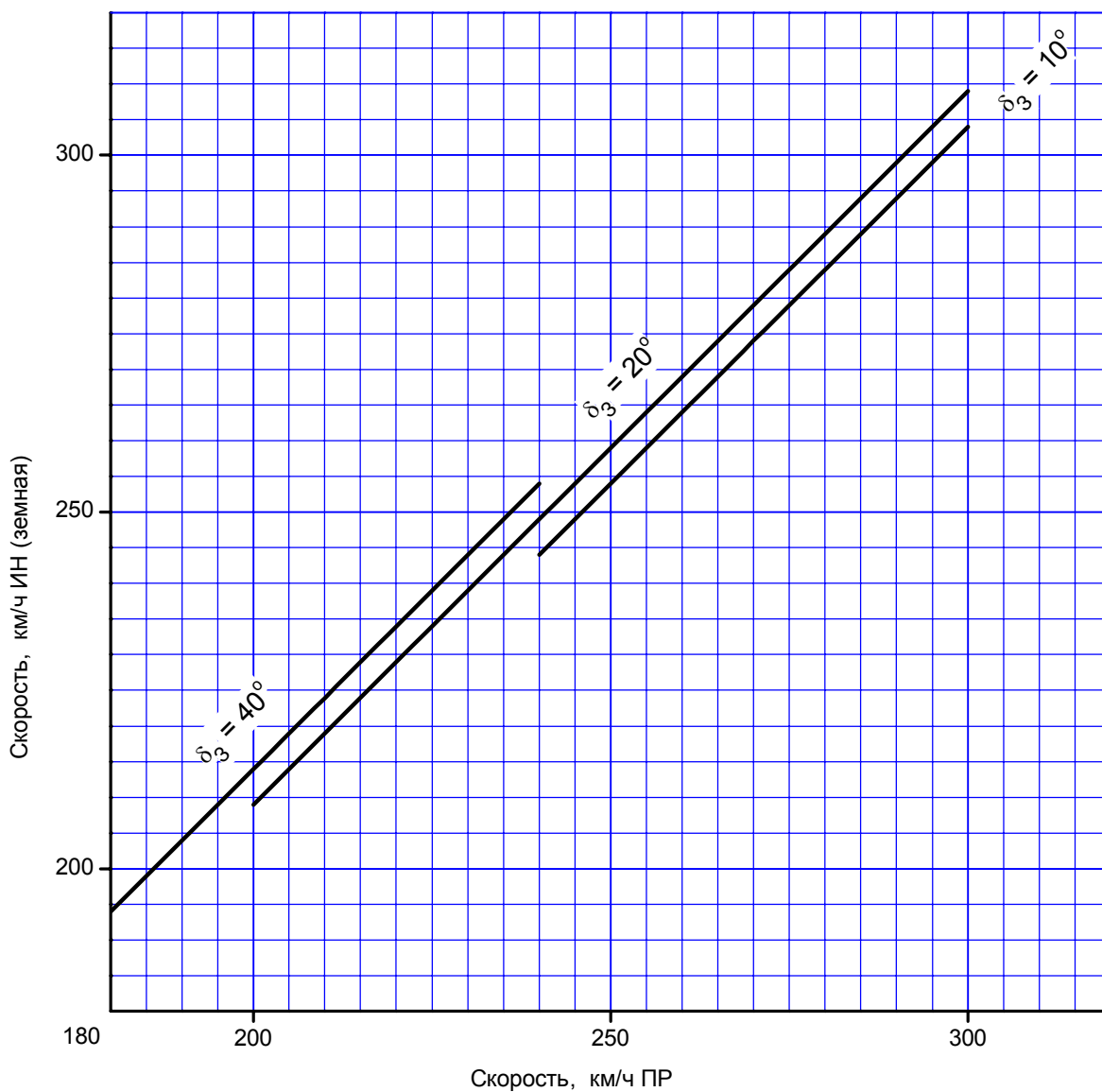
ПЕРЕВОД БАРОМЕТРИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ
В БАРОМЕТРИЧЕСКУЮ ВЫСОТУ АЭРОДРОМА

Рис. 7.1.4-3

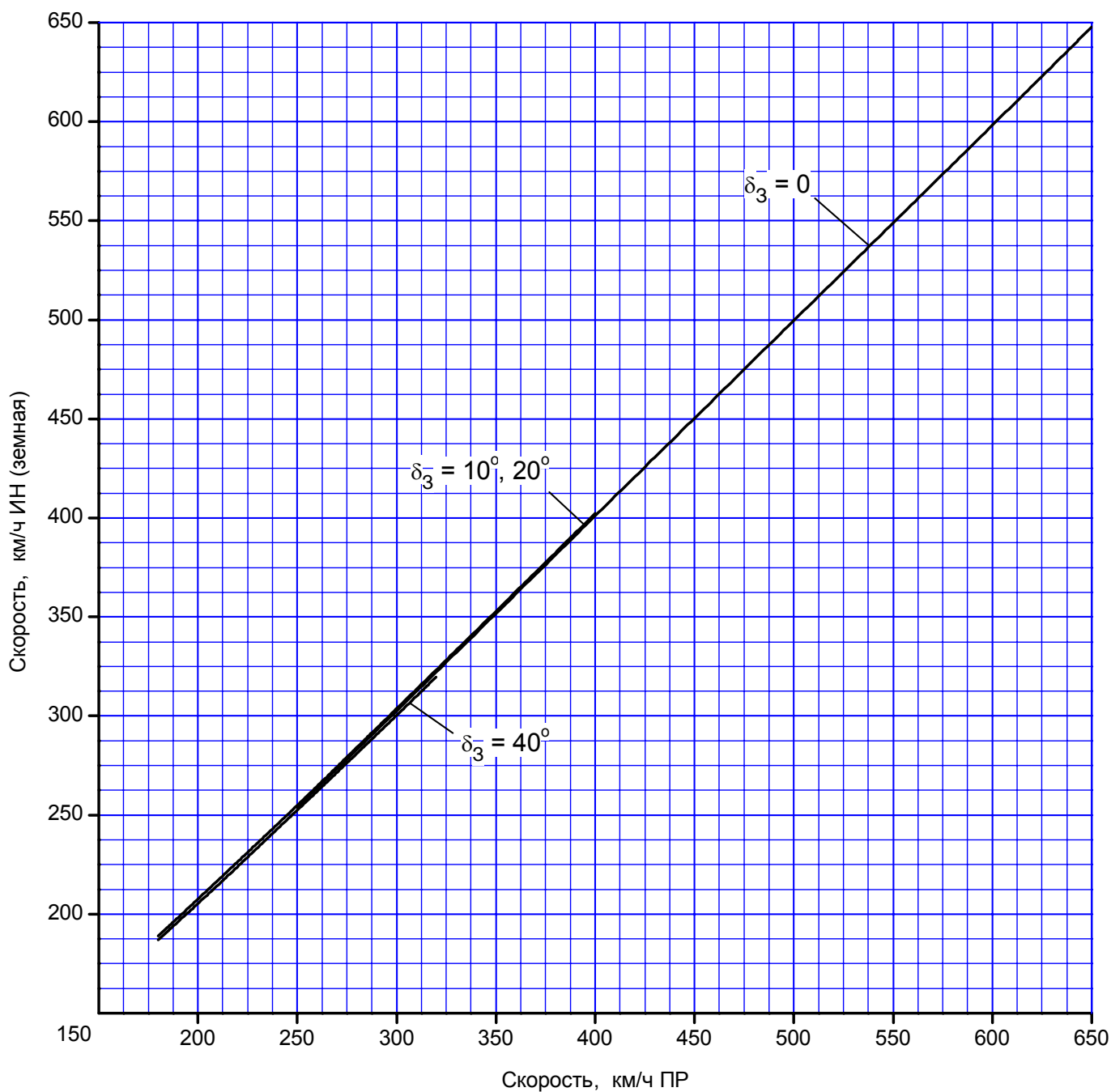




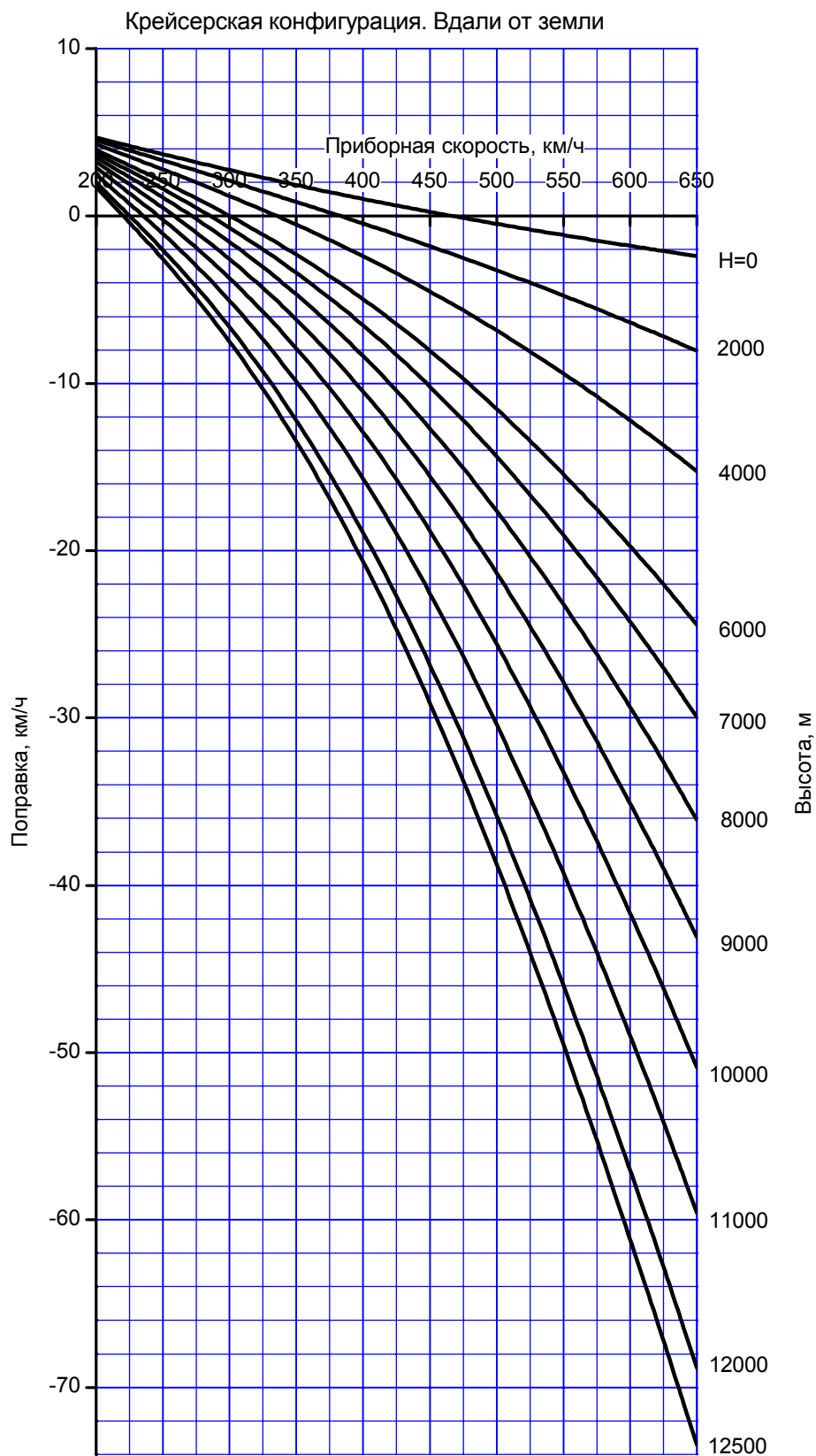
ВЗАИМНЫЙ ПЕРЕВОД ПРИБОРНЫХ И ИНДИКАТОРНЫХ ЗЕМНЫХ
СКОРОСТЕЙ ПРИ ДВИЖЕНИИ ПО ВПП С РЕВЕРСОМ ТЯГИ
(тормозные интерцепторы в отклоненном положении)
Рис. 7.1.4-6



ВЗАИМНЫЙ ПЕРЕВОД ПРИБОРНЫХ И ИНДИКАТОРНЫХ ЗЕМНЫХ
СКОРОСТЕЙ ОТРЫВА НА ВЗЛЕТЕ И КАСАНИЯ НА ПОСАДКЕ
Рис. 7.1.4-7

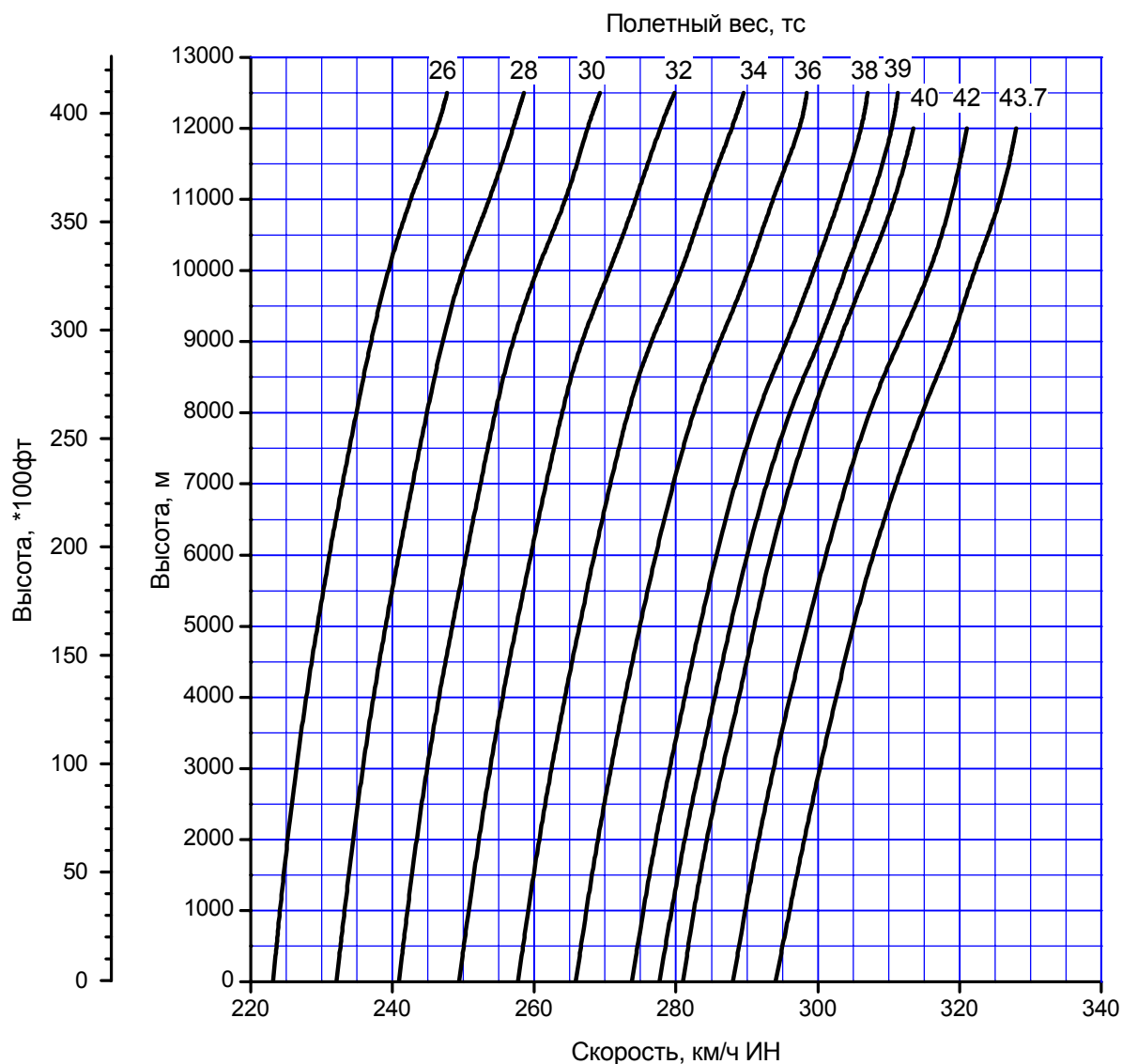


ВЗАИМНЫЙ ПЕРЕВОД ПРИБОРНЫХ И ИНДИКАТОРНЫХ
ЗЕМНЫХ СКОРОСТЕЙ
Рис. 7.1.4-8



ПОПРАВКИ НА СЖИМАЕМОСТЬ

Рис. 7.1.4-9



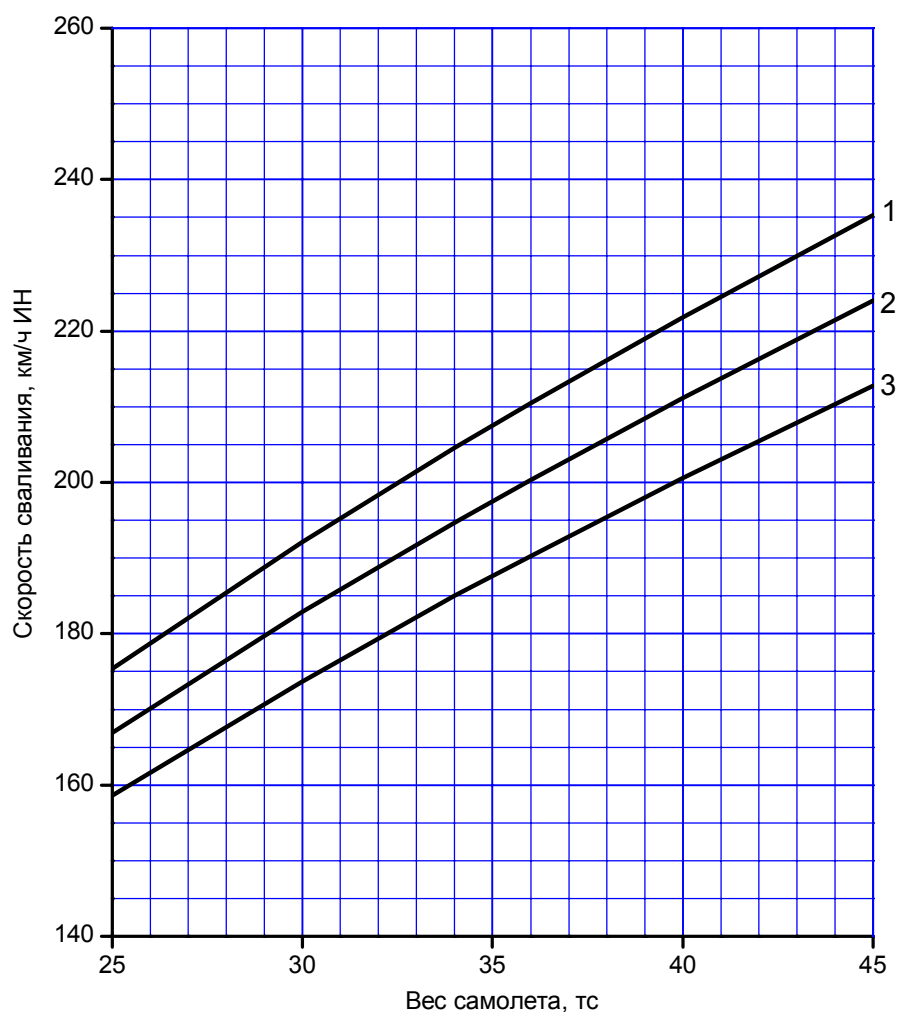
СКОРОСТИ СВАЛИВАНИЯ (V_S) ПРИ $n_{\gamma}=1$ В ПОЛЕТНОЙ КОНФИГУРАЦИИ

Рис. 7.1.4-10

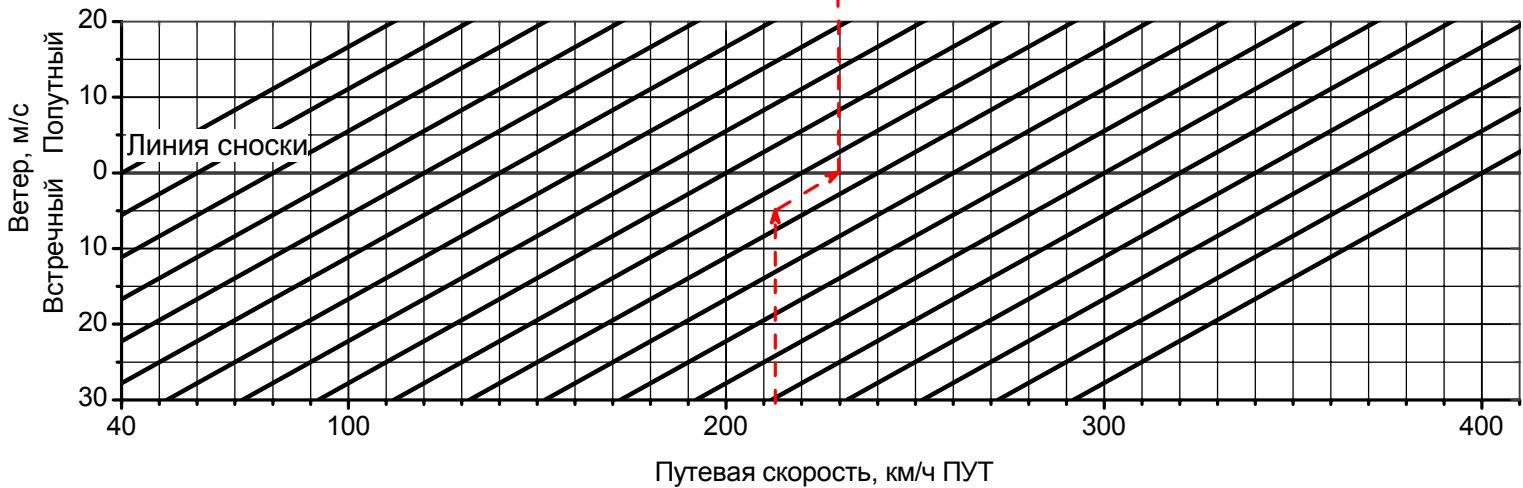
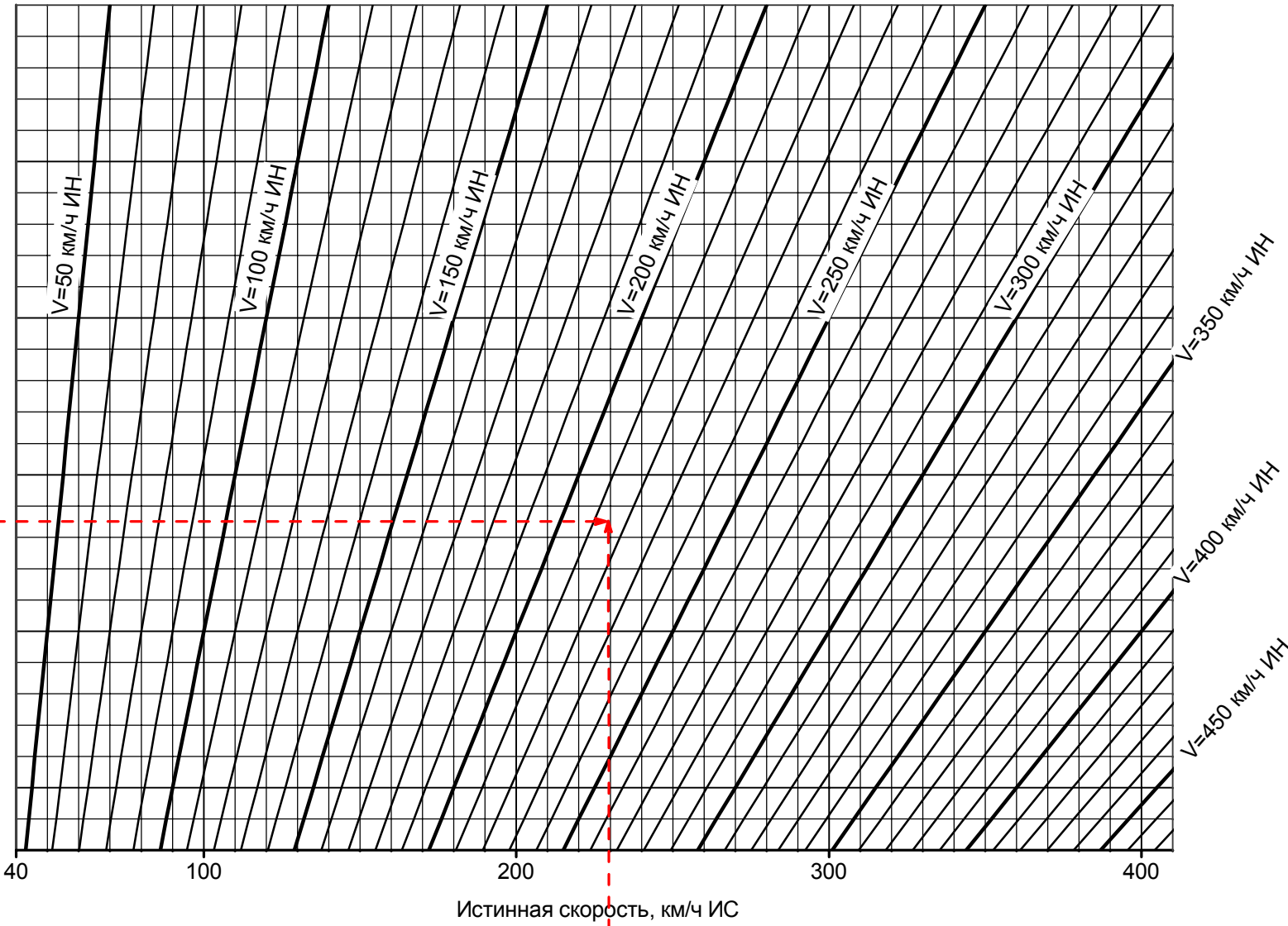
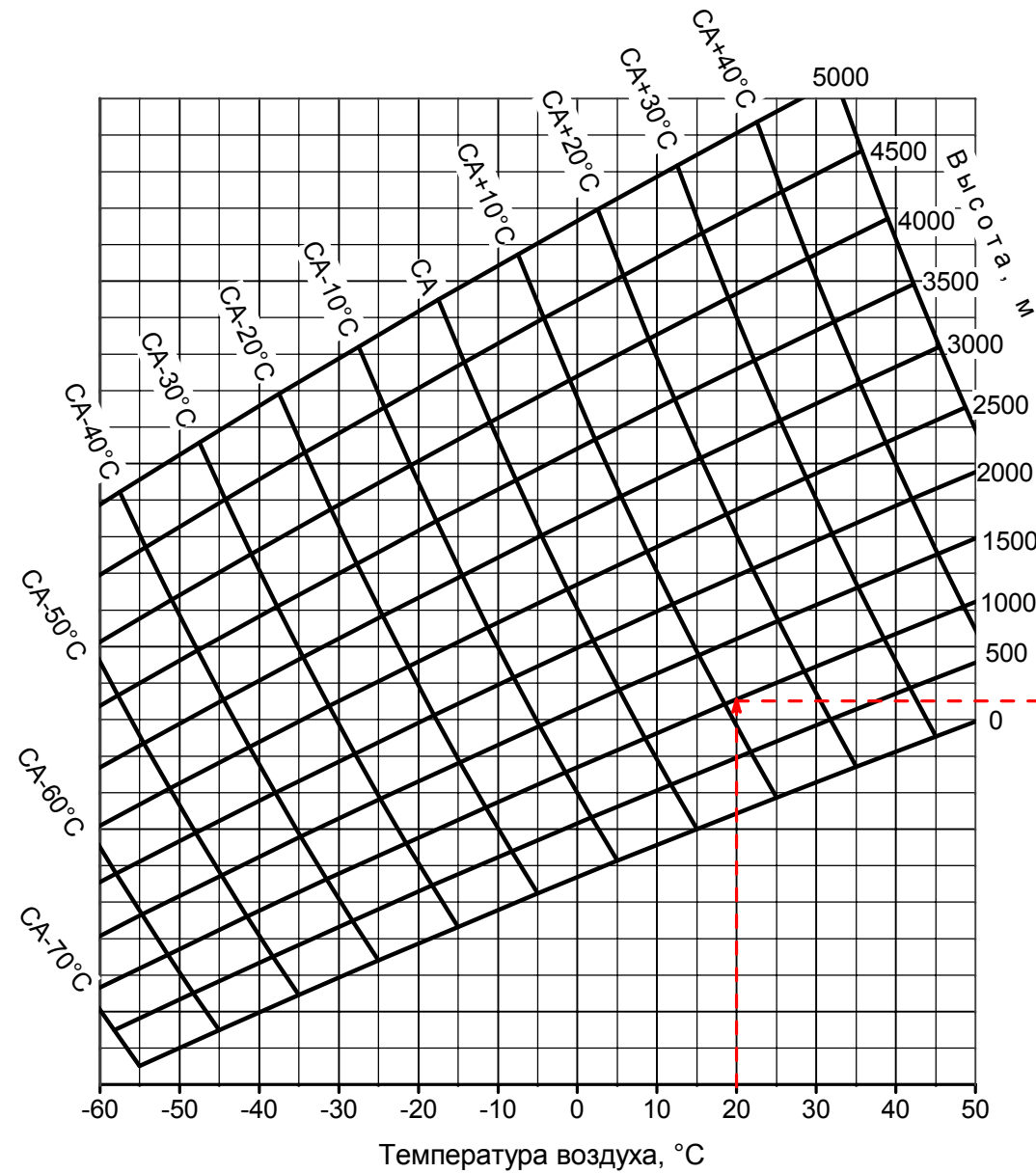
1- конфигурация самолета $\delta_3=10^0$; $\delta_{нк}=22^0$; $\delta_{пр}=19^0$

2- конфигурация самолета $\delta_3=20^0$; $\delta_{нк}=22^0$; $\delta_{пр}=19^0$

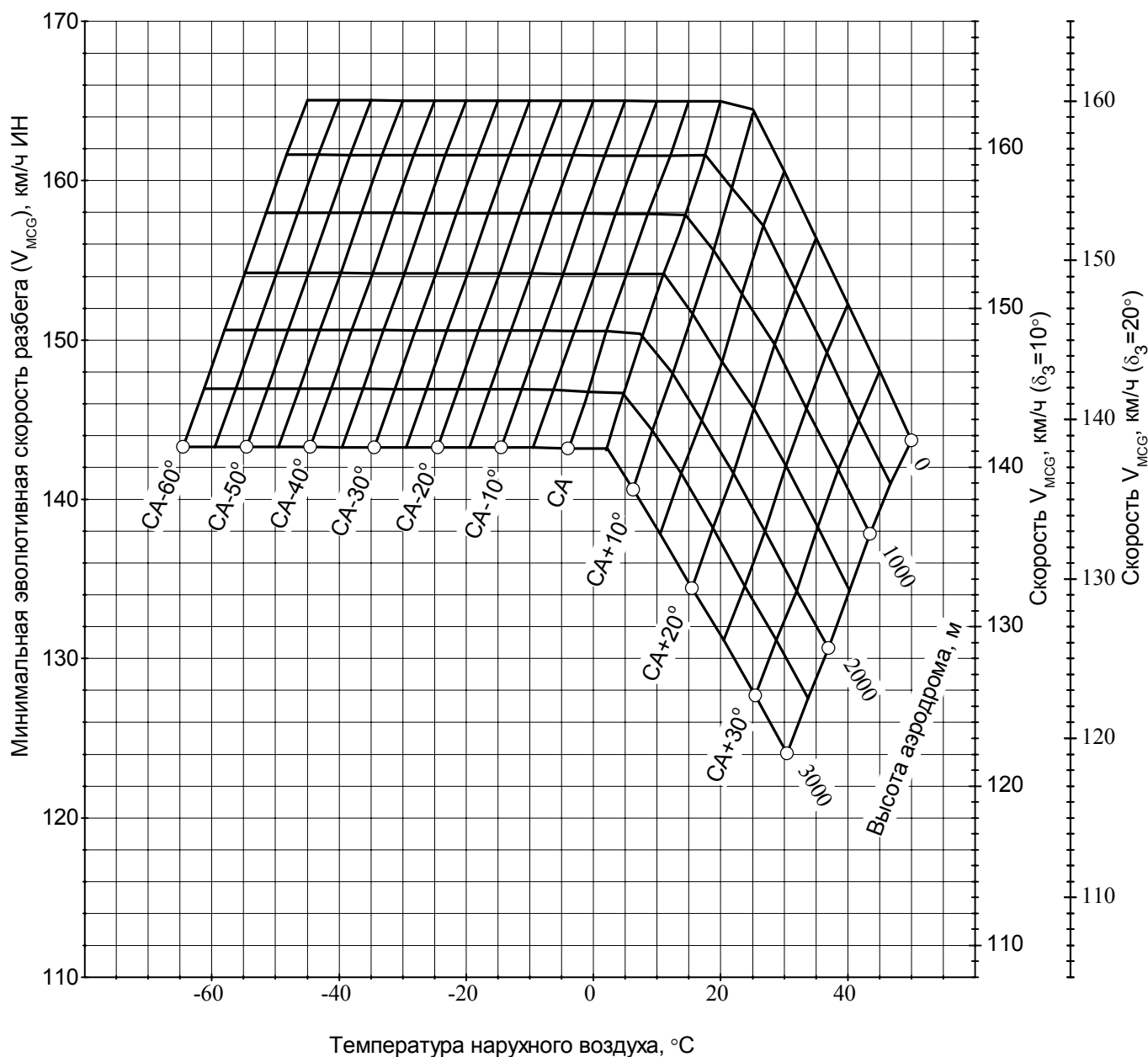
3- конфигурация самолета $\delta_3=40^0$; $\delta_{нк}=22^0$; $\delta_{пр}=19^0$



СКОРОСТИ СВАЛИВАНИЯ (V_S) ПРИ $n_y=1$ ДЛЯ ВЗЛЕТНО - ПОСАДОЧНЫХ
КОНФИГУРАЦИЙ И КОНФИГУРАЦИЙ УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ
Рис. 7.1.4-11



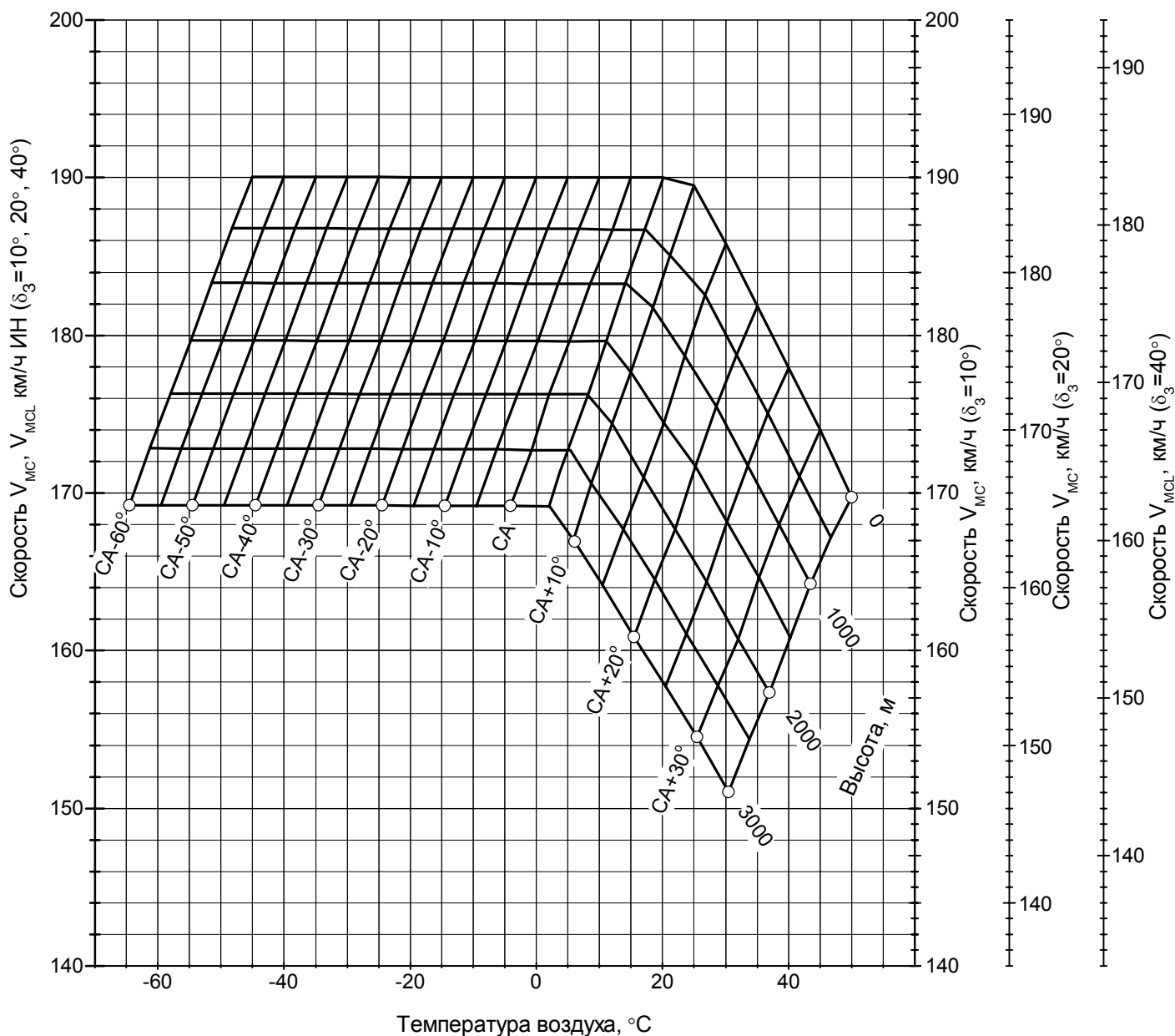
ВЗАИМНЫЙ ПЕРЕВОД ИНДИКАТОРНОЙ,
ИСТИННОЙ И ПУТЕВОЙ СКОРОСТЕЙ
Рис. 7.1.4-12



МИНИМАЛЬНЫЕ ЭВОЛЮТИВНЫЕ СКОРОСТИ РАЗБЕГА (V_{MCG})

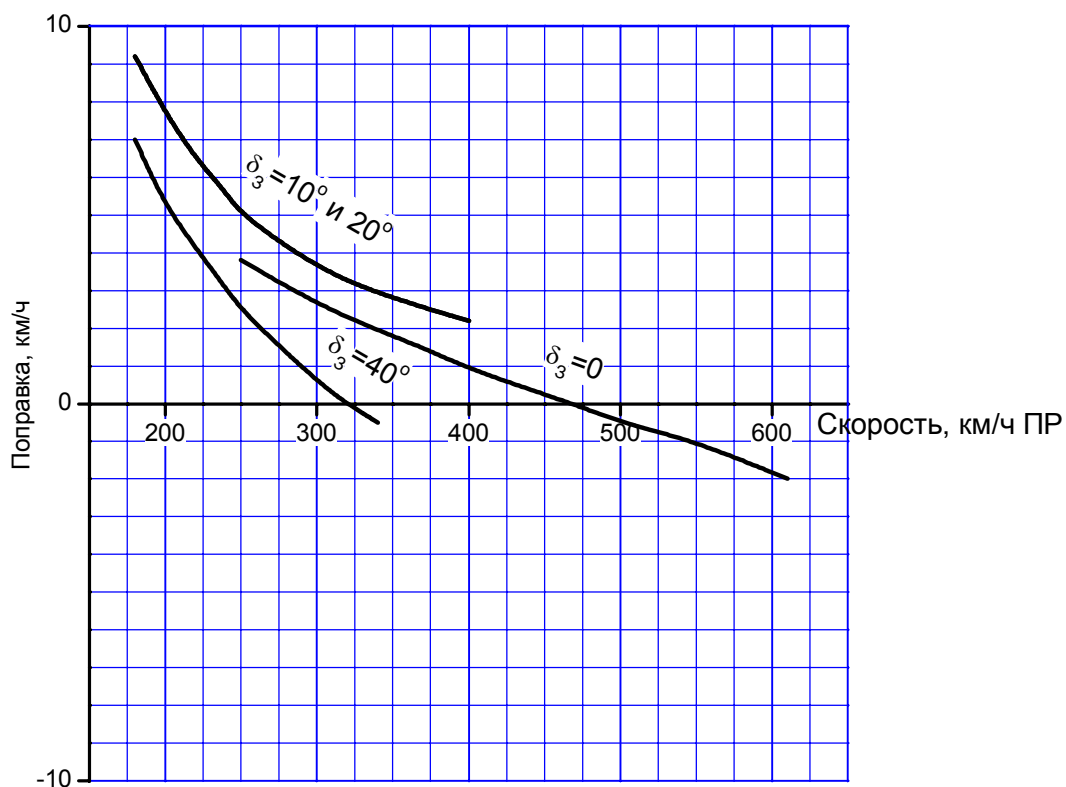
КОНФИГУРАЦИЯ КРЫЛА $\delta_3=10, 20^\circ$; $\delta_{ПР}=19^\circ$; $\delta_{Н.К.}=22^\circ$; МЧР

Рис. 7.1.4-13



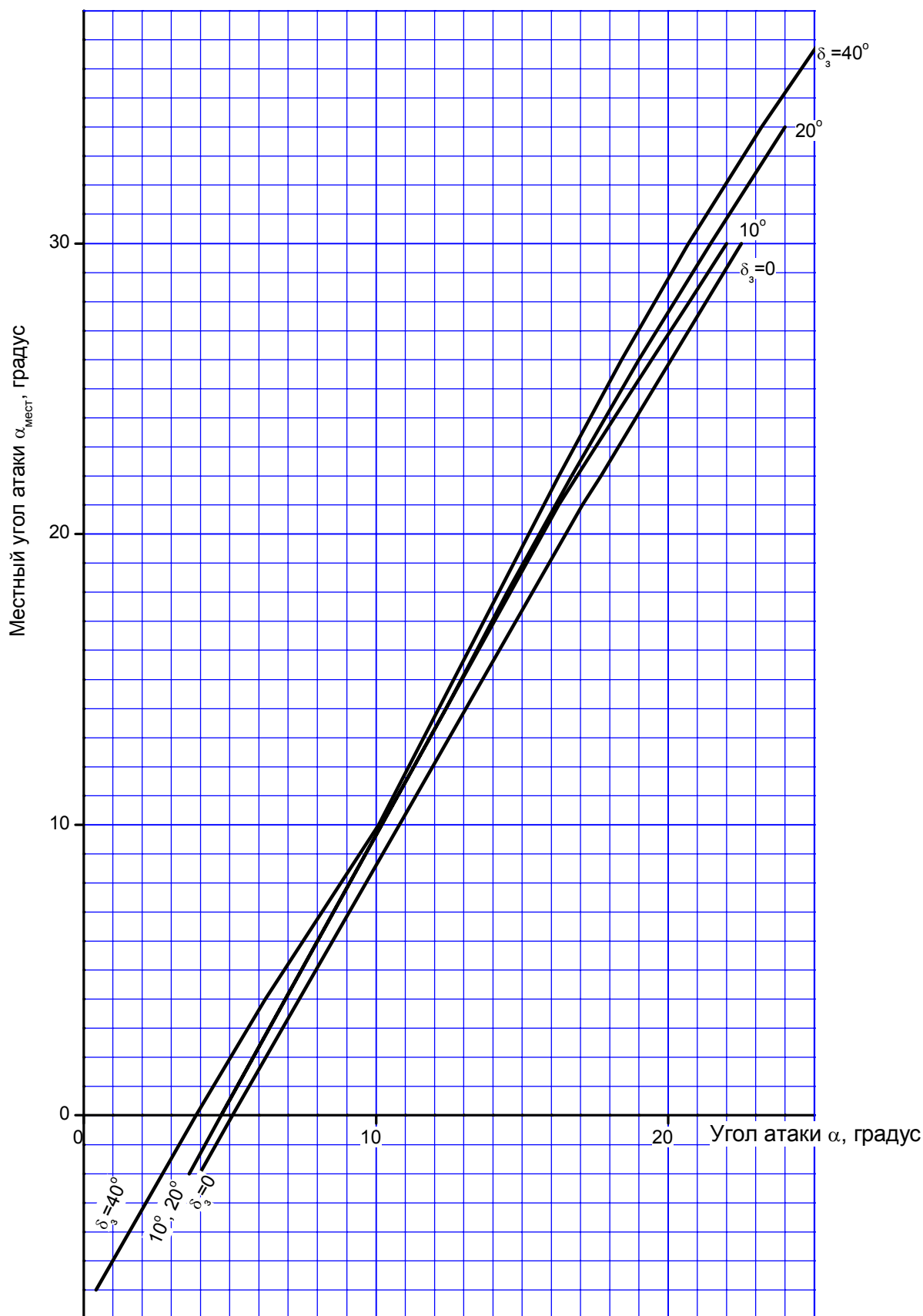
МИНИМАЛЬНЫЕ ЭВОЛЮТИВНЫЕ СКОРОСТИ (V_{MC} , V_{MCL}),
 $\delta_3=10, 20, 40^\circ$, $\delta_{ПР}=19^\circ$, $\delta_{Н.К.}=22^\circ$, МЧР (при $\delta_3=0$, V_{MC} меньше скорости
сваливания для всего диапазона взлетных весов)

Рис. 7.1.4-14



АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ПОПРАВКИ

Рис. 7.1.4-15



ЗАВИСИМОСТЬ ПОКАЗАНИЙ УГЛА АТАКИ САМОЛЕТА
ОТ МЕСТНОГО УГЛА АТАКИ, ИЗМЕРЕННОГО ДАУ-72-1-1
Рис. 7.1.4-16

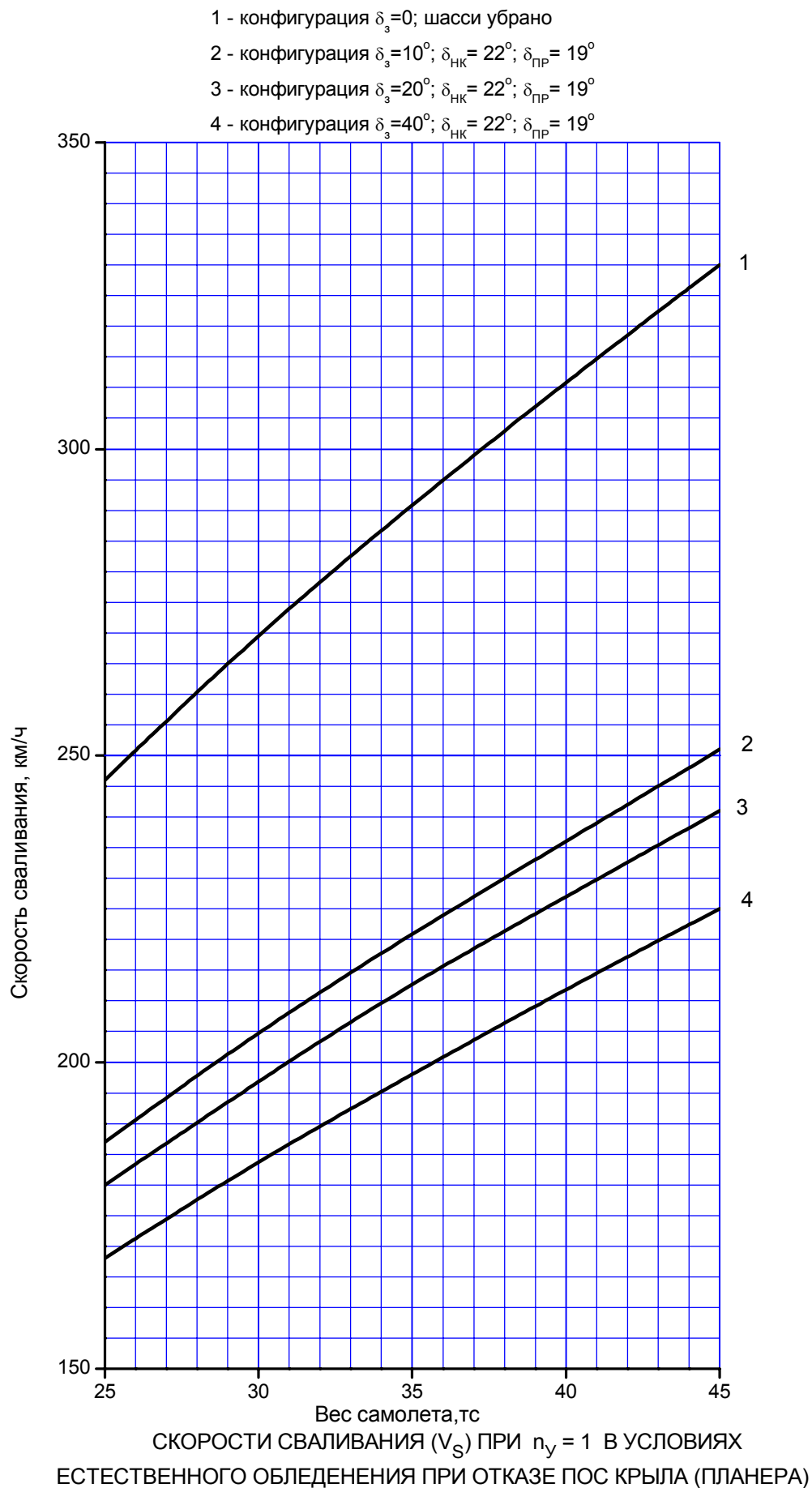


Рис. 7.1.4-17

7.2. ВЗЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

7.2.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Взлетные характеристики приведены для первой и второй взлетных конфигураций: $\delta_3=20^\circ$ и $\delta_3=10^\circ$ во всех ожидаемых условиях эксплуатации.

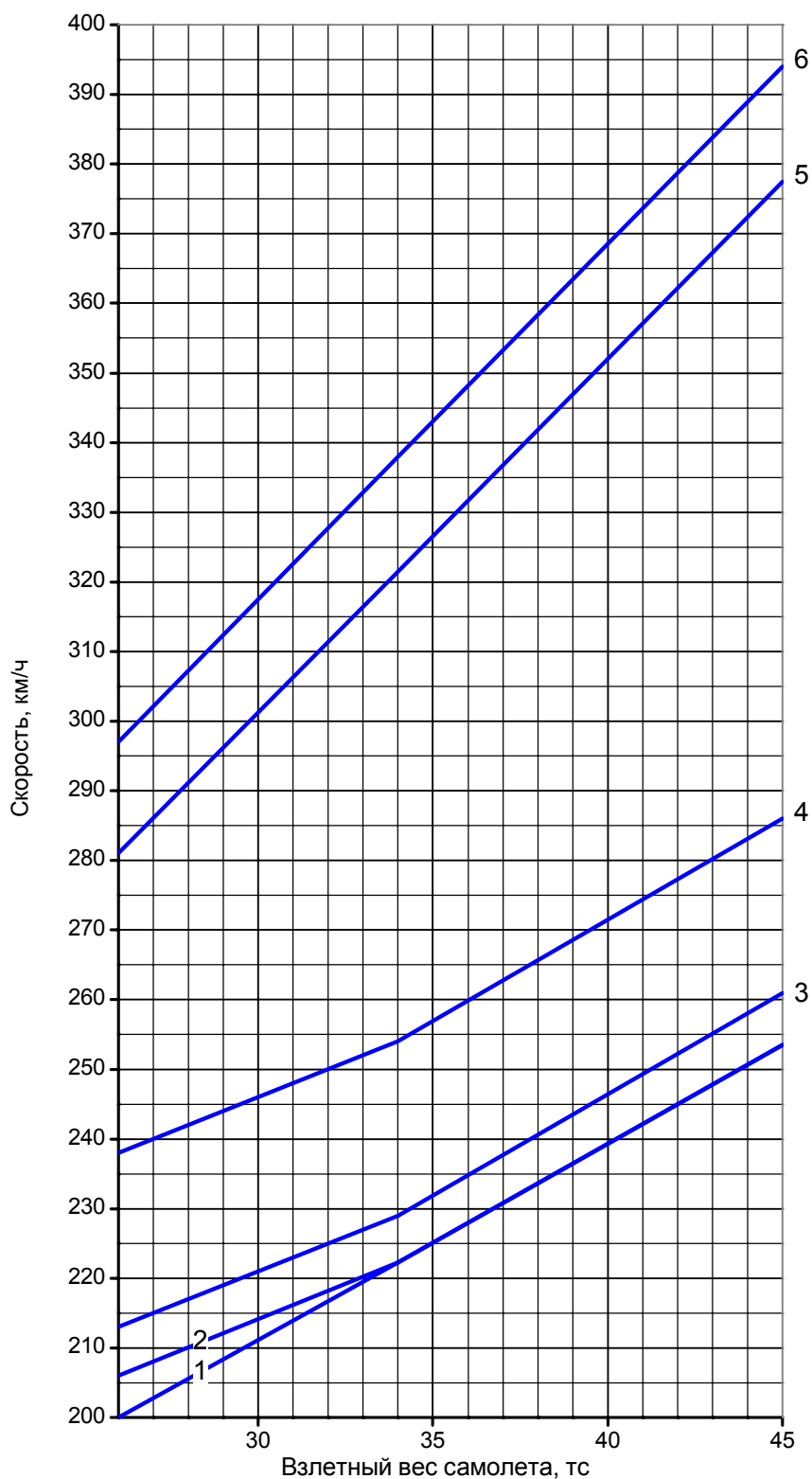
Положение закрылков $\delta_3=20^\circ$ или $\delta_3=10^\circ$ выбирается в зависимости от условий взлета.

При взлете с $\delta_3=10^\circ$ максимально допустимый взлетный вес из условия обеспечения нормируемого градиента набора высоты при отказе одного двигателя больше, чем при взлете с $\delta_3=20^\circ$. Исходя из этого, если длина ВПП не накладывает ограничения на максимально допустимый взлетный вес, то рекомендуется использовать $\delta_3=10^\circ$.

7.2.2. СКОРОСТИ ВЗЛЕТА

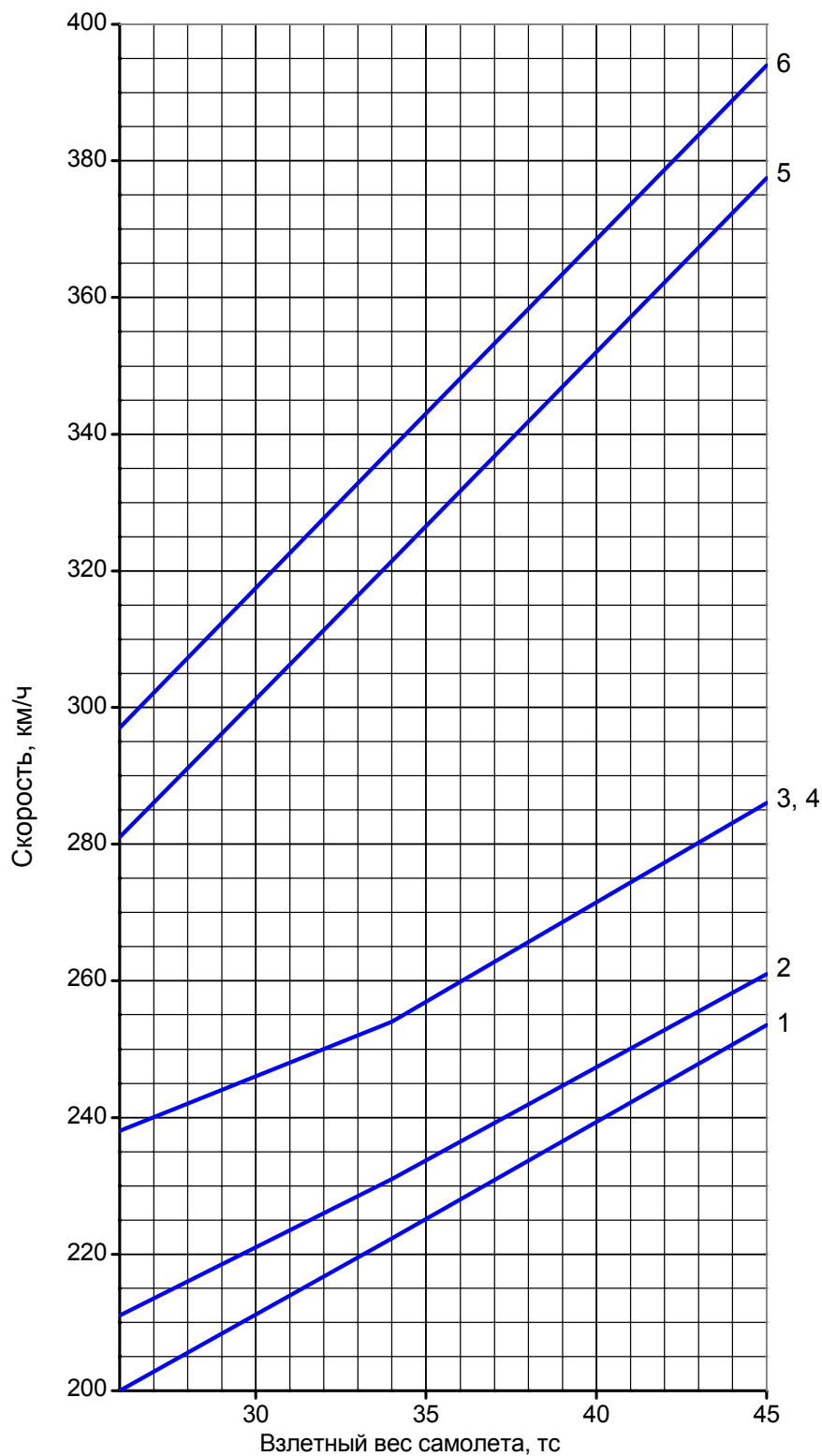
Скорость подъема передней опоры шасси (V_R), скорость отрыва (V_{LOF}), безопасная скорость взлета (V_2), скорости начала и конца уборки закрылков, скорости набора и выхода на высоту круга для взлетной конфигурации $\delta_3=20^\circ$ в зависимости от взлетного веса самолета показаны на рис. 7.2.2-1 при взлете с одним работающим двигателем и на рис. 7.2.2-2 при взлете со всеми работающими двигателями. На обоих рисунках значение скорости V_R , а также скорости, обозначенные цифрами 4, 5, 6, – одинаковые.

На рис. 7.2.2-3 и 7.2.2-4 приведены аналогичные характерные скорости взлета для взлетной конфигурации $\delta_3=10^\circ$ соответственно с одним и со всеми работающими двигателями. На обоих рисунках значение скорости V_R , а также скорости, обозначенные цифрами 4, 5, 6, – одинаковые.



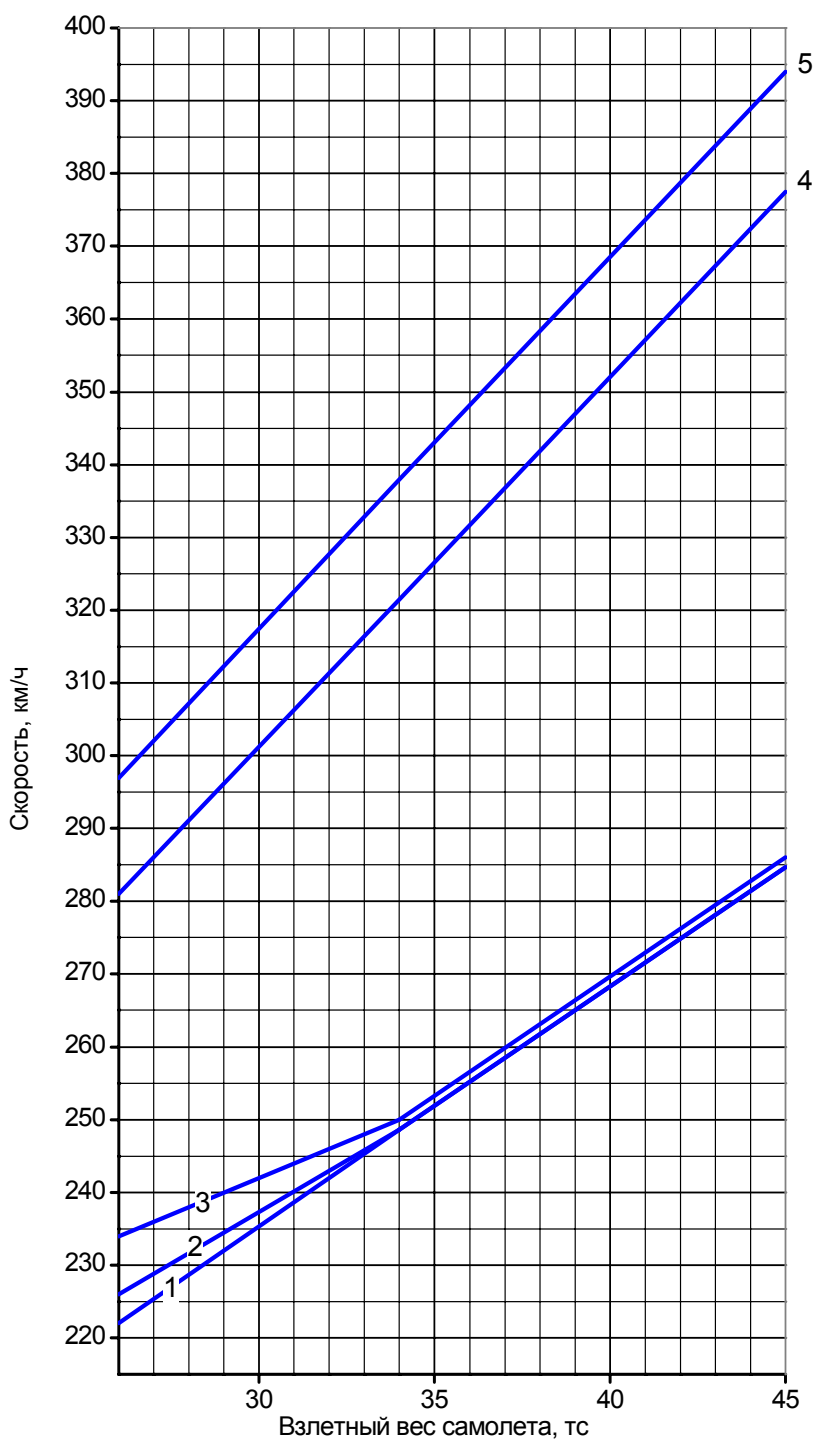
- 1 - Скорость подъема передней опоры шасси (V_R)
 2 - Скорость отрыва (V_{LOF})
 3 - Безопасная скорость взлета (V_2)
 4 - Скорость в момент начала уборки закрылков с 20° до 10°
 5 - Скорость в момент начала уборки механизации крыла в полетное положение
 6 - Скорость в полетной конфигурации (V_{FTO})
 СКОРОСТИ ВЗЛЕТА ПРИ ОТКАЗЕ ДВИГАТЕЛЯ; $\delta_3 = 20^\circ$

Рис. 7.2.2-1



- 1 - Скорость подъема передней опоры шасси (V_R)
 2 - Скорость отрыва (V_{LOF})
 3 - Скорость на высоте 10,7 м ($V = V_2 + 25$ км/ч)
 4 - Скорость в момент начала уборки закрылков с 20° до 10°
 5 - Скорость в момент начала уборки механизации крыла в полетное положение
 6 - Скорость в полетной конфигурации (V_{FTO})
- СКОРОСТИ ВЗЛЕТА СО ВСЕМИ РАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ; $\delta_3 = 20^\circ$

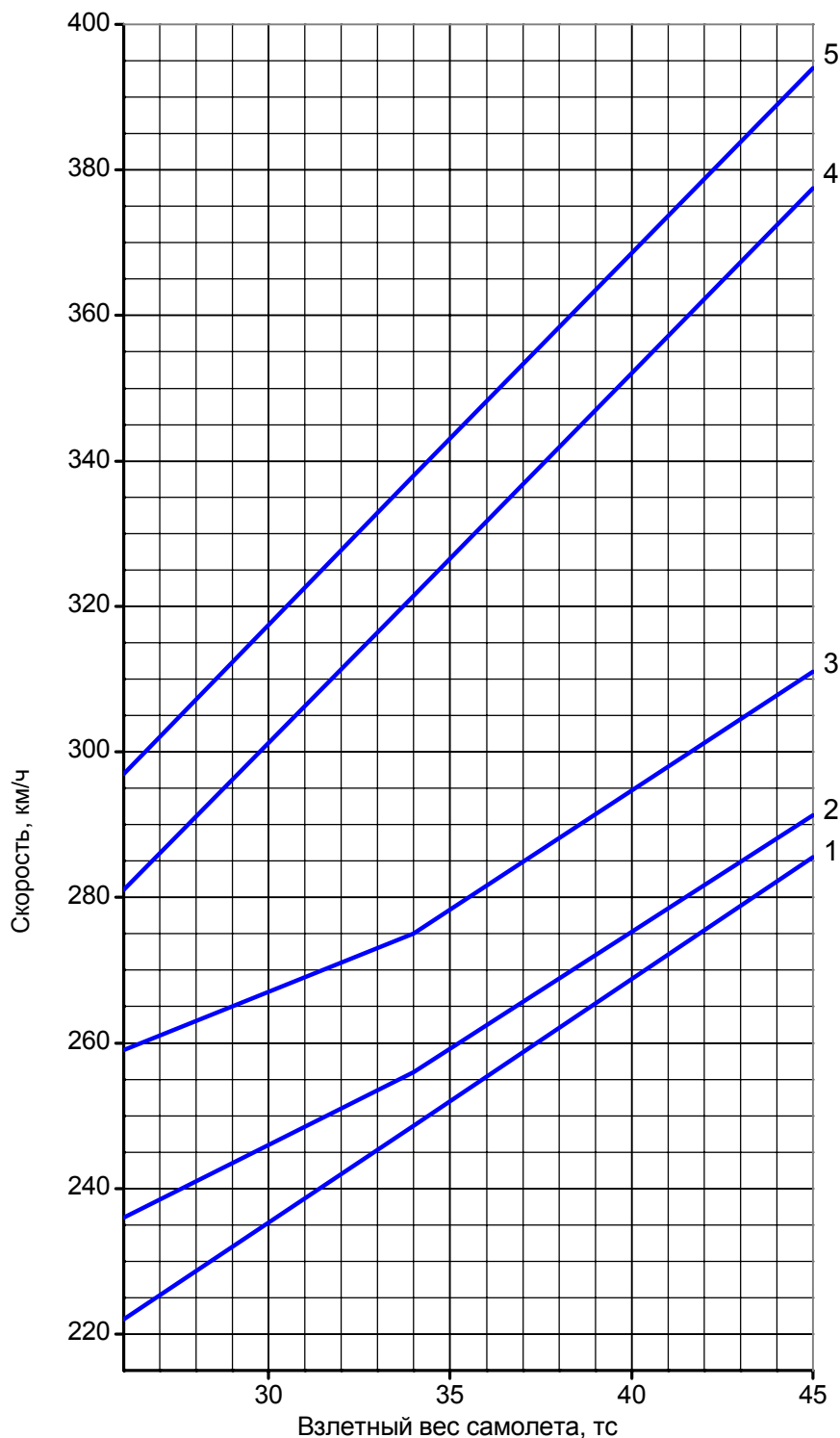
Рис. 7.2.2-2



- 1 - Скорость подъема передней опоры шасси (V_R)
- 2 - Скорость отрыва (V_{LOF})
- 3 - Безопасная скорость взлета (V_2)
- 4 - Скорость в момент начала уборки механизации крыла в полетное положение
- 5 - Скорость в полетной конфигурации (V_{FTO})

СКОРОСТИ ВЗЛЕТА ПРИ ОТКАЗЕ ДВИГАТЕЛЯ; $\delta_3 = 10^\circ$

Рис. 7.2.2-3



- 1 - Скорость подъема передней опоры шасси (V_R)
- 2 - Скорость отрыва (V_{LOF})
- 3 - Скорость на высоте 10,7 м ($V = V_2 + 25$ км/ч)
- 4 - Скорость в момент начала уборки механизации крыла в полетное положение
- 5 - Скорость в полетной конфигурации (V_{FTO})

СКОРОСТИ ВЗЛЕТА СО ВСЕМИ РАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ; $\delta_3 = 10^\circ$

Рис. 7.2.2-4

7.2.3. ПОЛНЫЕ ГРАДИЕНТЫ НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ ВЗЛЕТЕ С ОДНИМ РАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

Условия естественного обледенения отсутствуют, ПОС – выключена

На рис. 7.2.3-1, 7.2.3-1а и 7.2.3-2, 7.2.3-2а приведены полные градиенты набора высоты ($\eta_{п.н.}$) в установившемся прямолинейном полете самолета на первом и втором участках взлетной траектории для $\delta_3=20^\circ$ и $\delta_3=10^\circ$ соответственно в зависимости от высоты аэродрома, температуры наружного воздуха, взлетного веса самолета и продольной составляющей ветра.

Полный градиент на этом участке должен быть положительным.

Условия:

- работает один двигатель (Д436-148Б или Д436-148Д) на максимальном чрезвычайном режиме;
- конфигурация самолета – взлетная ($\delta_3=20^\circ$ или $\delta_3=10^\circ$);
- высота 10,7 м над взлетной поверхностью;
- скорость набора высоты – V_2 (см. рис. 7.2.2-1 или 7.2.2-3);
- шасси выпущено;
- условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена, СКВ включена.

Пример, иллюстрируемый пунктирной линией со стрелками на рис. 7.2.3-1, показывает, что при высоте аэродрома 0 м, температуре наружного воздуха 15°C , взлетном весе самолета 38 тс и встречной составляющей скорости ветра 5 м/с полный градиент на первом участке составляет 3,73 % для $\delta_3=20^\circ$. Здесь и далее описание примеров приведено для взлетной конфигурации самолетов Ан-148-100А и Ан-148-100В с $\delta_3=20^\circ$. Для $\delta_3=10^\circ$, а также для обеих взлетных конфигураций самолета Ан-148-100Е работа с номограммами аналогична приведенным примерам.

На рис. 7.2.3-3, 7.2.3-3а и 7.2.3-4, 7.2.3-4а приведены полные градиенты набора высоты в установившемся прямолинейном полете на третьем участке взлетной траектории для $\delta_3=20^\circ$ и $\delta_3=10^\circ$ соответственно и убранного шасси в зависимости от высоты аэродрома, температуры наружного воздуха, взлетного веса, продольной составляющей скорости ветра для двух вариантов двигателей.

Полный градиент на этом участке взлетной траектории должен быть не менее 2,4 %.

Условия:

- работает один двигатель (Д436-148Б или Д436-148Д) на максимальном чрезвычайном режиме;
- конфигурация самолета – взлетная ($\delta_3=20^\circ$ или $\delta_3=10^\circ$);
- высота 120 м над взлетной поверхностью;
- скорость набора высоты – V_2 (см. рис. 7.2.2-1 или 7.2.2-3);
- шасси убрано;
- условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена, СКВ включена.

Пример, иллюстрируемый пунктирной линией со стрелками на рис. 7.2.3-3, показывает, что при высоте аэродрома 0 м, температуре наружного воздуха 15°C, взлетном весе 38 тс и встречной составляющей скорости ветра 5 м/с полный градиент на этом участке составляет 5 % для $\delta_3=20^\circ$;

На рис. 7.2.3-5, 7.2.3-5а приведены полные градиенты набора высоты в установившемся прямолинейном полете самолета на четвертом участке взлетной траектории для полетной конфигурации ($\delta_3=0$), убранного шасси в зависимости от высоты аэродрома, температуры наружного воздуха, взлетного веса самолета, продольной составляющей ветра для двух вариантов двигателей.

Полный градиент на этом участке траектории взлета должен быть не менее 1,2%.

Условия:

- работает один двигатель (Д436-148Б или Д436-148Д) на взлетном режиме;
- конфигурация самолета – полетная, $\delta_3=0$;
- высота 450 м над взлетной поверхностью;
- скорость полета – V_{FTO} (см. рис. 7.2.2-1);
- шасси убрано;
- условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена, СКВ включена.

Пример, иллюстрируемый пунктирной линией со стрелками на рис. 7.2.3-5, показывает, что при высоте аэродрома 0 м, температуре наружного воздуха 15°C, взлетном весе 38 тс и встречной составляющей скорости ветра 5 м/с полный градиент на этом участке составляет 4,52 %.

Условия естественного обледенения, ПОС – включена

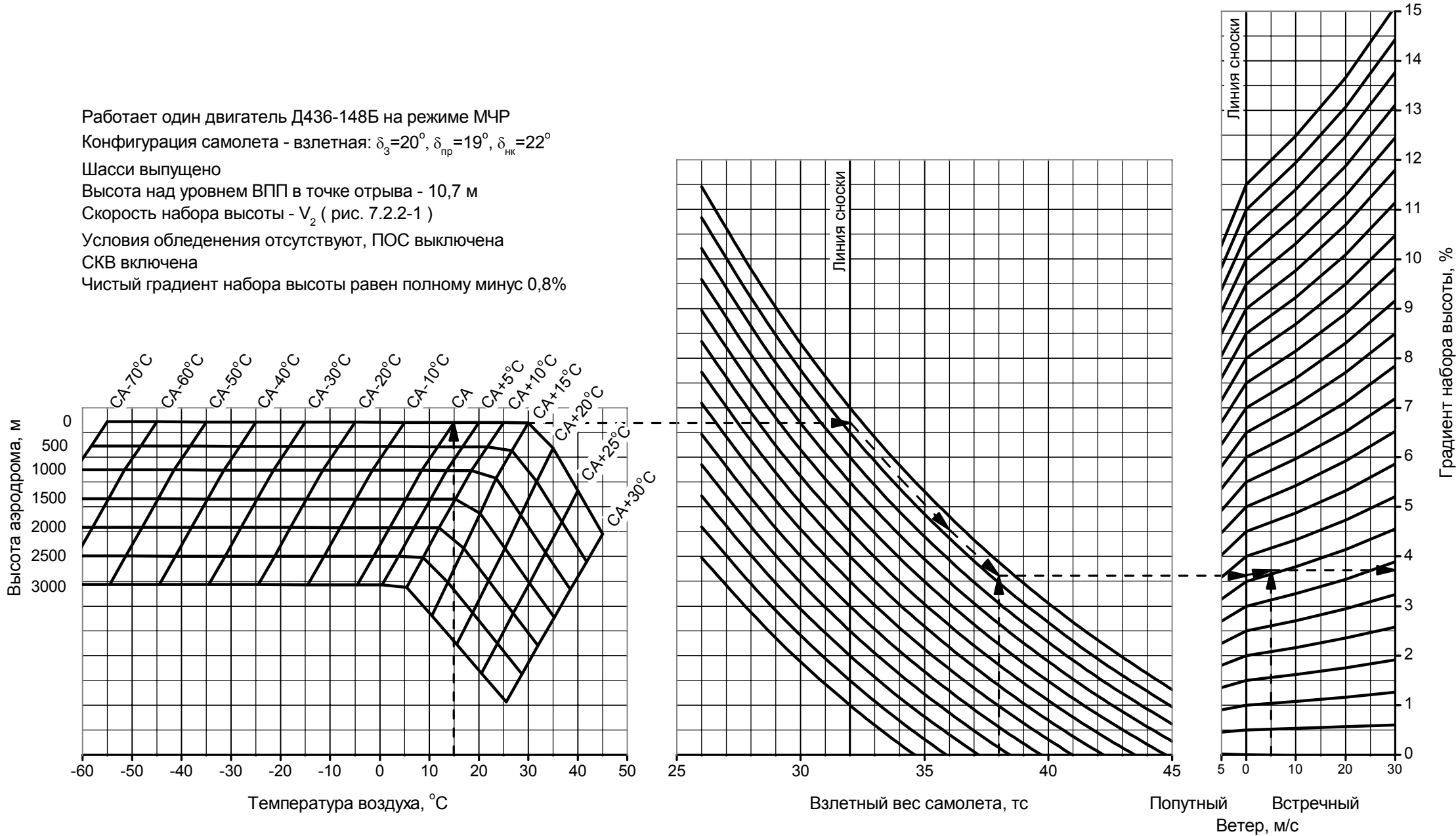
Для определения градиентов набора высоты использовать номограммы те же, что и для условий отсутствия обледенения, ПОС – выключена, так как отборы воздуха для обеспечения работы ПОС не оказывают влияния на тяговые характеристики двигателей.

При взлете в условиях естественного обледенения градиенты набора высоты на первом, втором и третьем участках принимать по рис. 7.2.3-1...7.2.3-4а.

Полные градиенты набора высоты в установившемся прямолинейном полете самолета в условиях естественного обледенения (УЕО) при работающей ПОС на четвертом участке взлетной траектории для полетной конфигурации ($\delta_3=0$), убранного шасси, в зависимости от высоты аэродрома, температуры наружного воздуха, взлетного веса самолета, продольной составляющей скорости ветра принимать по рис. 7.2.3-5 и 7.2.3-5а, уменьшив их на 0,1 %.

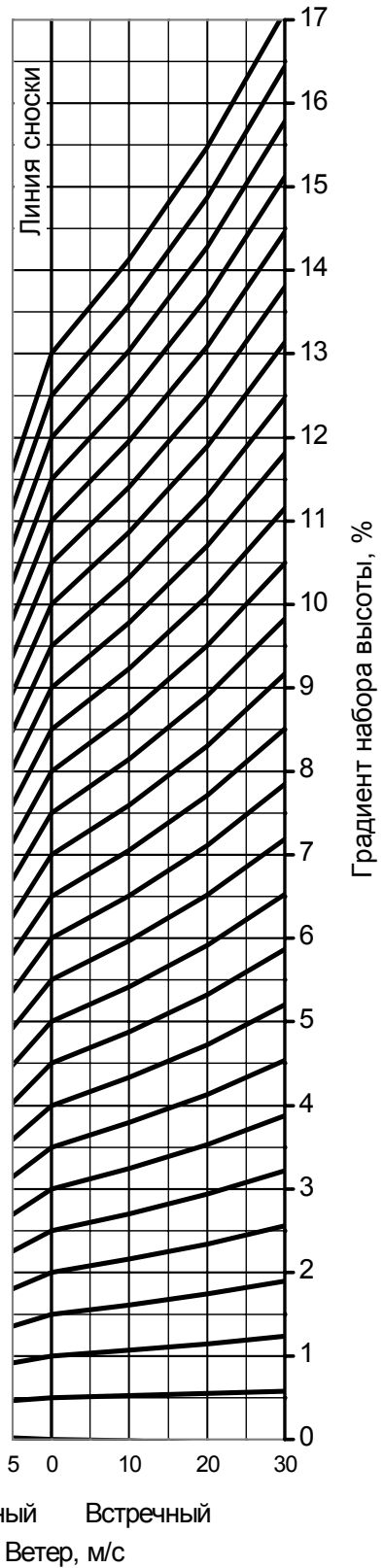
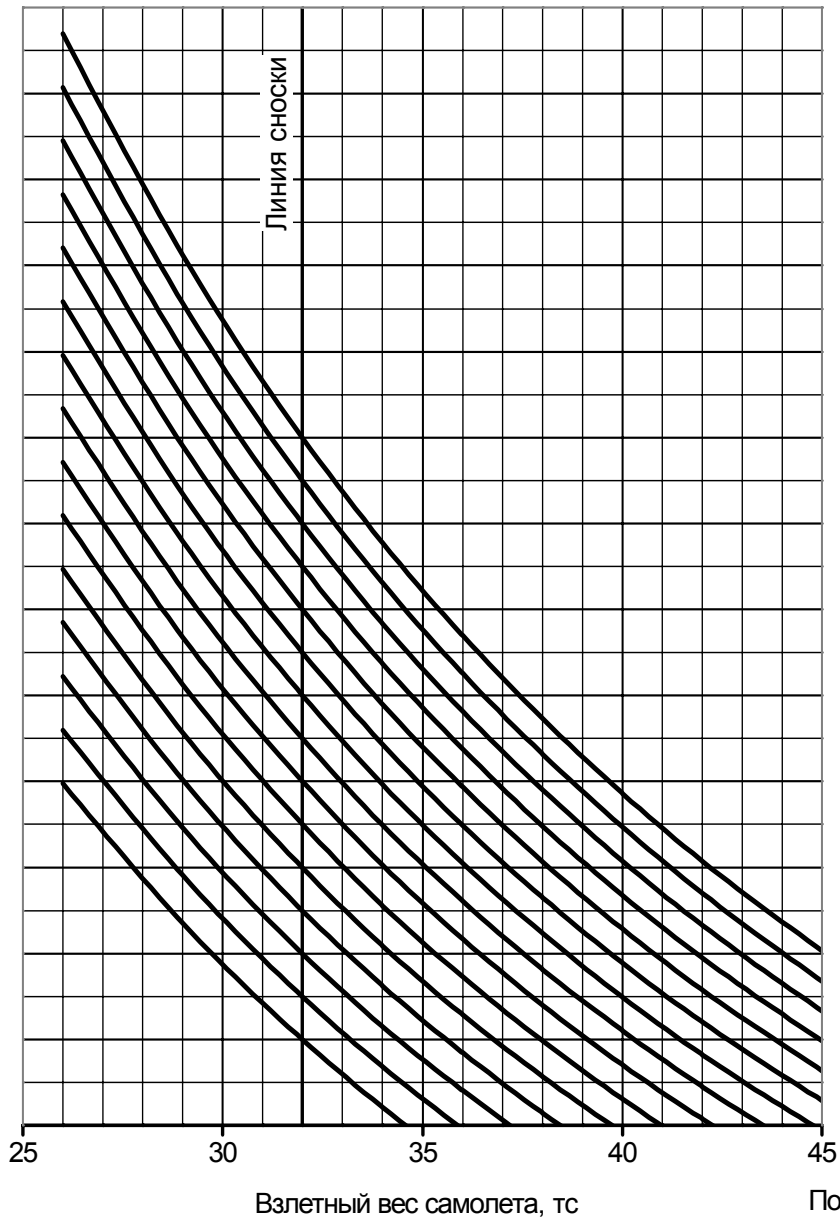
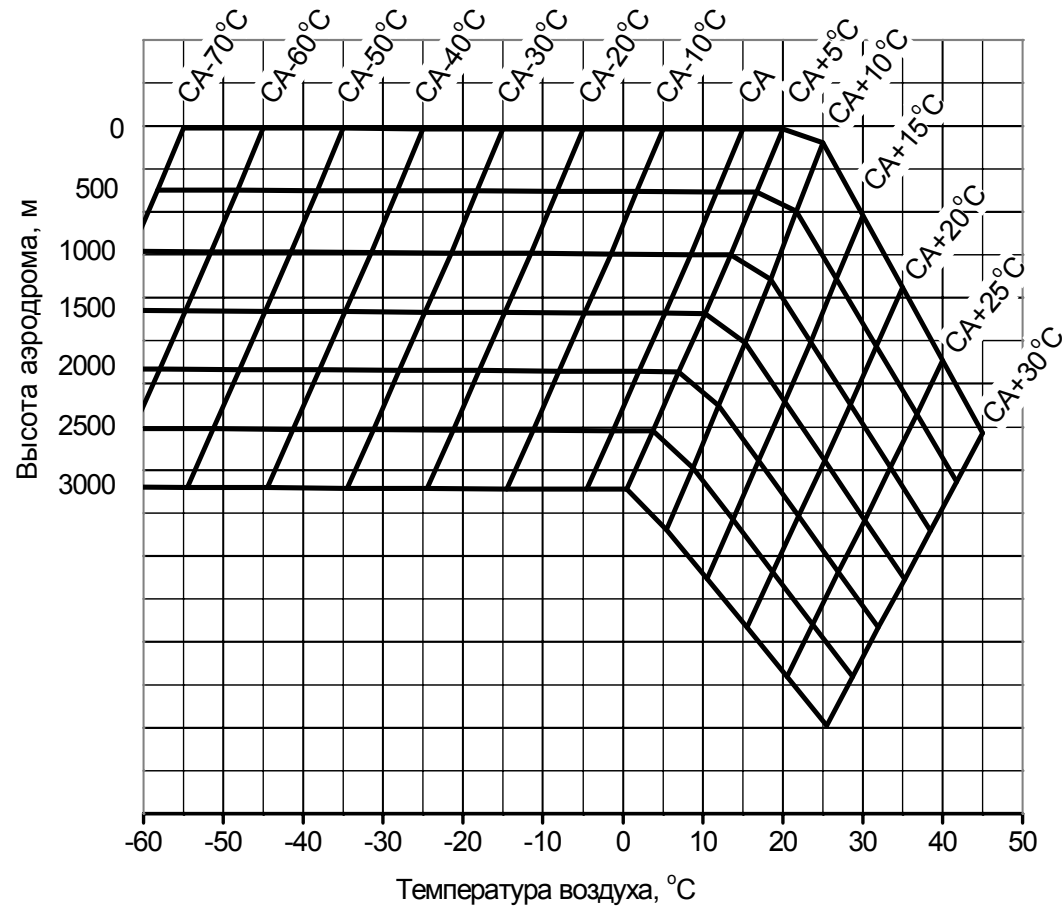
Пример, иллюстрируемый пунктирной линией со стрелками на рис. 7.2.3-5, показывает, что при высоте аэродрома 0 м, температуре наружного воздуха 0 °C, взлетном весе самолета 38 тс, встречной составляющей скорости ветра 5 м/с полный градиент на этом участке в УЕО при работающей ПОС составляет $4,52 - 0,1 = 4,42$ %.

Работает один двигатель Д436-148Б на режиме МЧР
Конфигурация самолета - взлетная: $\delta_3=20^\circ$, $\delta_{пр}=19^\circ$, $\delta_{нк}=22^\circ$
Шасси выпущено
Высота над уровнем ВПП в точке отрыва - 10,7 м
Скорость набора высоты - V_2 (рис. 7.2.2-1)
Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена
СКВ включена
Чистый градиент набора высоты равен полному минус 0,8%



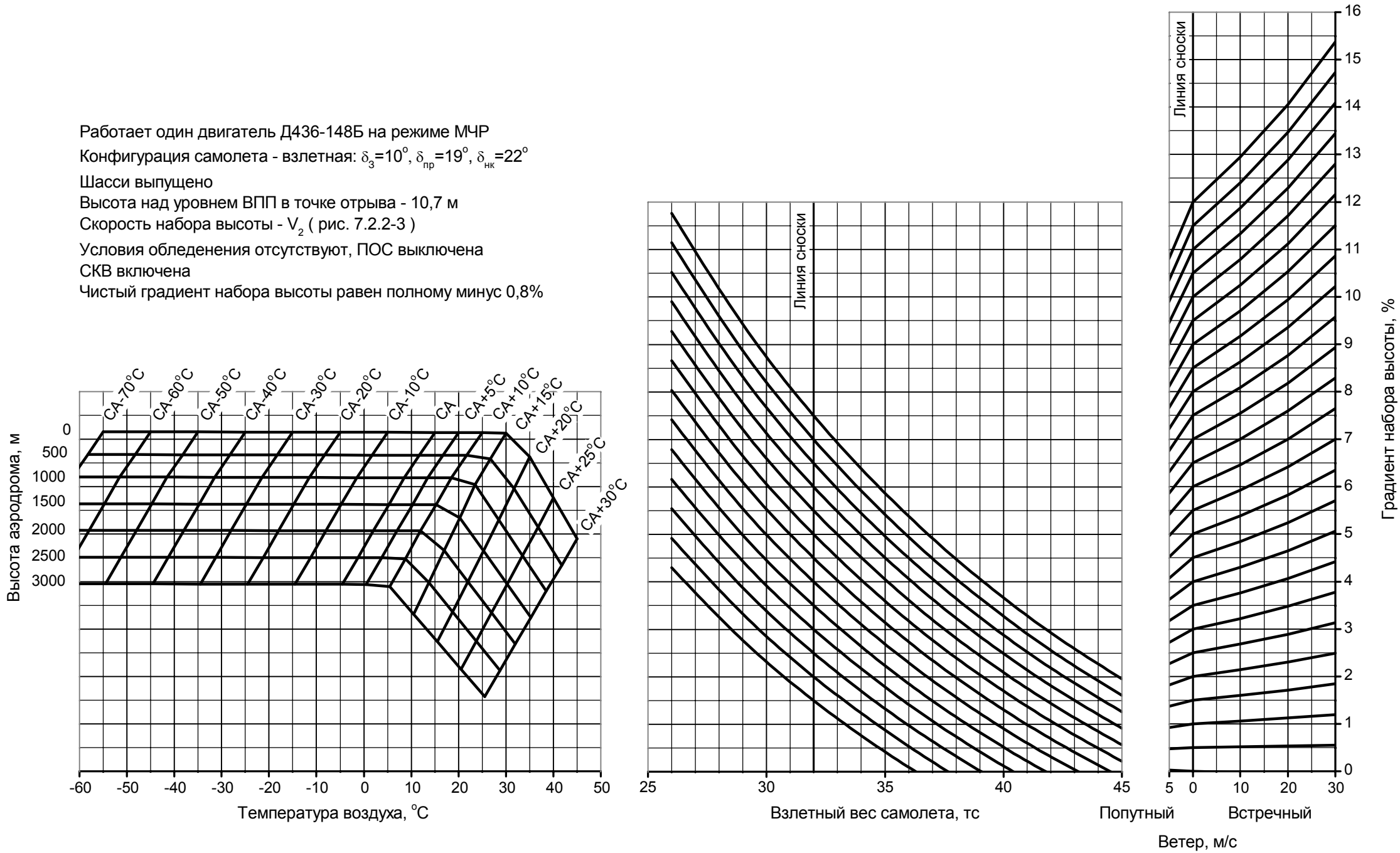
ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ НА ВЗЛЕТЕ
Рис.7.2.3-1

Работает один двигатель Д436-148Д на режиме МЧР
Конфигурация самолета - взлетная: $\delta_3=20^\circ$, $\delta_{пр}=19^\circ$, $\delta_{нк}=22^\circ$
Шасси выпущено
Высота над уровнем ВПП в точке отрыва - 10,7 м
Скорость набора высоты - V_2 (рис. 7.2.2-1)
Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена
СКВ включена
Чистый градиент набора высоты равен полному минус 0,8%



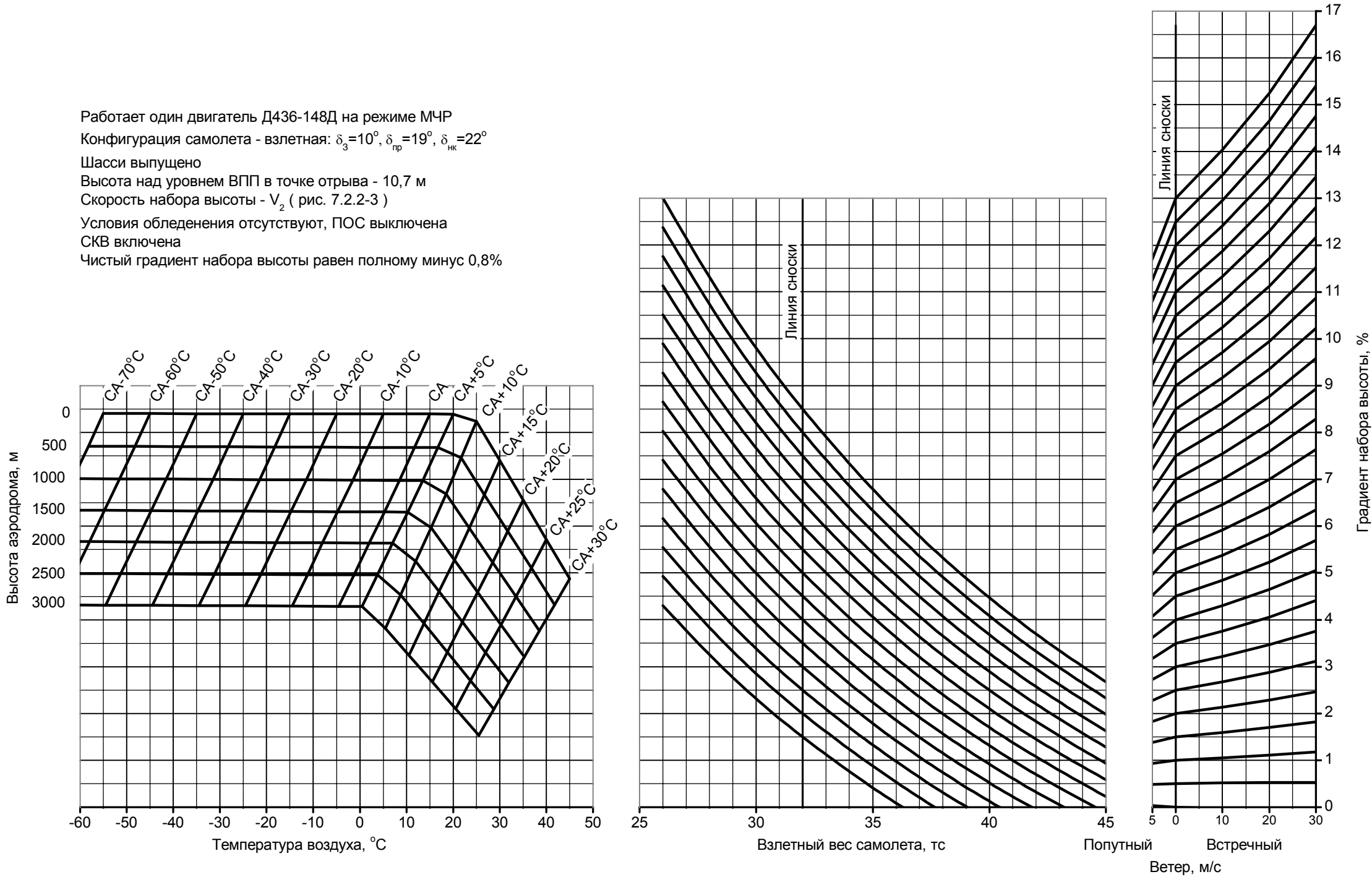
ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ НА ВЗЛЕТЕ
Рис.7.2.3-1а

Работает один двигатель Д436-148Б на режиме МЧР
Конфигурация самолета - взлетная: $\delta_3=10^\circ$, $\delta_{пр}=19^\circ$, $\delta_{нк}=22^\circ$
Шасси выпущено
Высота над уровнем ВПП в точке отрыва - 10,7 м
Скорость набора высоты - V_2 (рис. 7.2.2-3)
Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена
СКВ включена
Чистый градиент набора высоты равен полному минус 0,8%



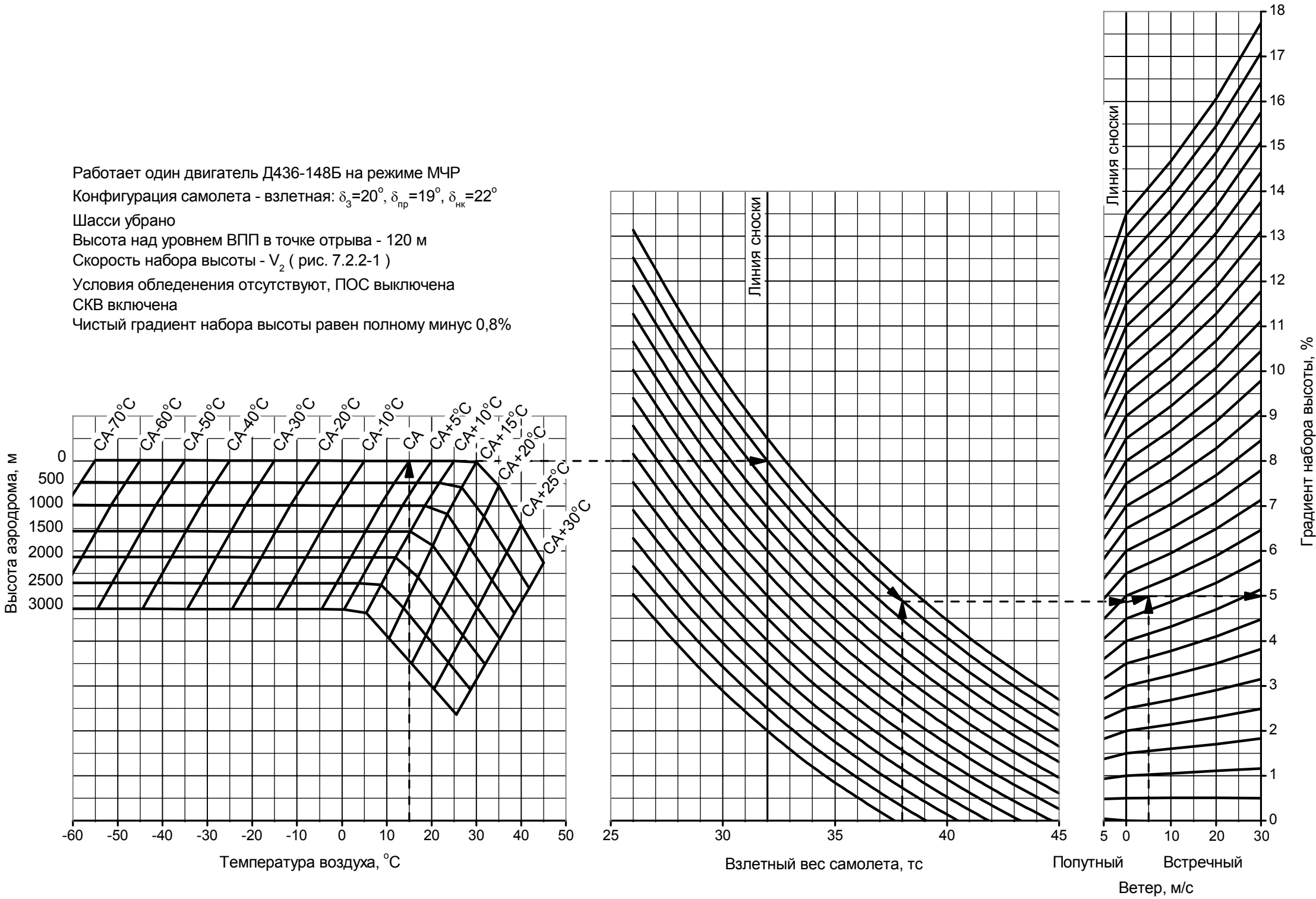
ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ НА ВЗЛЕТЕ
Рис.7.2.3-2

Работает один двигатель Д436-148Д на режиме МЧР
Конфигурация самолета - взлетная: $\delta_3=10^\circ$, $\delta_{пр}=19^\circ$, $\delta_{нк}=22^\circ$
Шасси выпущено
Высота над уровнем ВПП в точке отрыва - 10,7 м
Скорость набора высоты - V_2 (рис. 7.2.2-3)
Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена
СКВ включена
Чистый градиент набора высоты равен полному минус 0,8%



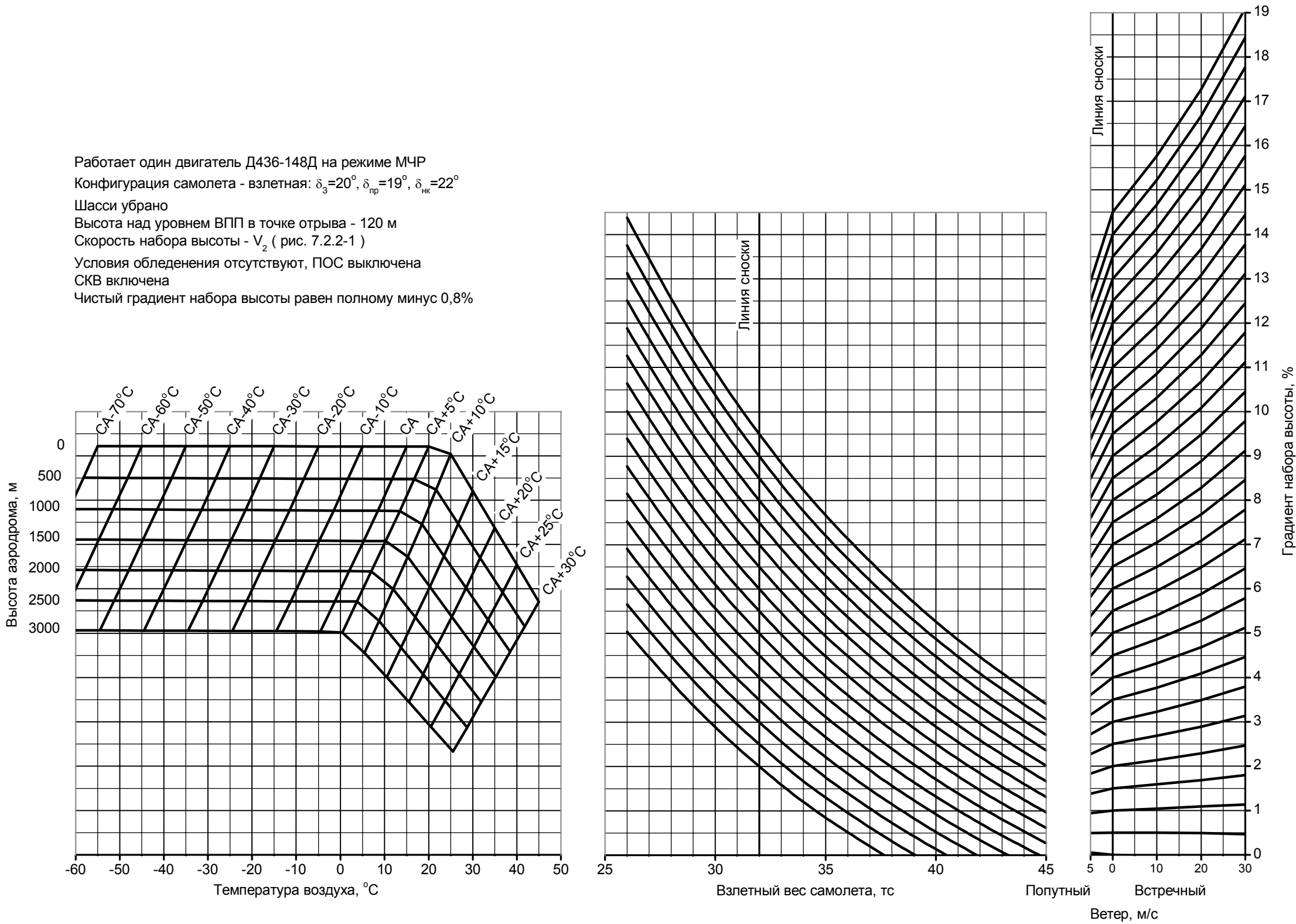
ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ НА ВЗЛЕТЕ
Рис.7.2.3-2а

Работает один двигатель Д436-148Б на режиме МЧР
Конфигурация самолета - взлетная: $\delta_3=20^\circ$, $\delta_{пр}=19^\circ$, $\delta_{нк}=22^\circ$
Шасси убрано
Высота над уровнем ВПП в точке отрыва - 120 м
Скорость набора высоты - V_2 (рис. 7.2.2-1)
Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена
СКВ включена
Чистый градиент набора высоты равен полному минус 0,8%



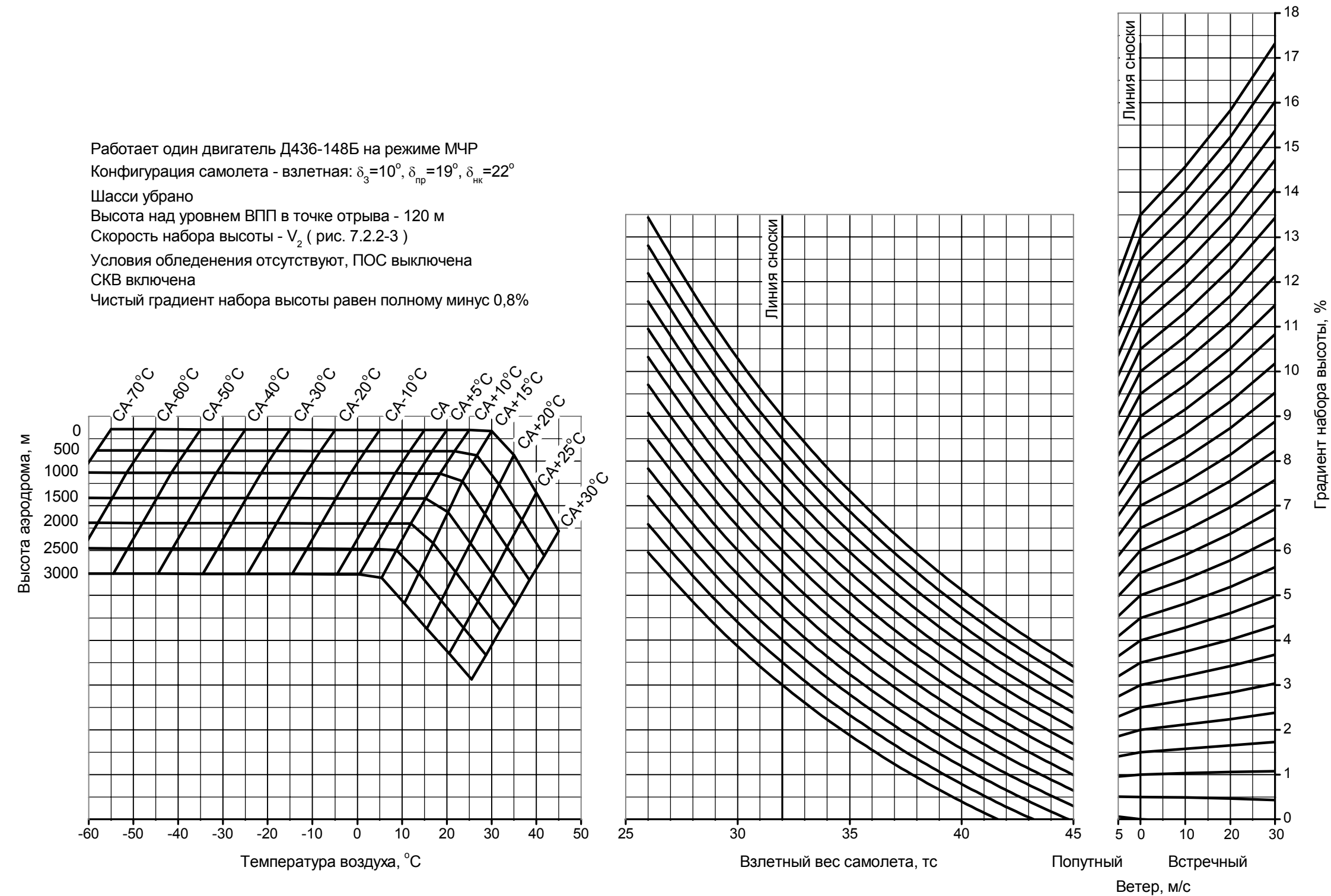
ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ НА ВЗЛЕТЕ
Рис.7.2.3-3

Работает один двигатель Д436-148Д на режиме МЧР
Конфигурация самолета - взлетная: $\delta_3=20^\circ$, $\delta_{пр}=19^\circ$, $\delta_{нк}=22^\circ$
Шасси убрано
Высота над уровнем ВПП в точке отрыва - 120 м
Скорость набора высоты - V_2 (рис. 7.2.2-1)
Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена
СКВ включена
Чистый градиент набора высоты равен полному минус 0,8%



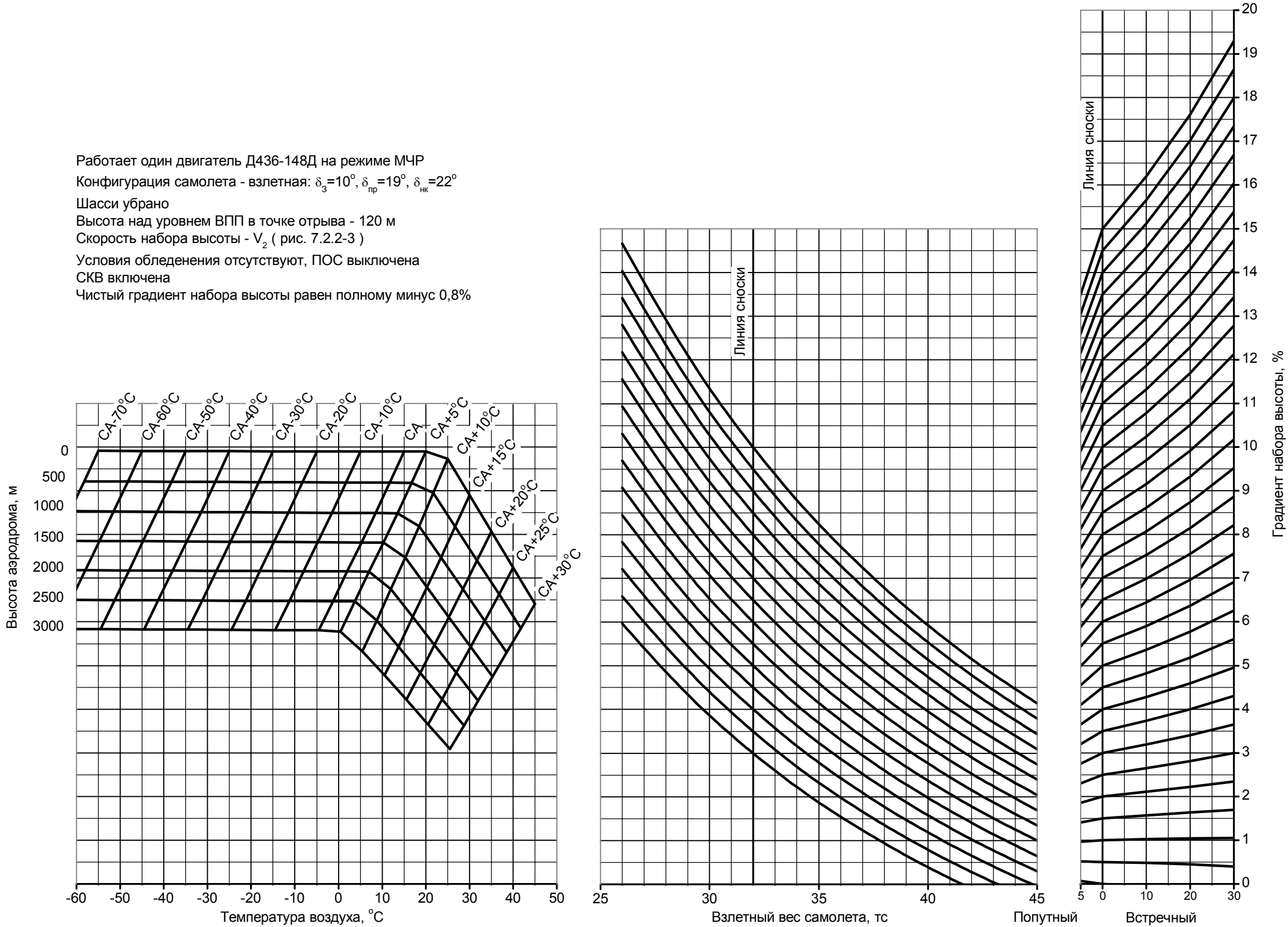
ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ НА ВЗЛЕТЕ
Рис.7.2.3-3а

Работает один двигатель Д436-148Б на режиме МЧР
Конфигурация самолета - взлетная: $\delta_3=10^\circ$, $\delta_{пр}=19^\circ$, $\delta_{нк}=22^\circ$
Шасси убрано
Высота над уровнем ВПП в точке отрыва - 120 м
Скорость набора высоты - V_2 (рис. 7.2.2-3)
Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена
СКВ включена
Чистый градиент набора высоты равен полному минус 0,8%



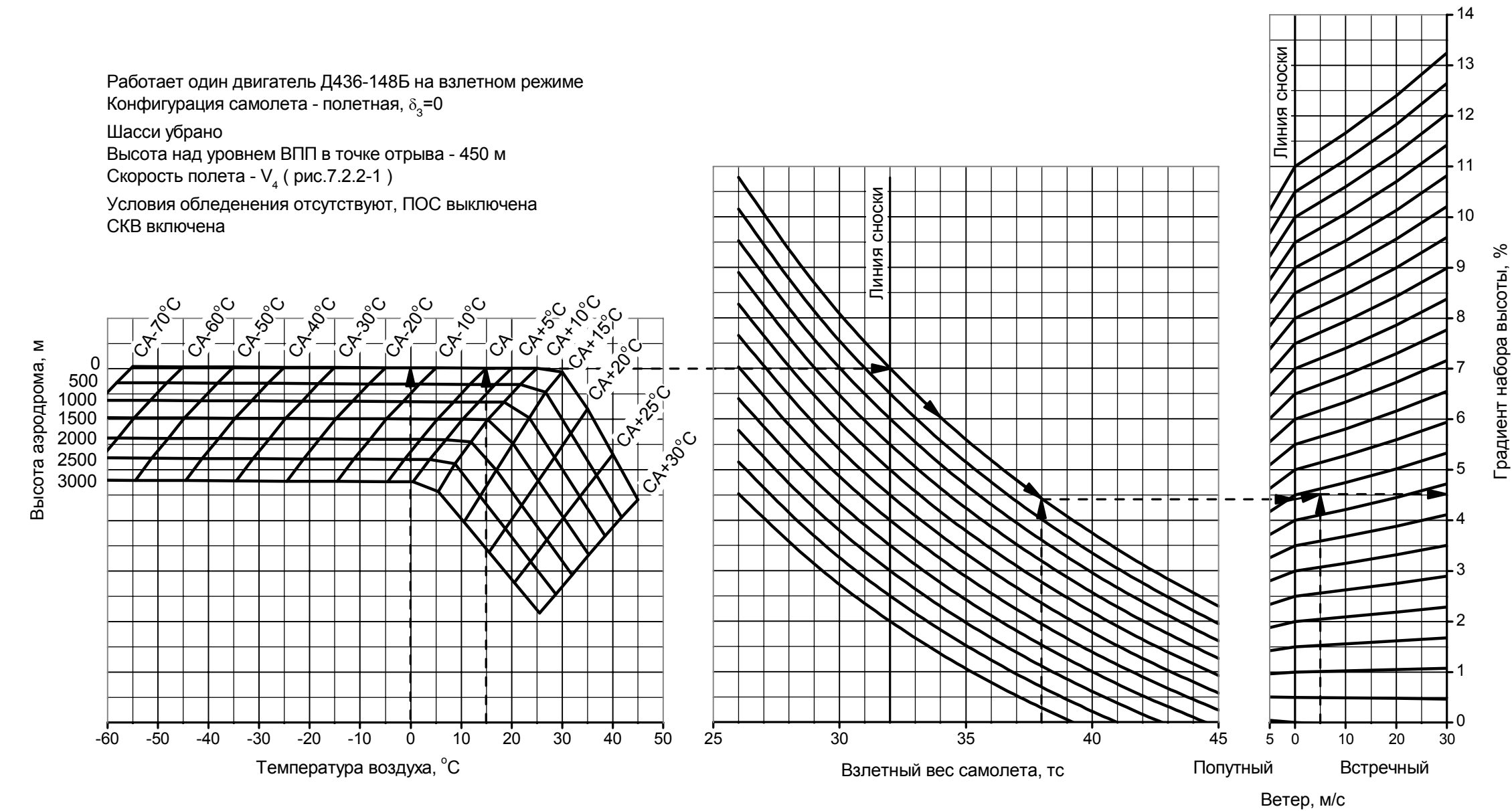
ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ НА ВЗЛЕТЕ
Рис.7.2.3-4

Работает один двигатель Д436-148Д на режиме МЧР
Конфигурация самолета - взлетная: $\delta_3=10^\circ$, $\delta_{пр}=19^\circ$, $\delta_{нк}=22^\circ$
Шасси убрано
Высота над уровнем ВПП в точке отрыва - 120 м
Скорость набора высоты - V_2 (рис. 7.2.2-3)
Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена
СКВ включена
Чистый градиент набора высоты равен полному минус 0,8%



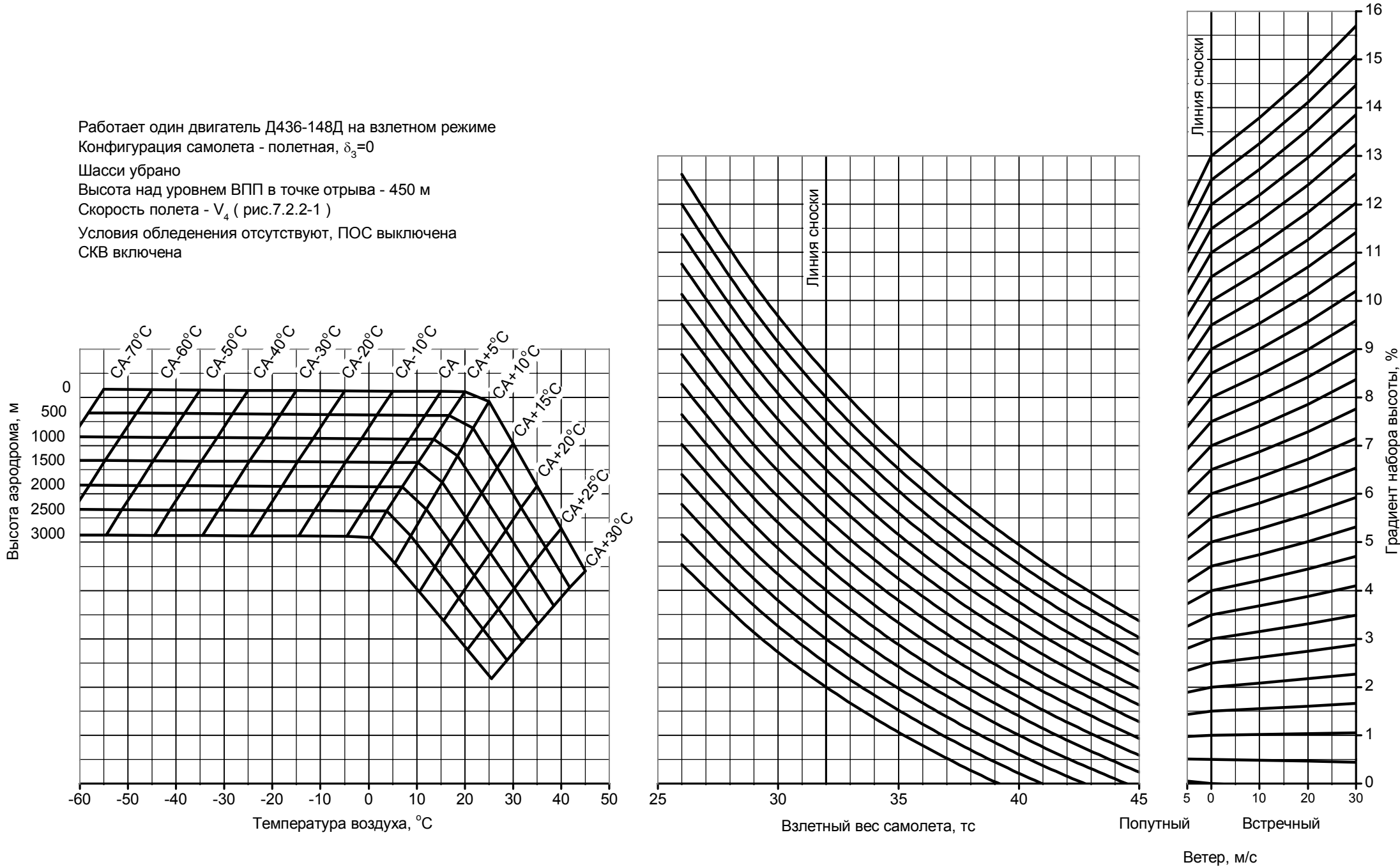
ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ НА ВЗЛЕТЕ
Рис.7.2.3-4а

Работает один двигатель Д436-148Б на взлетном режиме
Конфигурация самолета - полетная, $\delta_3=0$
Шасси убрано
Высота над уровнем ВПП в точке отрыва - 450 м
Скорость полета - V_4 (рис.7.2.2-1)
Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена
СКВ включена



ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ НА ВЗЛЕТЕ
Рис. 7.2.3-5

Работает один двигатель Д436-148Д на взлетном режиме
Конфигурация самолета - полетная, $\delta_3=0$
Шасси убрано
Высота над уровнем ВПП в точке отрыва - 450 м
Скорость полета - V_4 (рис.7.2.2-1)
Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена
СКВ включена



ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ НА ВЗЛЕТЕ
Рис. 7.2.3-5а

7.2.4. ПОЛНЫЕ ГРАДИЕНТЫ НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ ВЗЛЕТЕ СО ВСЕМИ РАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Условия естественного обледенения отсутствуют, ПОС – выключена

На рис. 7.2.4-1, 7.2.4-1а и 7.2.4-2, 7.2.4-2а приведены полные градиенты набора высоты ($\eta_{п.н.}$) со всеми работающими двигателями в установившемся прямолинейном полете на первом и втором участках взлетной траектории при взлетной конфигурации $\delta_3=20^\circ$ и $\delta_3=10^\circ$ соответственно и выпущенном шасси в зависимости от высоты аэродрома, температуре наружного воздуха, взлетного веса самолета и продольной составляющей скорости ветра.

Условия:

- работают два двигателя (Д436-148Б или Д436-148Д) на взлетном режиме;
- конфигурация самолета – взлетная ($\delta_3=20^\circ$ или $\delta_3=10^\circ$);
- высота 10,7 м над взлетной поверхностью;
- скорость набора высоты 10,7 м – $V = V_2 + 25$ км/ч (см. рис. 7.2.2-2 или 7.2.2-4);
- шасси выпущено;
- условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена, СКВ включена.

Пример, иллюстрируемый пунктирной линией со стрелками, показывает, что при высоте аэродрома 0 м, температуре наружного воздуха 15°C , взлетном весе 38 тс и встречной составляющей скорости ветра 5 м/с полный градиент на этом участке составляет 16 % для $\delta_3=20^\circ$.

На рис. 7.2.4-3, 7.2.4-3а и 7.2.4-4, 7.2.4-4а приведены полные градиенты набора высоты ($\eta_{п.н.}$) со всеми работающими двигателями в установившемся прямолинейном полете на третьем участке взлетной траектории при взлетной конфигурации $\delta_3=20^\circ$ и $\delta_3=10^\circ$ соответственно и убранном шасси в зависимости от высоты аэродрома, температуры наружного воздуха, взлетного веса самолета и продольной составляющей скорости ветра.

Условия:

- работают два двигателя (Д436-148Б или Д436-148Д) на взлетном режиме;
- конфигурация самолета – взлетная ($\delta_3=20^\circ$ или $\delta_3=10^\circ$);
- высота 120 м над взлетной поверхностью;
- скорость набора высоты 10,7 м – $V = V_2 + 25$ км/ч (см. рис. 7.2.2-2 или 7.2.2-4);
- шасси убрано;
- условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена, СКВ включена.

Пример, иллюстрируемый пунктирной линией со стрелками на рис. 7.2.4-3, показывает, что при высоте аэродрома 0 м, температуре наружного воздуха 15 °С, взлетном весе 38 тс и встречной составляющей скорости ветра 5 м/с полный градиент на этом участке составляет 17,54 % для $\delta_3=20^\circ$.

На рис. 7.2.4-5, 7.2.4-5а приведены полные градиенты набора высоты со всеми работающими двигателями в установившемся прямолинейном полете самолета на четвертом участке взлетной траектории при полетной конфигурации ($\delta_3=0$) и убранном шасси в зависимости от высоты аэродрома, температуры наружного воздуха, взлетного веса самолета и продольной составляющей скорости ветра.

Условия:

- работают два двигателя (Д436-148Б или Д436-148Д) на максимально продолжительном режиме;
- конфигурация самолета – полетная, ($\delta_3=0$);
- высота 450 м над взлетной поверхностью;
- скорость полета V_{FTO} (см. рис. 7.2.2-1);
- шасси убрано;
- условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена, СКВ включена.

Пример, иллюстрируемый пунктирной линией со стрелками на рис. 7.2.4-5, показывает, что при высоте аэродрома 0 м, температуре наружного воздуха 15 °С, взлетном весе 38 тс и встречной составляющей скорости ветра 5 м/с полный градиент на этом участке составляет 14,11 %.

Условия естественного обледенения, ПОС – включена

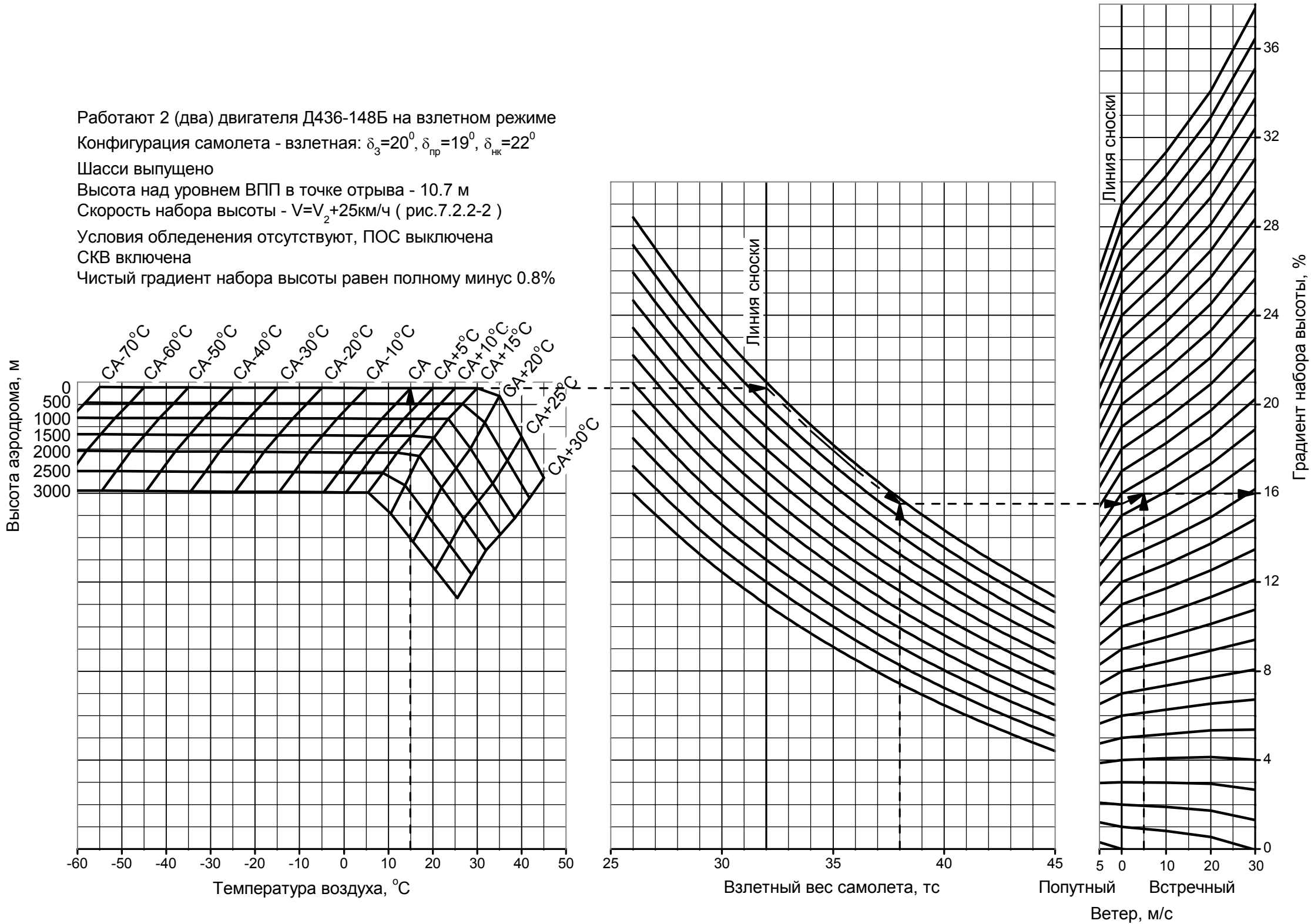
Для определения градиентов набора высоты использовать номограммы те же, что и для условий отсутствия обледенения, ПОС – выключена, так как отборы воздуха для обеспечения работы ПОС не оказывают влияния на тяговые характеристики двигателей.

При взлете в условиях естественного обледенения градиенты набора высоты на первом, втором и третьем участках принимать по рис. 7.2.4-1...7.2.4-4а.

Полные градиенты набора высоты самолета со всеми работающими двигателями в установившемся прямолинейном полете на четвертом участке взлетной траектории в УЕО при работающей ПОС принимать по рис. 7.2.4-5 и 7.2.4-5а, уменьшив их на 0,1 %.

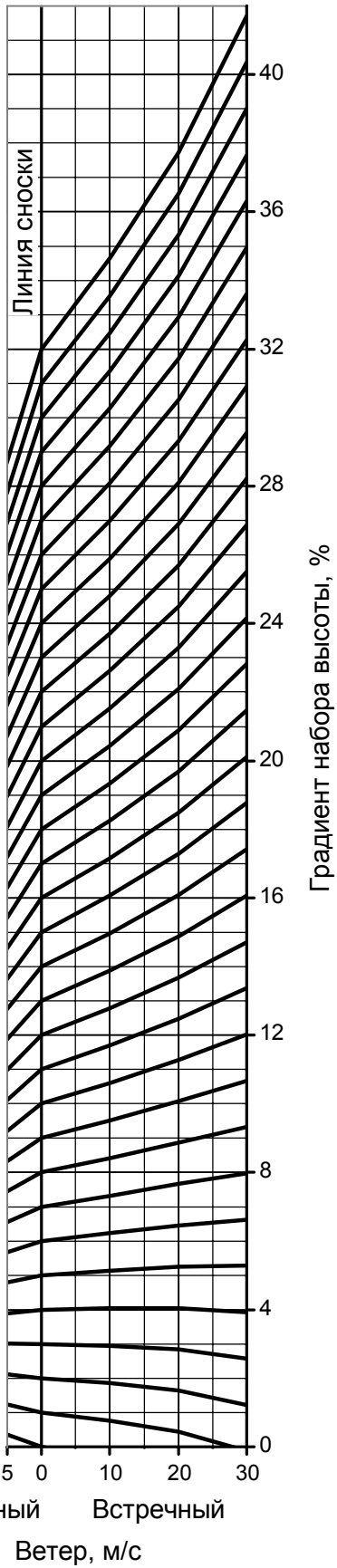
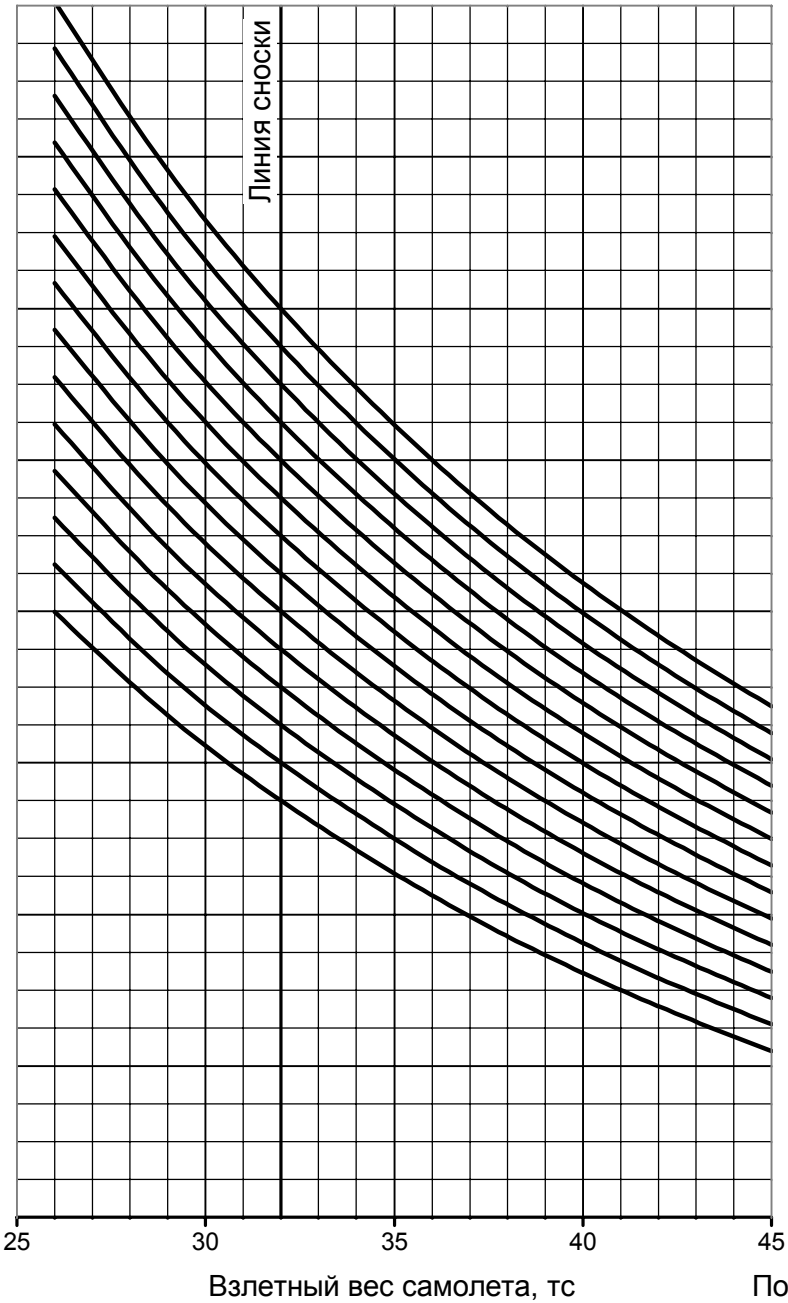
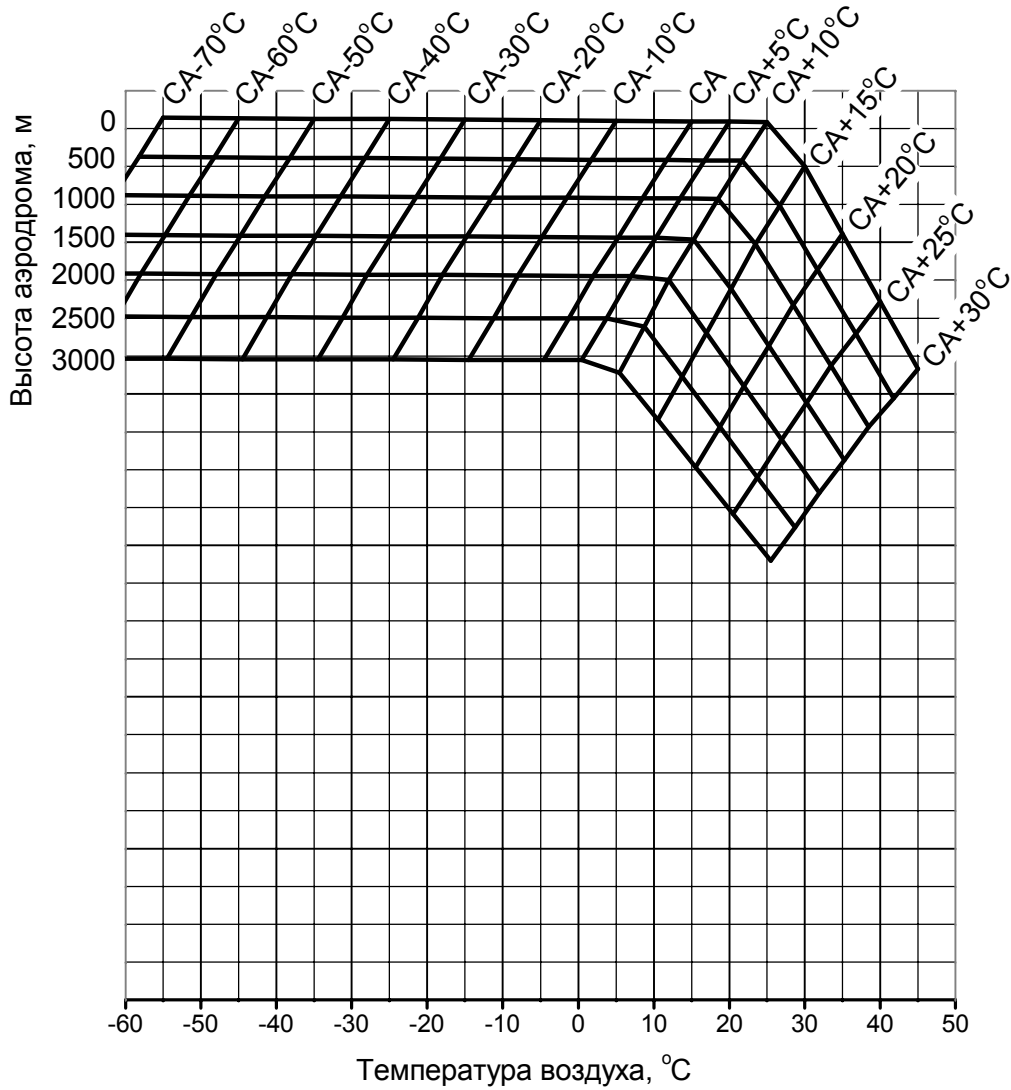
Пример, иллюстрируемый пунктирной линией со стрелками на 7.2.4-5, показывает, что при высоте аэродрома 0 м, температуре наружного воздуха 0 °С, взлетном весе 38 тс, встречной составляющей скорости ветра 5 м/с полный градиент на этом участке в УЕО при работающей ПОС составляет $14,11 - 0,1 = 14,01$ %.

Работают 2 (два) двигателя Д436-148Б на взлетном режиме
Конфигурация самолета - взлетная: $\delta_3=20^0$, $\delta_{пр}=19^0$, $\delta_{нк}=22^0$
Шасси выпущено
Высота над уровнем ВПП в точке отрыва - 10.7 м
Скорость набора высоты - $V=V_2+25\text{км/ч}$ (рис.7.2.2-2)
Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена
СКВ включена
Чистый градиент набора высоты равен полному минус 0.8%



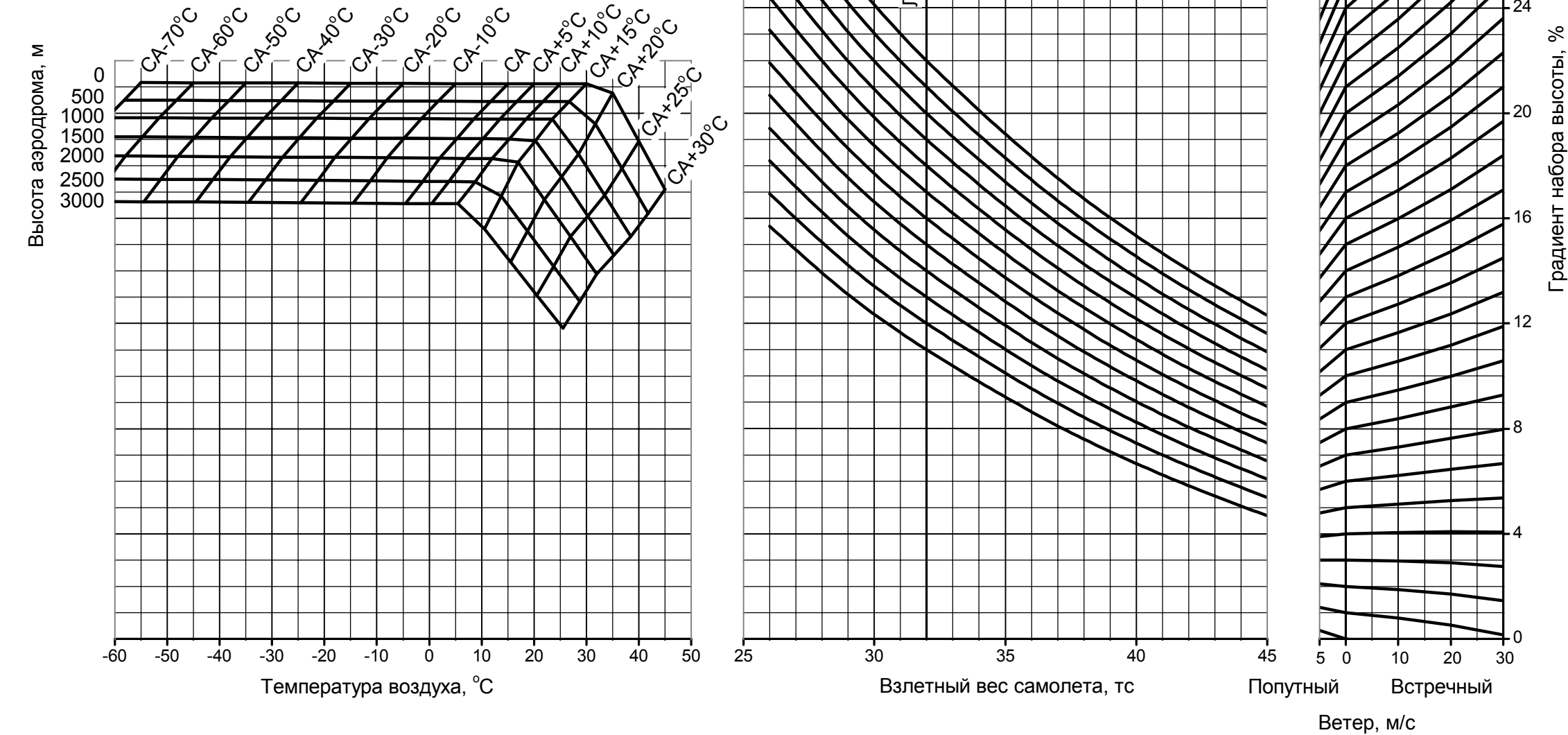
ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ НА ВЗЛЕТЕ
Рис.7.2.4-1

Работают 2 (два) двигателя Д436-148Д на взлетном режиме
Конфигурация самолета - взлетная: $\delta_3=20^0$, $\delta_{пр}=19^0$, $\delta_{нк}=22^0$
Шасси выпущено
Высота над уровнем ВПП в точке отрыва - 10.7 м
Скорость набора высоты - $V=V_2+25\text{км/ч}$ (рис.7.2.2-2)
Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена
СКВ включена
Чистый градиент набора высоты равен полному минус 0.8%



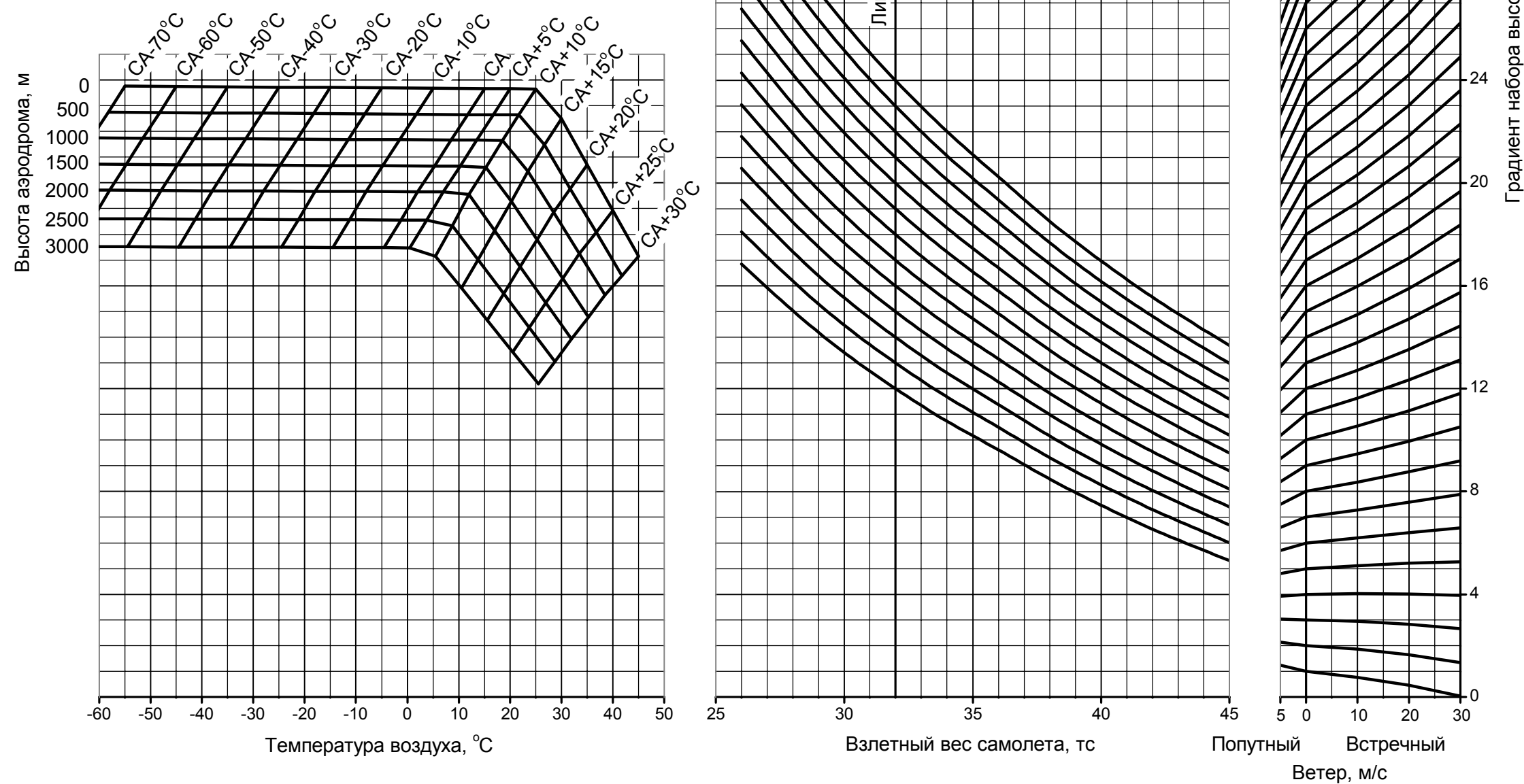
ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ НА ВЗЛЕТЕ
Рис.7.2.4-1а

Работают 2 (два) двигателя Д436-148Б на взлетном режиме
Конфигурация самолета - взлетная: $\delta_3=10^0, \delta_{пр}=19^0, \delta_{нк}=22^0$
Шасси выпущено
Высота над уровнем ВПП в точке отрыва - 10.7 м
Скорость набора высоты - $V=V_2+25\text{км/ч}$ (рис.7.2.2-4)
Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена
СКВ включена
Чистый градиент набора высоты равен полному минус 0.8%



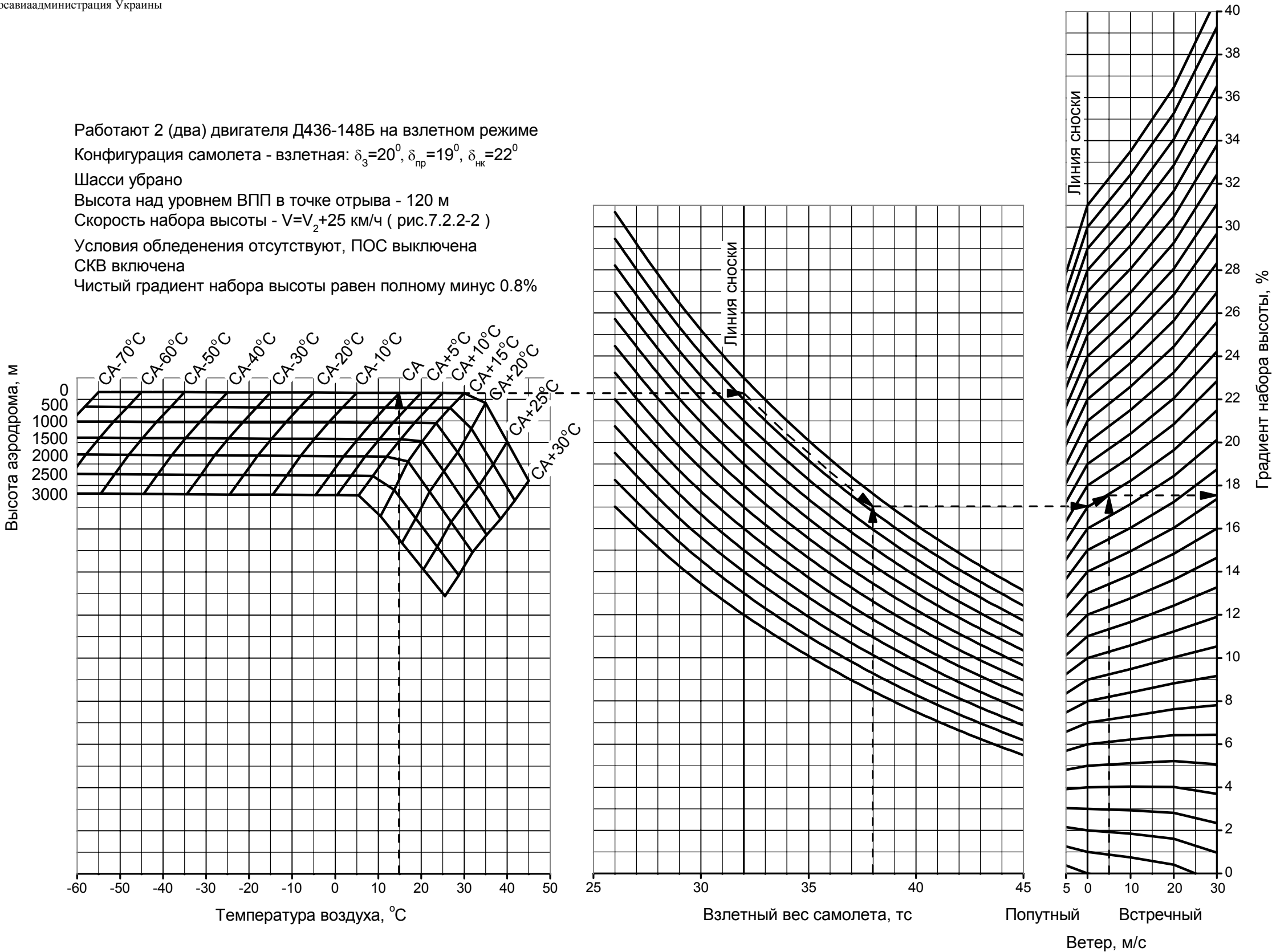
ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ НА ВЗЛЕТЕ
Рис.7.2.4-2

Работают 2 (два) двигателя Д436-148Д на взлетном режиме
Конфигурация самолета - взлетная: $\delta_3=10^0$, $\delta_{пр}=19^0$, $\delta_{нк}=22^0$
Шасси выпущено
Высота над уровнем ВПП в точке отрыва - 10.7 м
Скорость набора высоты - $V=V_2+25\text{км/ч}$ (рис.7.2.2-4)
Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена
СКВ включена
Чистый градиент набора высоты равен полному минус 0.8%



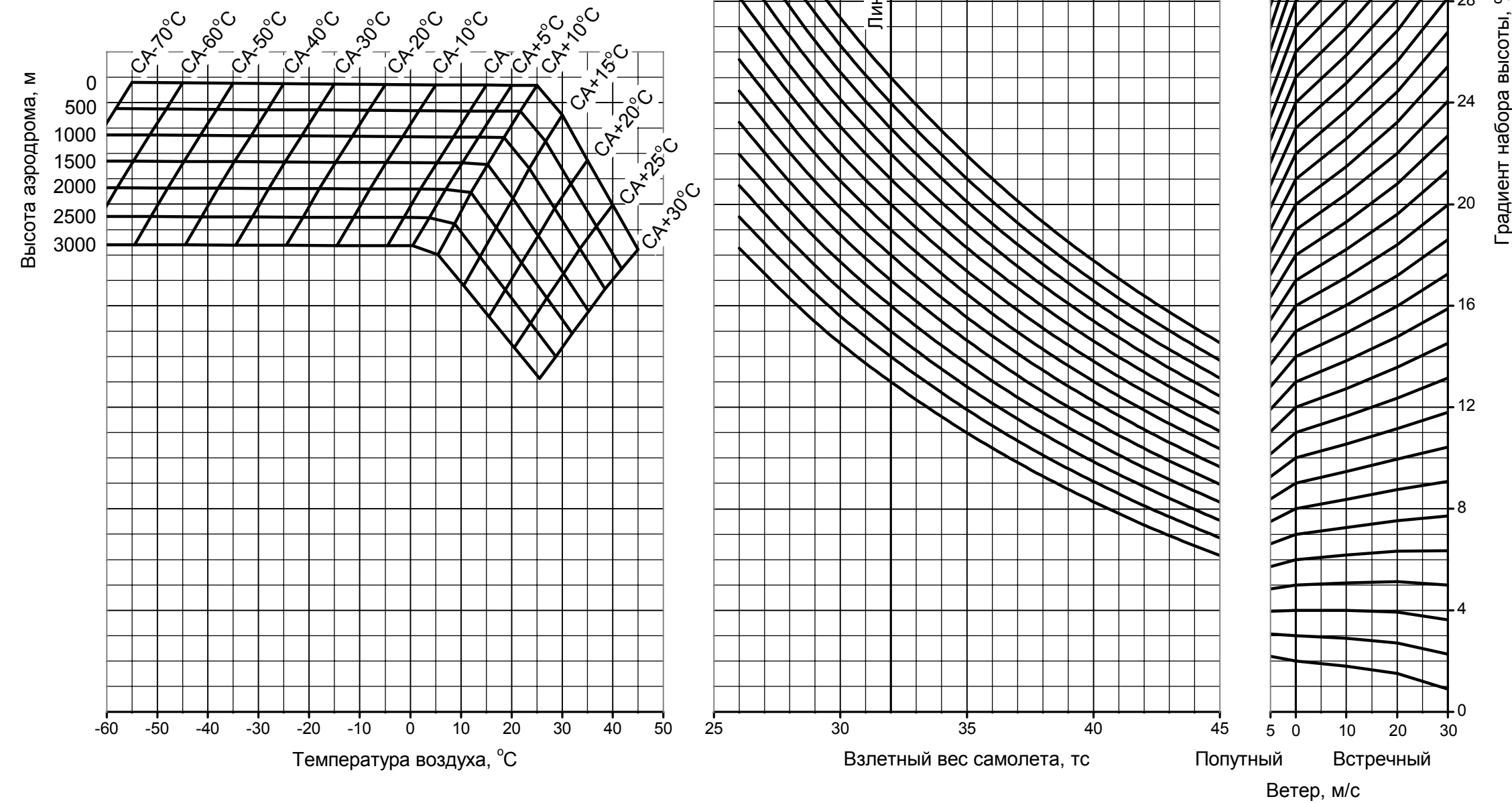
ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ НА ВЗЛЕТЕ
Рис.7.2.4-2а

Работают 2 (два) двигателя Д436-148Б на взлетном режиме
Конфигурация самолета - взлетная: $\delta_3=20^0$, $\delta_{пр}=19^0$, $\delta_{нк}=22^0$
Шасси убрано
Высота над уровнем ВПП в точке отрыва - 120 м
Скорость набора высоты - $V=V_2+25$ км/ч (рис.7.2.2-2)
Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена
СКВ включена
Чистый градиент набора высоты равен полному минус 0.8%



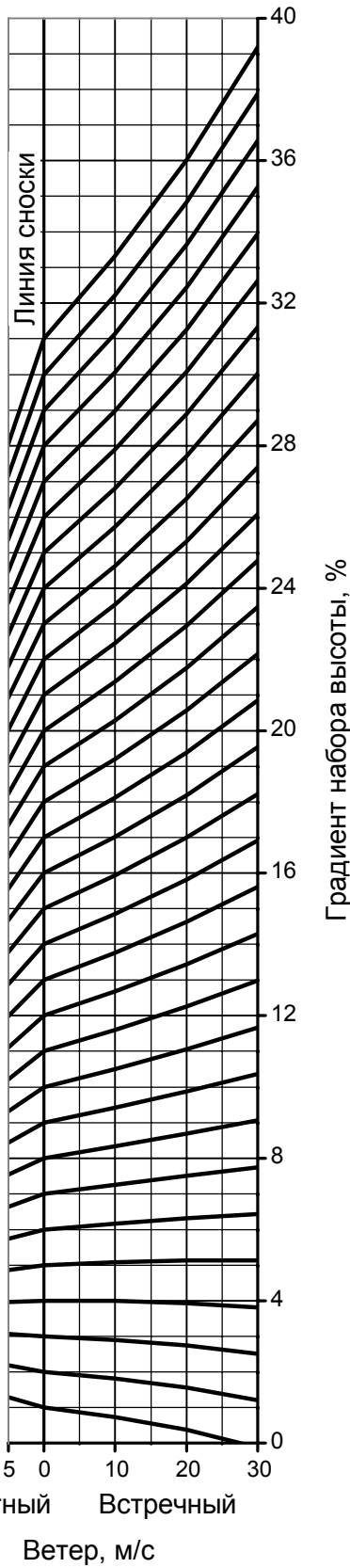
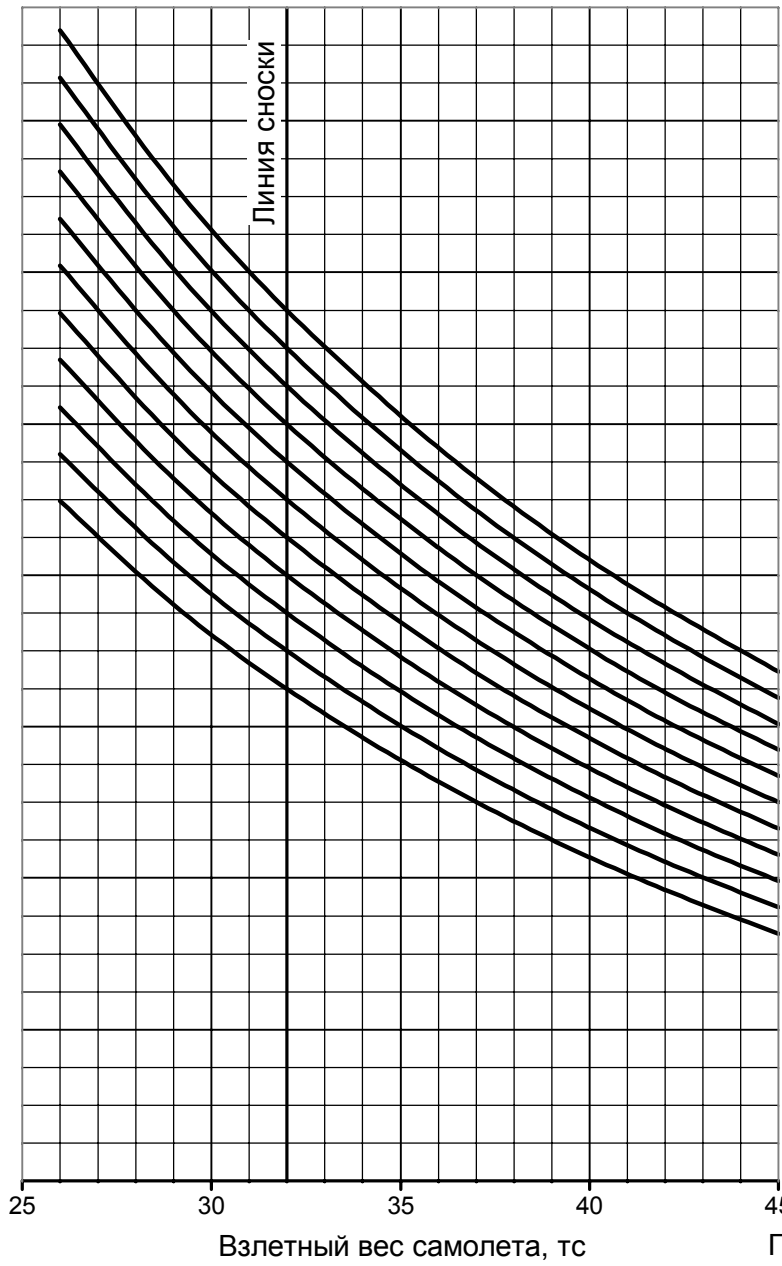
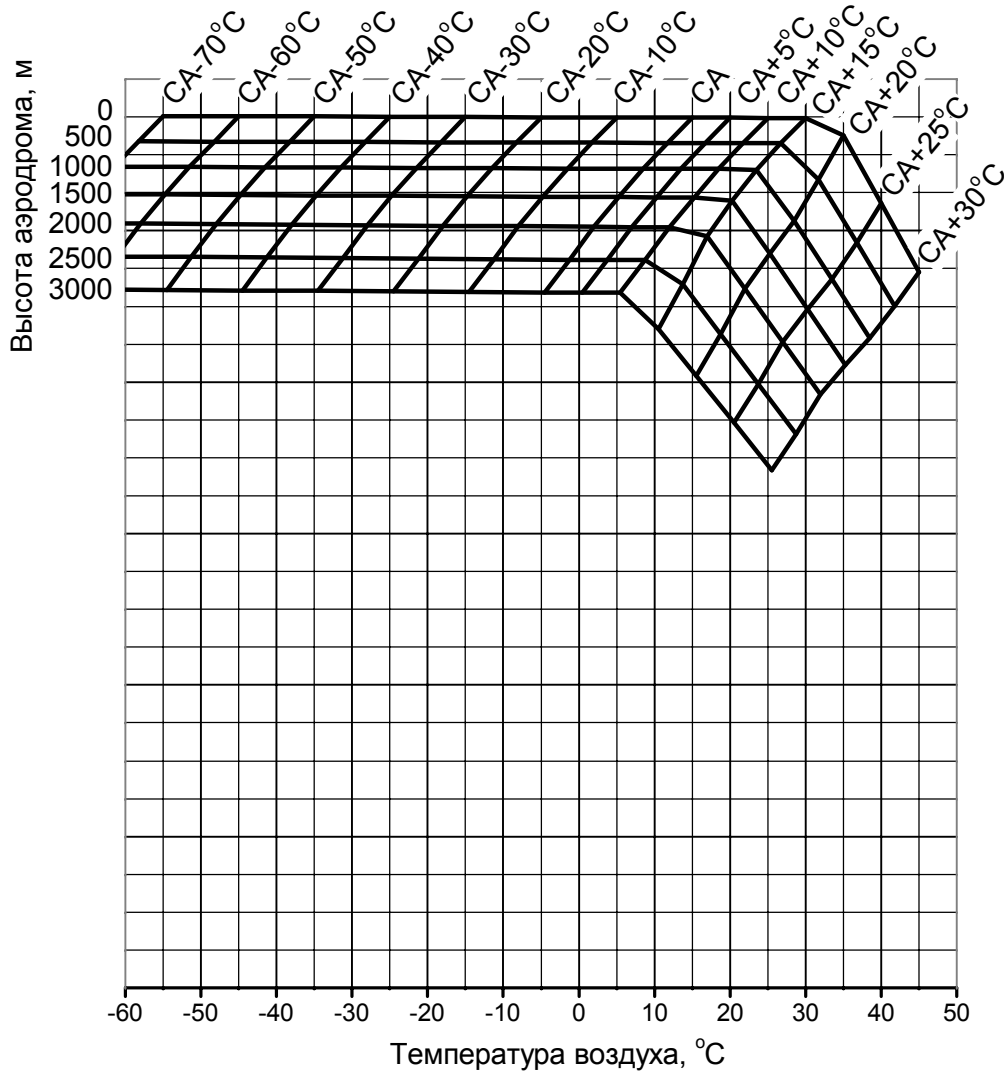
ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ НА ВЗЛЕТЕ
Рис.7.2.4-3

Работают 2 (два) двигателя Д436-148Д на взлетном режиме
Конфигурация самолета - взлетная: $\delta_3=20^0$, $\delta_{пр}=19^0$, $\delta_{нк}=22^0$
Шасси убрано
Высота над уровнем ВПП в точке отрыва - 120 м
Скорость набора высоты - $V=V_2+25$ км/ч (рис.7.2.2-2)
Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена
СКВ включена
Чистый градиент набора высоты равен полному минус 0.8%



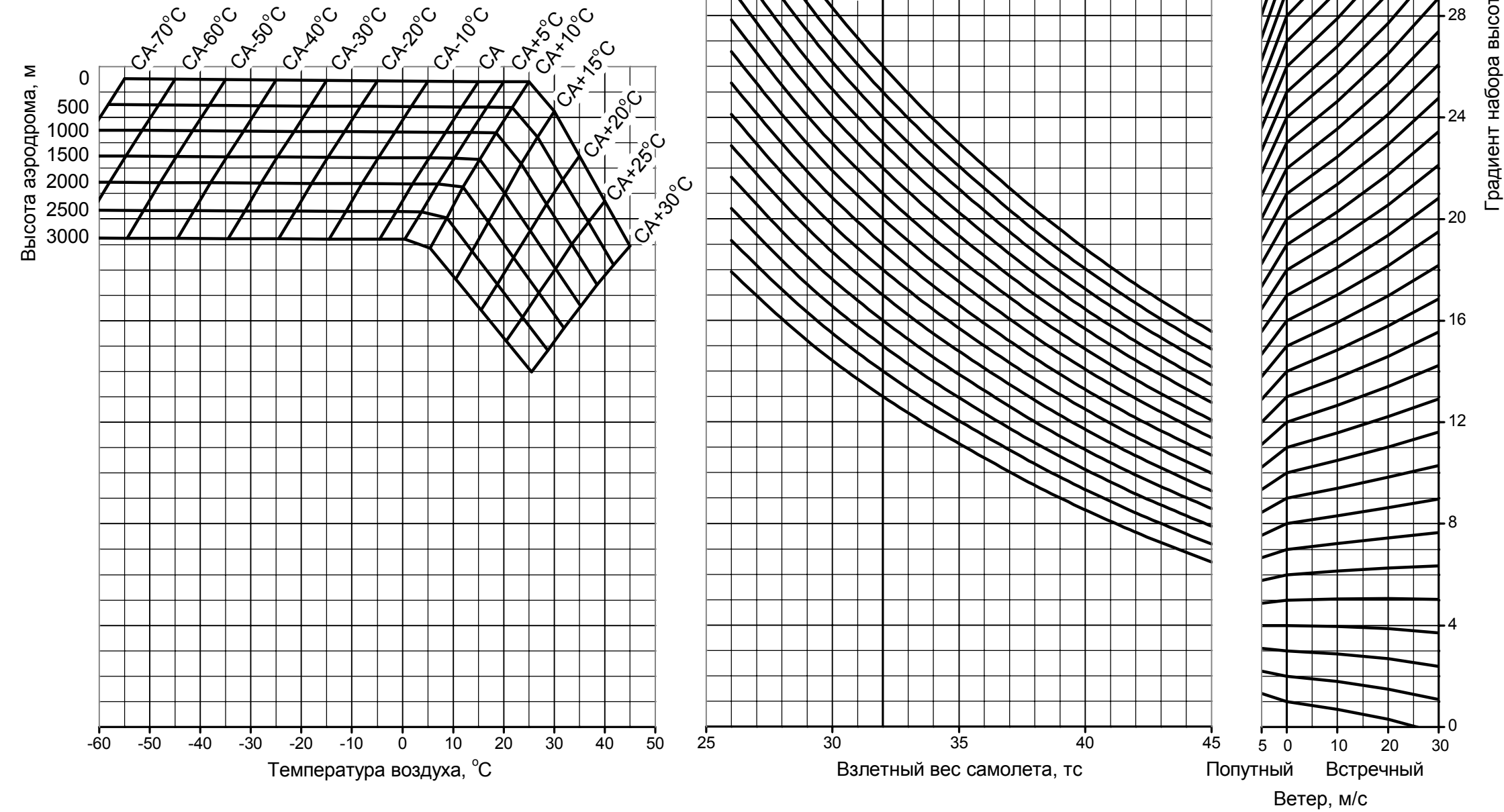
ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ НА ВЗЛЕТЕ
Рис.7.2.4-3а

Работают 2 (два) двигателя Д436-148Б на взлетном режиме
Конфигурация самолета - взлетная: $\delta_3=10^0$, $\delta_{пр}=19^0$, $\delta_{нк}=22^0$
Шасси убрано
Высота над уровнем ВПП в точке отрыва - 120 м
Скорость набора высоты - $V=V_2+25$ км/ч (рис.7.2.2-4)
Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена
СКВ включена
Чистый градиент набора высоты равен полному минус 0.8%



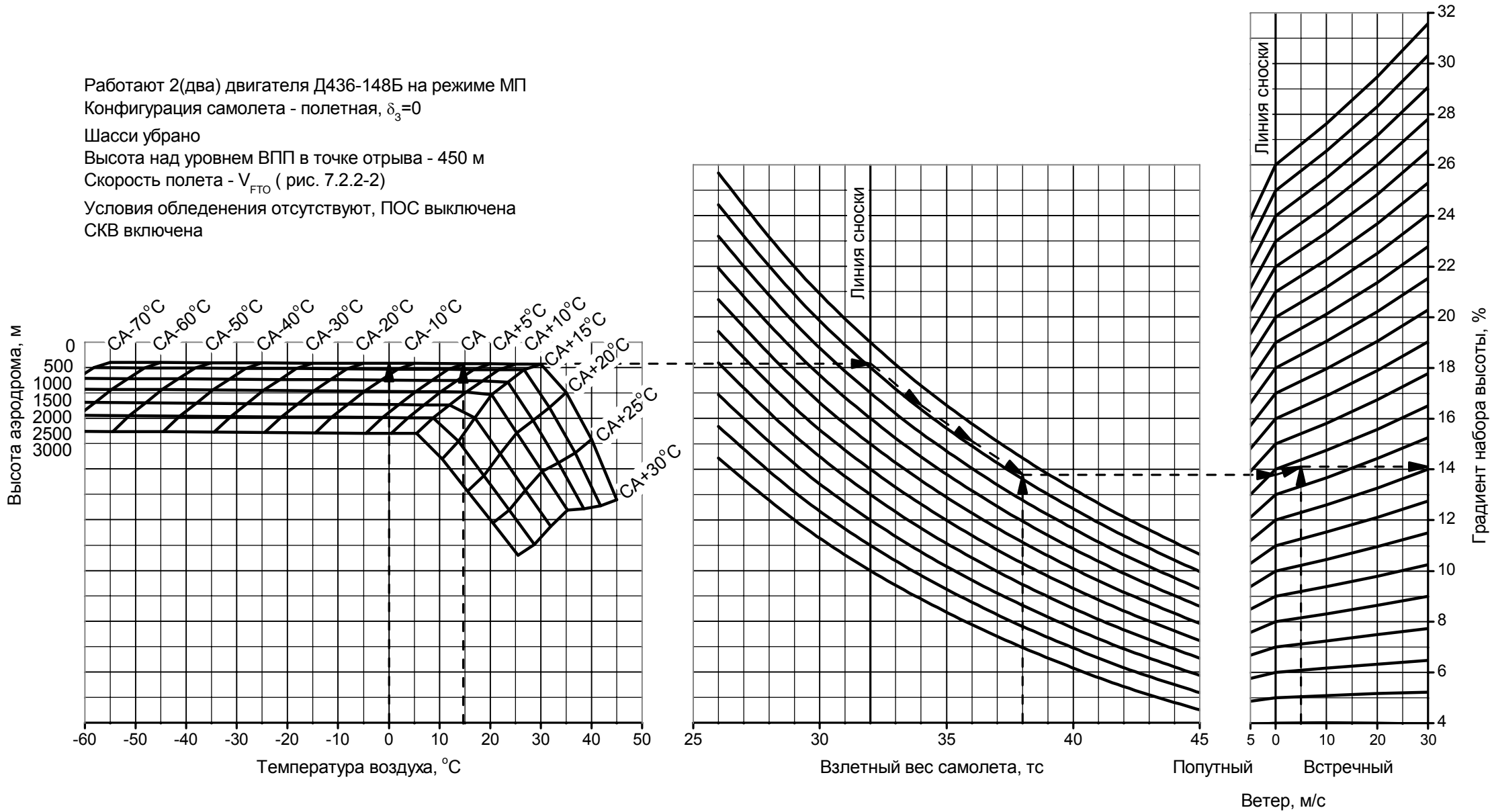
ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ НА ВЗЛЕТЕ
Рис.7.2.4-4

Работают 2 (два) двигателя Д436-148Д на влетном режиме
Конфигурация самолета - взлетная: $\delta_3=10^0, \delta_{пр}=19^0, \delta_{нк}=22^0$
Шасси убрано
Высота над уровнем ВПП в точке отрыва - 120 м
Скорость набора высоты - $V=V_2+25$ км/ч (рис.7.2.2-4)
Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена
СКВ включена
Чистый градиент набора высоты равен полному минус 0.8%



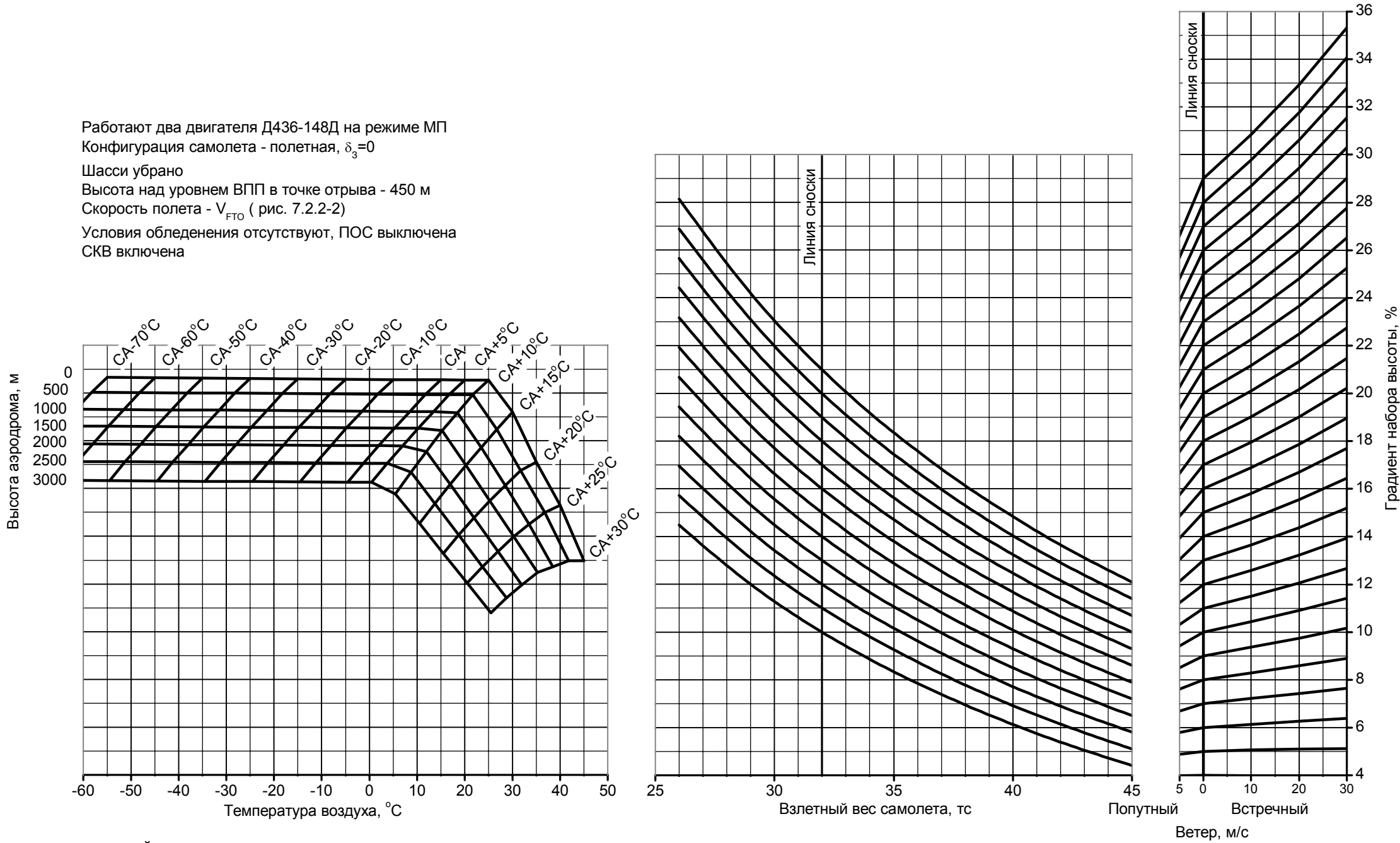
ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ НА ВЗЛЕТЕ
Рис.7.2.4-4а

Работают 2(два) двигателя Д436-148Б на режиме МП
Конфигурация самолета - полетная, $\delta_3=0$
Шасси убрано
Высота над уровнем ВПП в точке отрыва - 450 м
Скорость полета - V_{FTO} (рис. 7.2.2-2)
Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена
СКВ включена



ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ НА ВЗЛЕТЕ
Рис.7.2.4-5

Работают два двигателя Д436-148Д на режиме МП
Конфигурация самолета - полетная, $\delta_3=0$
Шасси убрано
Высота над уровнем ВПП в точке отрыва - 450 м
Скорость полета - V_{FTO} (рис. 7.2.2-2)
Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена
СКВ включена



ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ НА ВЗЛЕТЕ
Рис.7.2.4-5а

7.2.5. МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫЙ ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС САМОЛЕТА ИЗ УСЛОВИЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ НОРМИРУЕМЫХ ПОЛНЫХ ГРАДИЕНТОВ НАБОРА ВЫСОТЫ

При нахождении максимального взлетного веса из условия обеспечения нормируемых полных градиентов набора высоты для конфигурации крыла самолета $\delta_3=10^\circ$ или $\delta_3=20^\circ$ определите максимальный взлетный вес самолета в зависимости от высоты аэродрома, температуры наружного воздуха, продольной составляющей ветра (рис. 7.2.5-1, 7.2.5-2) и наличия условий естественного обледенения (УЕО).

Условия естественного обледенения отсутствуют, ПОС – выключена

Для определения максимального взлетного веса использовать номограммы те же, что и для условий отсутствия обледенения, ПОС – выключена, так как отборы воздуха для обеспечения работы ПОС не оказывают влияния на тяговые характеристики двигателей.

На рис. 7.2.5-1, 7.2.5-1а и 7.2.5-2, 7.2.5-2а приведены максимально допустимые взлетные веса самолета из условия обеспечения полного градиента набора высоты 2,4 % на высоте 120 м над ВПП при отказе критического двигателя в зависимости от высоты аэродрома, температуры наружного воздуха, продольной составляющей ветра для взлетной конфигурации $\delta_3=20^\circ$ и $\delta_3=10^\circ$ соответственно.

Условия:

- работает один двигатель (Д436-148Б или Д436-148Д) на максимальном чрезвычайном режиме;
- конфигурация самолета – взлетная ($\delta_3=20^\circ$ или $\delta_3=10^\circ$);
- высота 120 м над поверхностью взлета;
- скорость полета V_2 (см. рис. 7.2.2-1);
- полный градиент набора высоты 2,4 %;
- шасси убрано;
- условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена, СКВ включена.

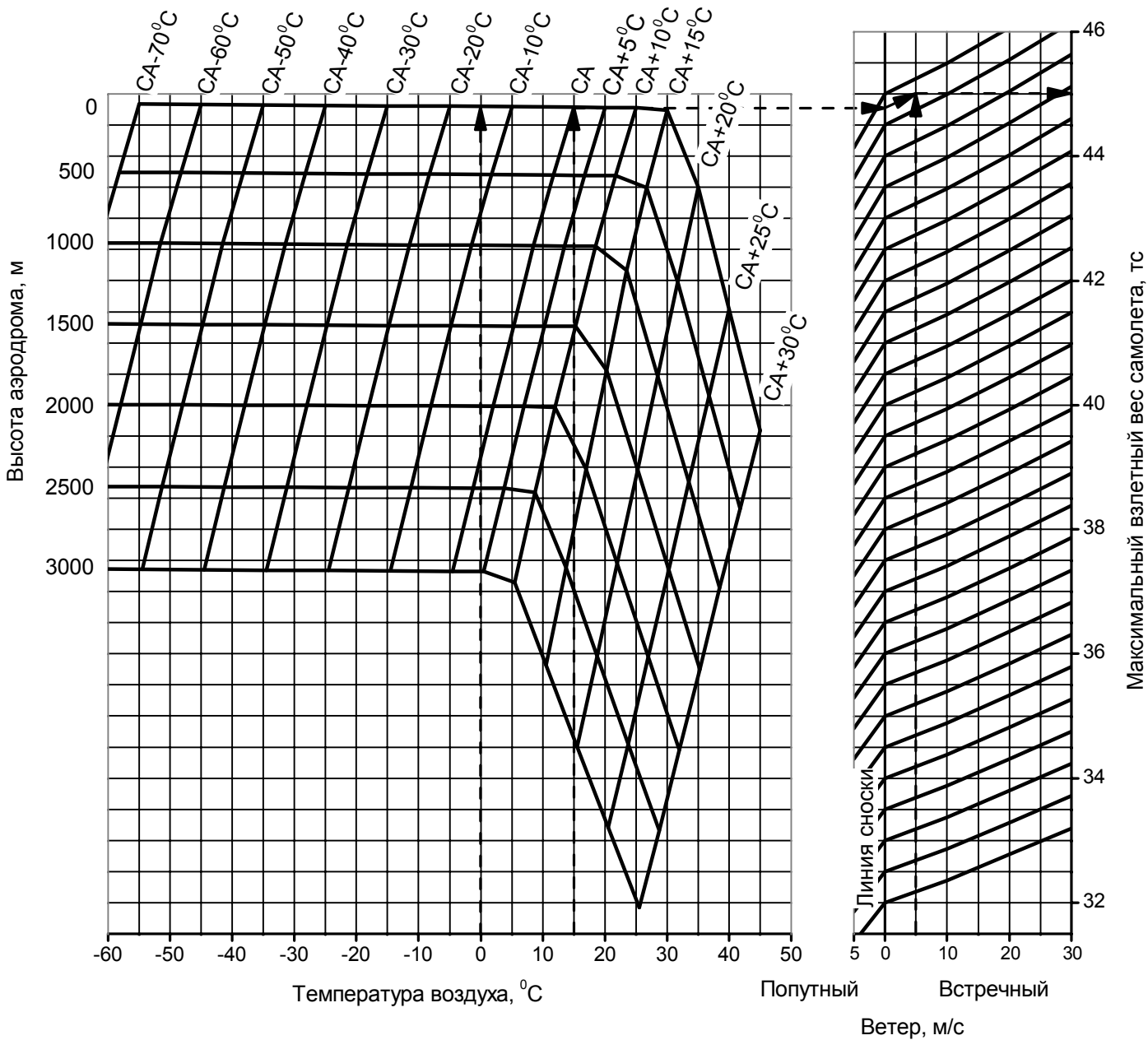
Пример, иллюстрируемый пунктирной линией со стрелками на рис. 7.2.5-1, показывает, что при высоте аэродрома 0 м, температуре наружного воздуха 15 °С, встречной составляющей скорости ветра 5 м/с максимально допустимый взлетный вес составляет 45 тс для $\delta_3=20^\circ$.

Условия естественного обледенения, ПОС – включена

Максимальный взлетный вес самолета в условиях естественного обледенения из условия обеспечения нормируемых полных градиентов набора высоты определяется по рис. 7.2.5-1, 7.2.5-1а, 7.2.5-2 и 7.2.5-2а.

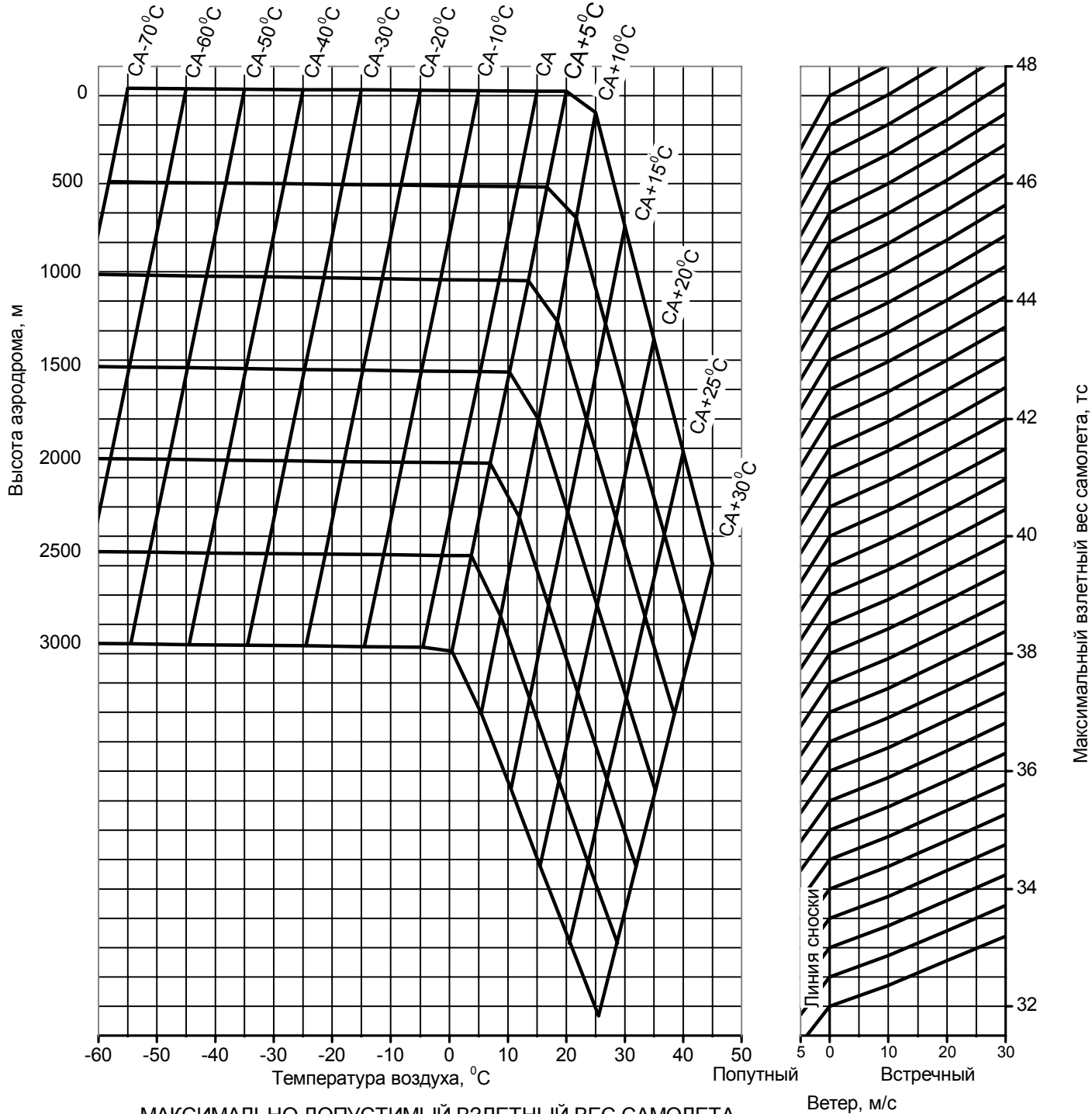
Пример, иллюстрируемый пунктирной линией со стрелками на рис. 7.2.5-1, показывает, что при высоте аэродрома 0 м, температуре наружного воздуха 0 °С, скорости ветра 0 м/с взлетный вес самолета составляет 45 тс.

Работает один двигатель Д436-148Б на режиме МЧР
Конфигурация самолета - взлетная: $\delta_3=20^0$, $\delta_{пр}=19^0$, $\delta_{нк}=22^0$
Шасси убрано
Высота над уровнем ВПП в точке отрыва - 120 м
Скорость набора высоты - V_2 (рис. 7.2.2-1)
Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена
СКВ включена
Полный градиент набора высоты - 2,4%



МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫЙ ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС САМОЛЕТА
(из условия обеспечения градиента набора высоты 2,4%)
Рис. 7.2.5-1

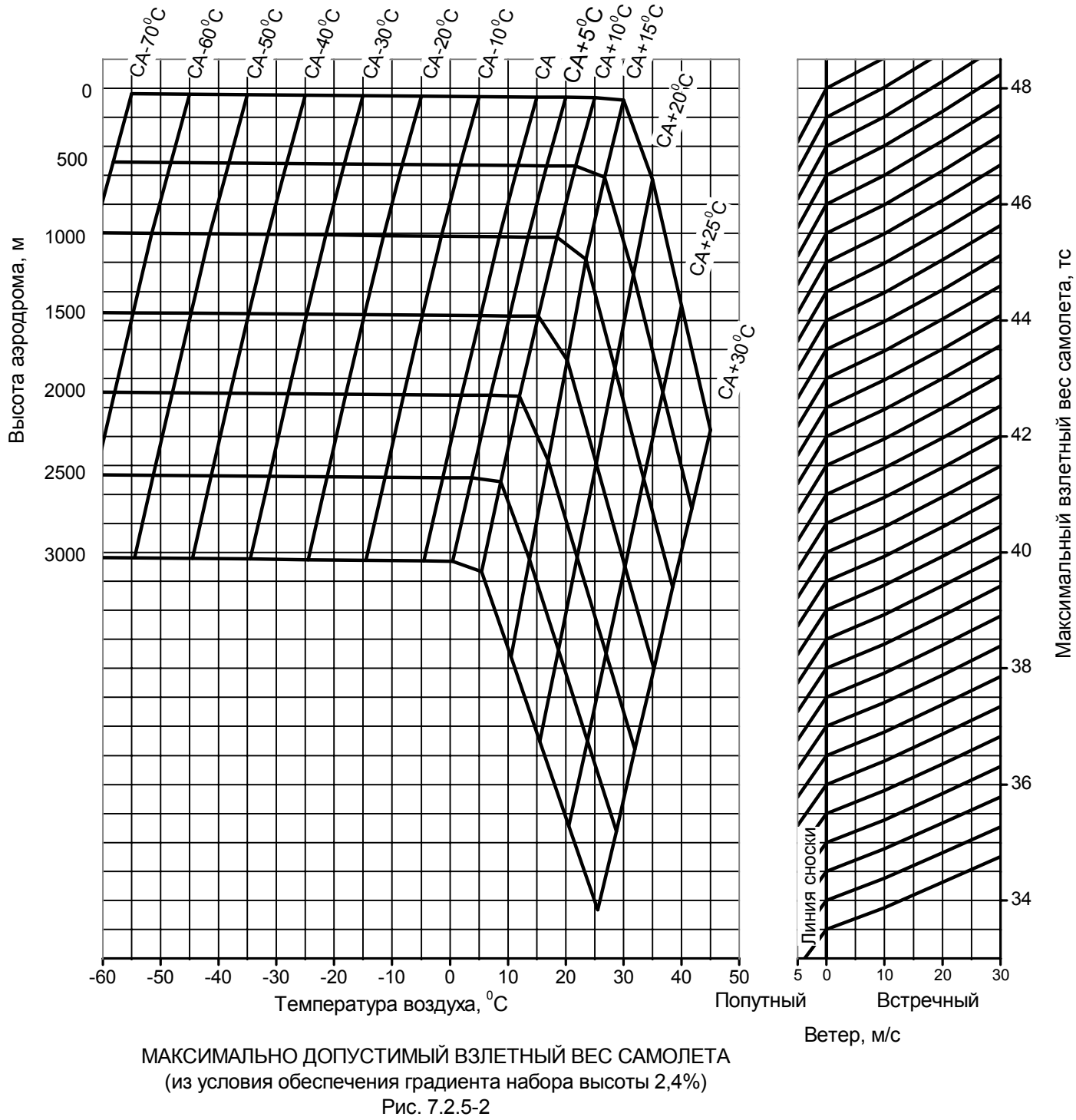
Работает один двигатель Д436-148Д на режиме МЧР
Конфигурация самолета - взлетная: $\delta_3=20^\circ$, $\delta_{пр}=19^\circ$, $\delta_{нк}=22^\circ$
Шасси убрано
Высота над уровнем ВПП в точке отрыва - 120 м
Скорость набора высоты - V_2 (рис. 7.2.2-1)
Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена
СКВ включена
Полный градиент набора высоты - 2,4%



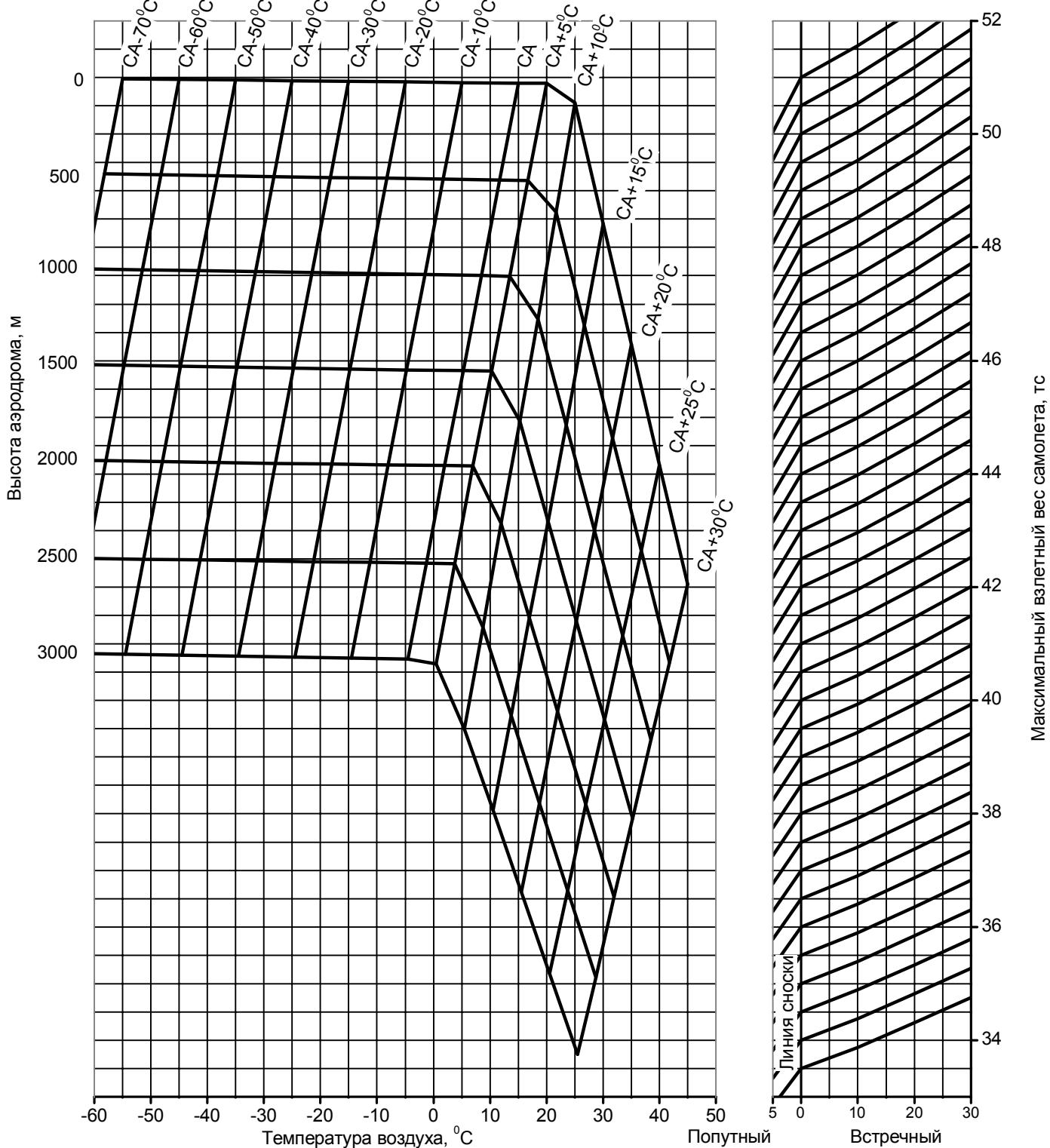
МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫЙ ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС САМОЛЕТА
(из условия обеспечения градиента набора высоты 2,4%)

Рис. 7.2.5-1а

Работает один двигатель Д436-148Б на режиме МЧР
Конфигурация самолета - взлетная: $\delta_3=10^0$, $\delta_{пр}=19^0$, $\delta_{нк}=22^0$
Шасси убрано
Высота над уровнем ВПП в точке отрыва - 120 м
Скорость набора высоты - V_2 (рис. 7.2.2-3)
Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена
СКВ включена
Полный градиент набора высоты - 2,4%



Работает один двигатель Д436-148Д на режиме МЧР
Конфигурация самолета - взлетная: $\delta_3=10^0$, $\delta_{пр}=19^0$, $\delta_{нк}=22^0$
Шасси убрано
Высота над уровнем ВПП в точке отрыва - 120 м
Скорость набора высоты - V_2 (рис. 7.2.2-3)
Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена
СКВ включена
Полный градиент набора высоты - 2.4%



МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫЙ ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС САМОЛЕТА
(из условия обеспечения градиента набора высоты 2,4%)
Рис. 7.2.5-2а

7.2.6. ЧИСТЫЕ ГРАДИЕНТЫ И ЧИСТЫЕ ТРАЕКТОРИИ НАЧАЛЬНОГО НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ ВЗЛЕТЕ

Чистый градиент набора высоты ($\eta_{\text{ч.н.}}$) принимается равным соответствующему полному градиенту, уменьшенному на 0,8%.

На рис. 7.2.6-1, 7.2.6-1а, 7.2.6-3 и 7.2.6-3а представлены чистые траектории набора высоты 450 м при взлете в условиях СА на уровне моря с отказом одного двигателя Д436-148Д или Д436-148Б (для $\delta_3=20^\circ$ и 10° соответственно) в зависимости от приведенного веса самолета (фактический взлетный вес в условиях $N_{\text{эп}}=0$, $t=CA$) и удаления от препятствия.

Наклон чистой траектории взлета в каждой её точке не должен быть отрицательным.

Чистая траектория набора должна проходить над препятствием на высоте не менее 10,7 м.

Нулевая точка отсчета находится на расстоянии от начала ВПП равному сумме дистанции продолженного разбега, определяемой по рис. 7.2.7-1, 7.2.7-1а, 7.2.7-2, 7.2.7-2а (в зависимости от взлетной конфигурации $\delta_3=20^\circ$ или 10° и типа двигателя) и длины участка выруливания (не менее 50 м).

Условия:

- работает 1 двигатель Д436-148Б (Д436-148Д) на максимальном чрезвычайном режиме (МЧР);
- отказавший двигатель авторотирует;
- конфигурация взлетная $\delta_3=10^\circ$ (20°);
- отбор воздуха на ПОС крыла от двигателя отключен;
- отбор воздуха на СКВ учтен;
- скорость набора высоты V_2 (см. рис. 7.2.2-1, 7.2.2-3).

Пример, иллюстрируемый пунктирной линией со стрелками, показывает, что при удалении от нулевой точки до препятствия 7000 м, высоте препятствия 239 м, приведенный вес, обеспечивающий прохождение самолета с двигателем Д436-148Б над препятствием на высоте 10,7 м составляет 40,15 тс для $\delta_3=10^\circ$ (см. рис. 7.2.6-1) и 38,3 тс для $\delta_3=20^\circ$ (см. рис. 7.2.6-3).

На рис. 7.2.6-2, 7.2.6-2а, 7.2.6-4 и 7.2.6-4а представлены номограммы для перевода приведенного веса, полученного по рис. 7.2.6-1, 7.2.6-1а, 7.2.6-3 и 7.2.6-3а, в фактический вес в рассматриваемых атмосферных условиях взлета.

Условия:

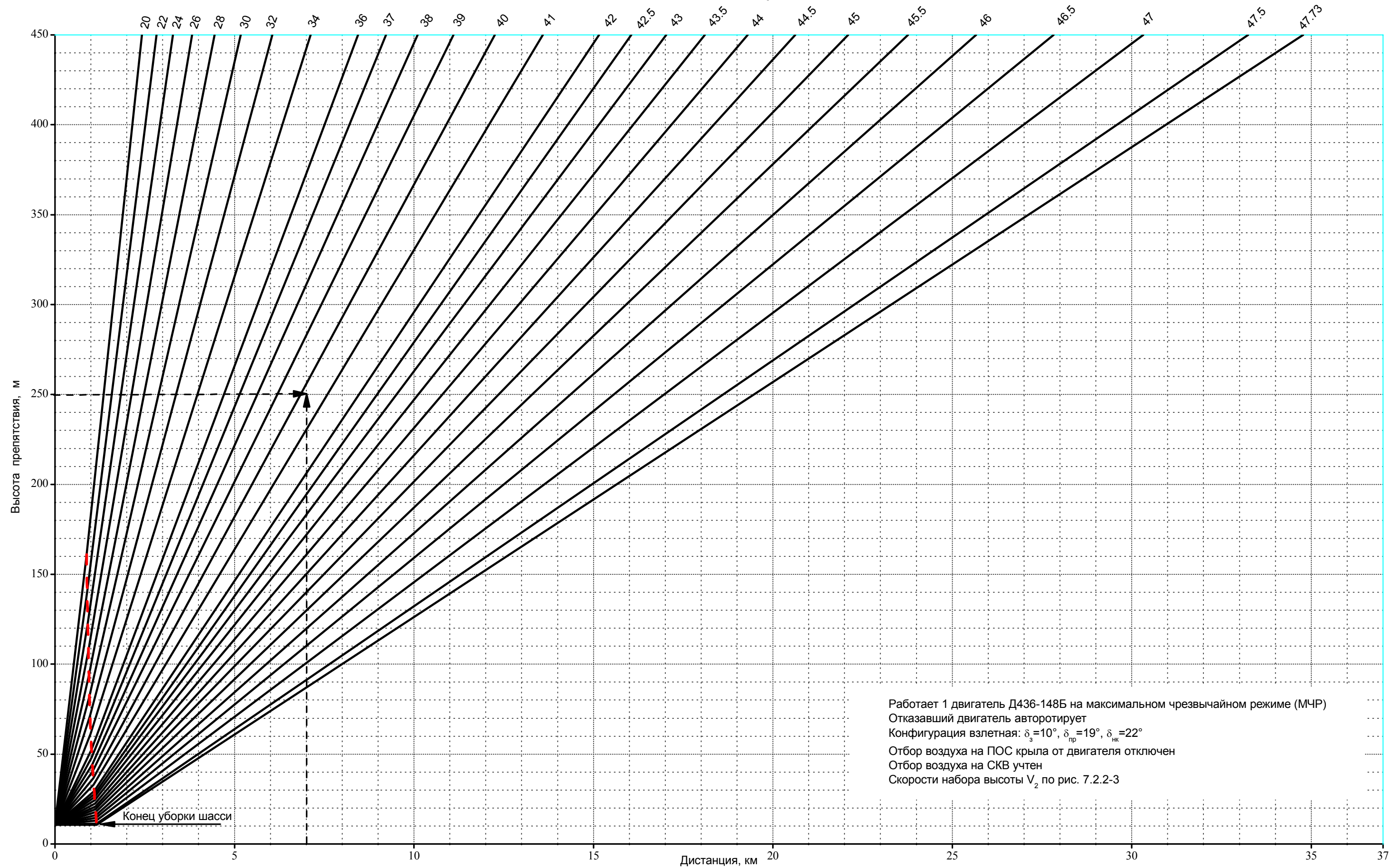
- работает 1 двигатель Д436-148Б (Д436-148Д) на максимальном чрезвычайном режиме (МЧР);
- отказавший двигатель авторотирует;

- конфигурация взлетная $\delta_3=10^\circ$ (20°);
- отбор воздуха на ПОС крыла от двигателя отключен;
- отбор воздуха на СКВ учтен;
- скорость набора высоты V_2 (см. рис. 7.2.2-1, 7.2.2-3).

Пример, иллюстрируемый пунктирной линией со стрелками, показывает, что при высоте аэродрома 0 м, температуре наружного воздуха 15°C , встречной составляющей скорости ветра 5 м/с и приведенном весе 40,15 тс фактический взлетный вес самолета составляет 40,6 тс для $\delta_3=10^\circ$ (см. рис. 7.2.6-2), а для $\delta_3=20^\circ$ при приведенной массе 38,3 тс фактический взлетный вес самолета 38,3 тс (см. рис. 7.2.6-4).

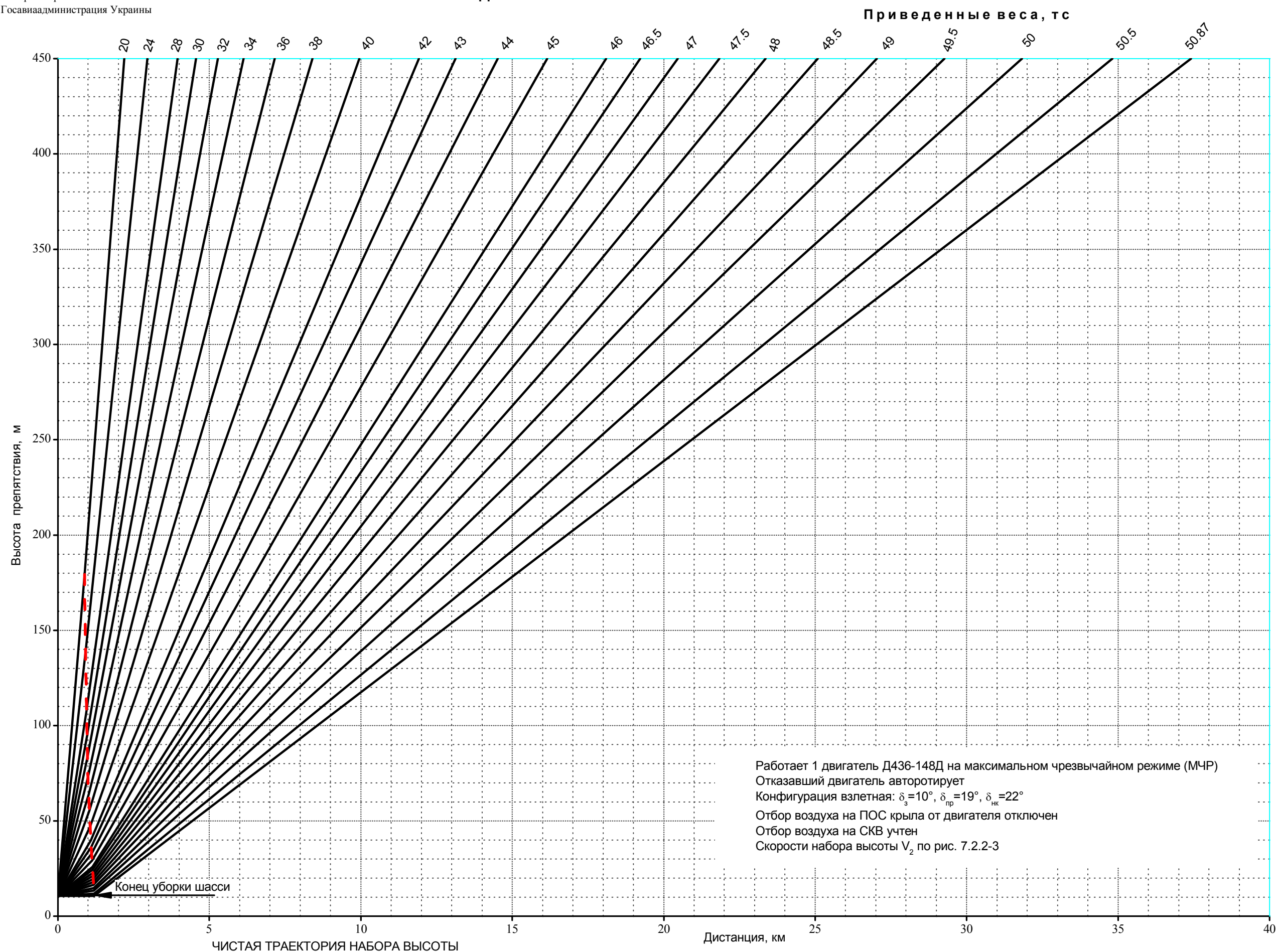
При необходимости изменения траектории взлета отворотом на заданный угол используйте следующие данные:

- на рис. 7.2.6-5 приведен радиус разворота при облете препятствия с креном 15° в зависимости от высоты разворота, температуры наружного воздуха на высоте разворота и скорости полета, при которой производится разворот;
- на рис. 7.2.6-6 приведена горизонтальная дистанция, которую самолет проходит при отвороте в зависимости от радиуса разворота и угла разворота;
- зная радиус разворота и горизонтальную дистанцию, определите на карте препятствий в районе аэродрома общие изменения курса (см. рис. 7.2.6-7).

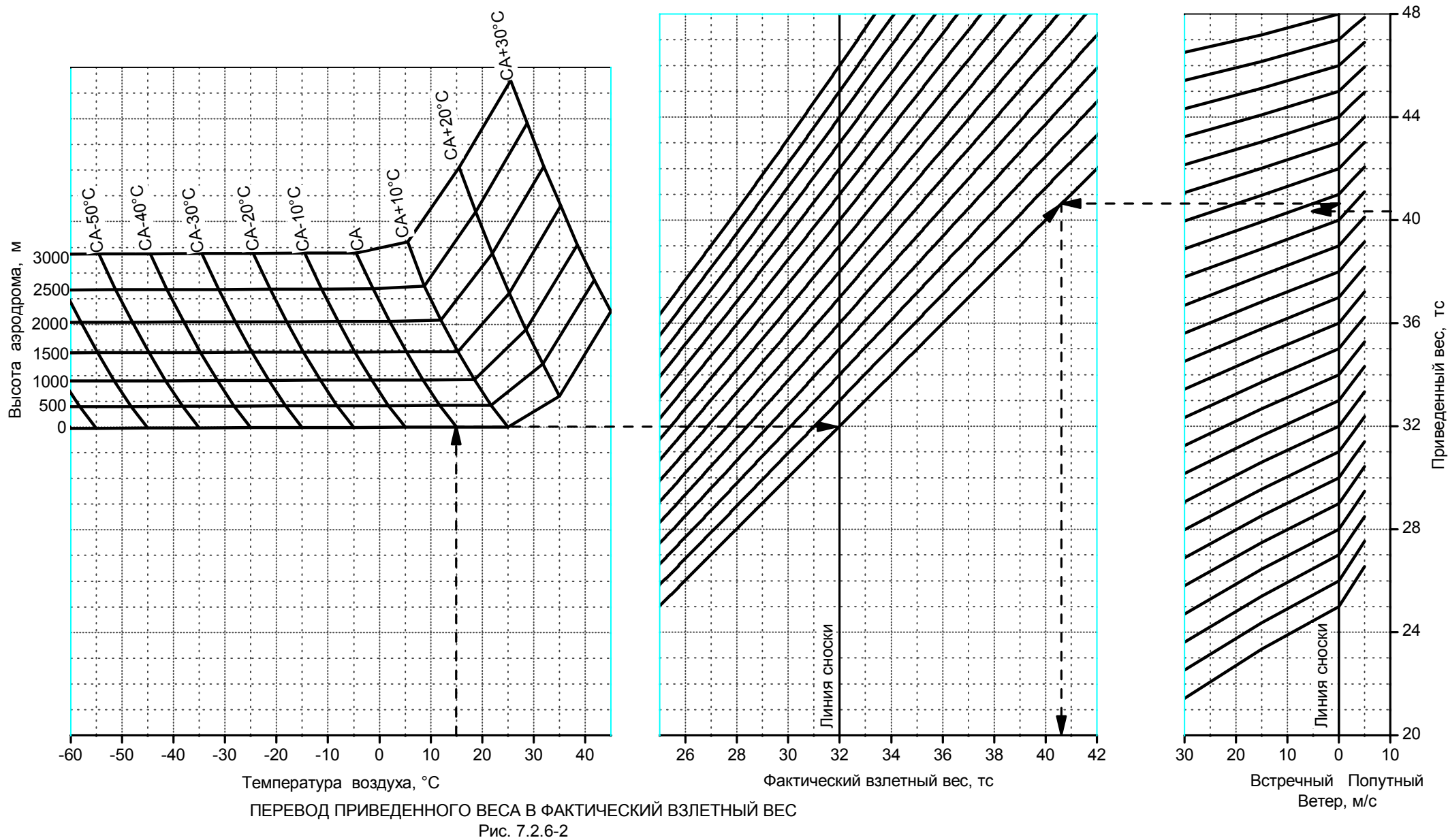


Работает 1 двигатель Д436-148Б на максимальном чрезвычайном режиме (МЧР)
Отказавший двигатель авторотирует
Конфигурация взлетная: $\delta_3 = 10^\circ$, $\delta_{пр} = 19^\circ$, $\delta_{нк} = 22^\circ$
Отбор воздуха на ПОС крыла от двигателя отключен
Отбор воздуха на СКВ учтен
Скорости набора высоты V_2 по рис. 7.2.2-3

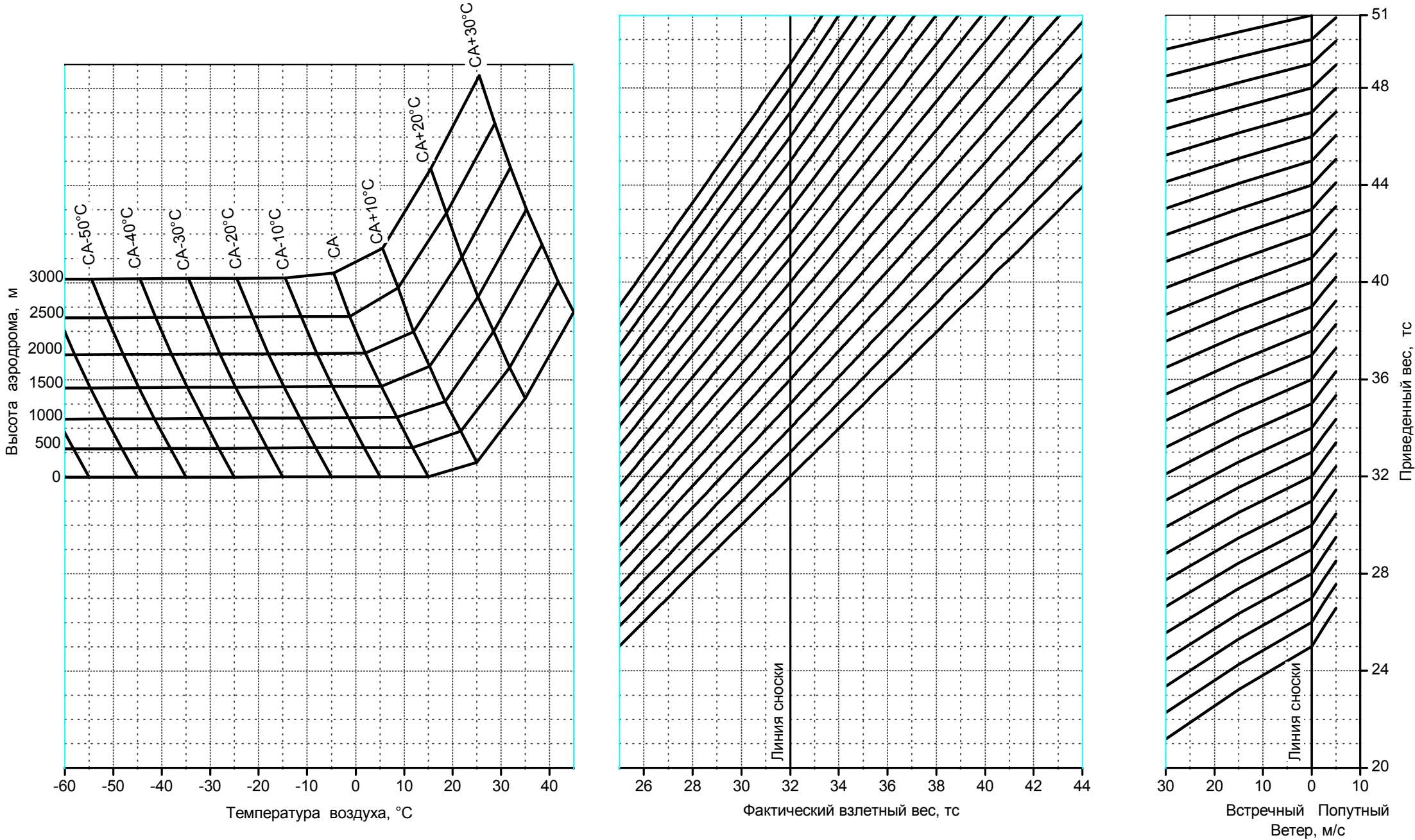
ЧИСТАЯ ТРАЕКТОРИЯ НАБОРА ВЫСОТЫ
Рис. 7.2.6-1



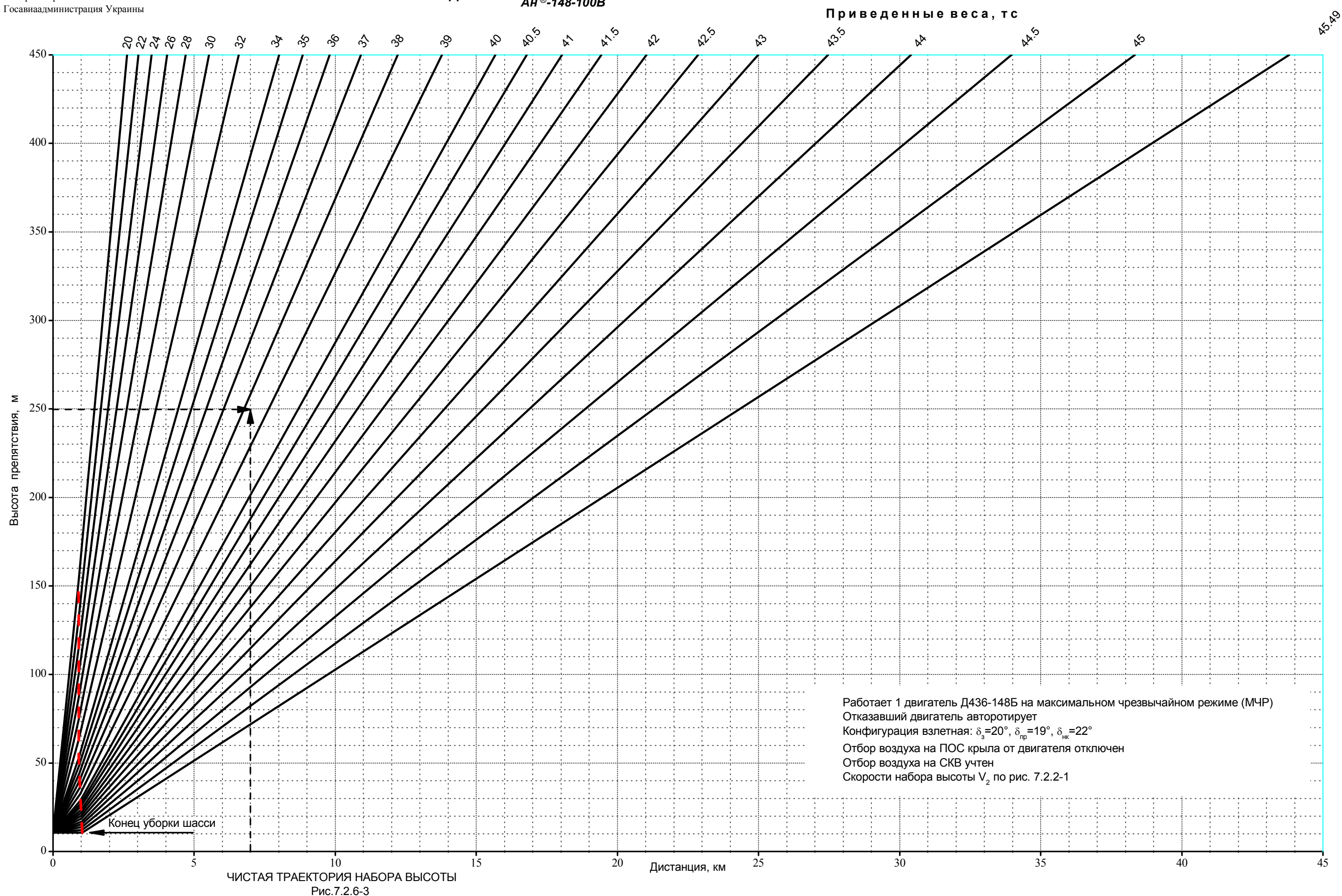
Работает 1 двигатель Д436-148Б на максимальном чрезвычайном режиме (МЧР)
Отказавший двигатель авторотирует
Конфигурация взлетная: $\delta_3=10^\circ$, $\delta_{пр}=19^\circ$, $\delta_{нк}=22^\circ$
Отбор воздуха на ПОС крыла от двигателя отключен
Отбор воздуха на СКВ учтен
Скорости набора высоты V_2 по рис. 7.2.2-3

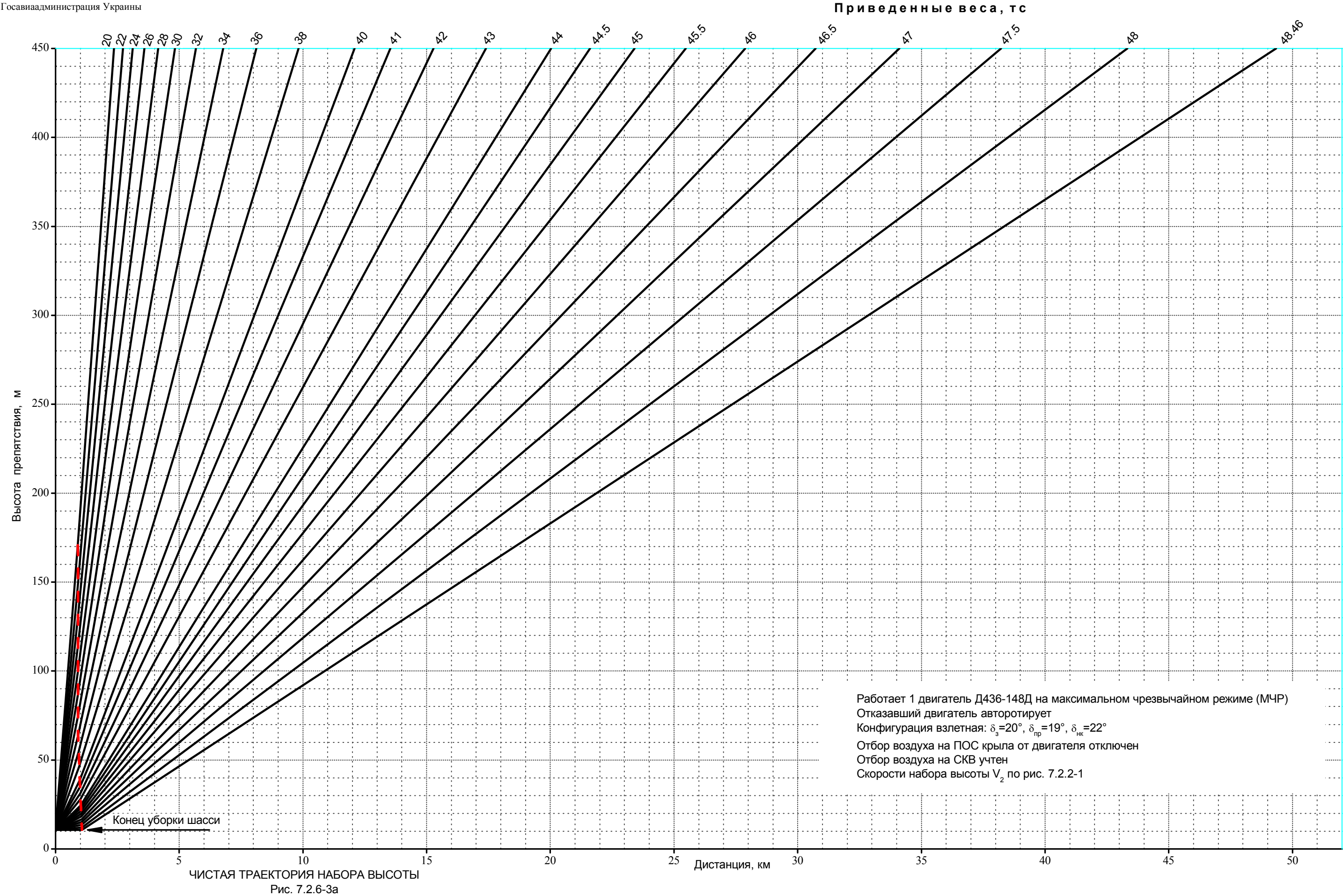


Работает 1 двигатель Д436-148Д на максимальном чрезвычайном режиме (МЧР)
Отказавший двигатель авторотирует
Конфигурация взлетная: $\delta_z=10^\circ$, $\delta_{пр}=19^\circ$, $\delta_{нк}=22^\circ$
Отбор воздуха на ПОС крыла от двигателя отключен
Отбор воздуха на СКВ учтен
Скорости набора высоты V_2 по рис. 7.2.2-3

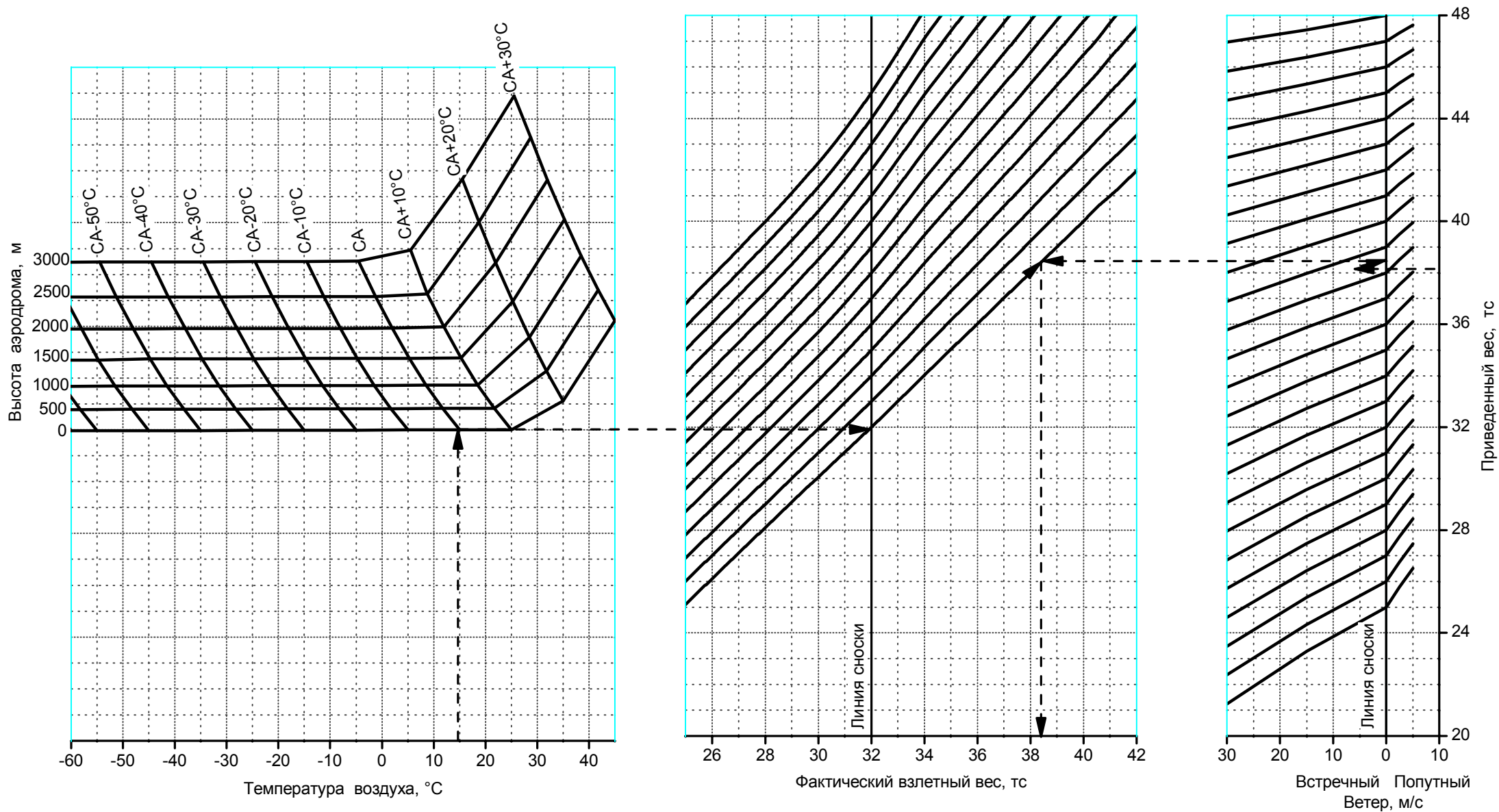


ПЕРЕВОД ПРИВЕДЕННОГО ВЕСА В ФАКТИЧЕСКИЙ ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС
Рис.7.2.6-2а



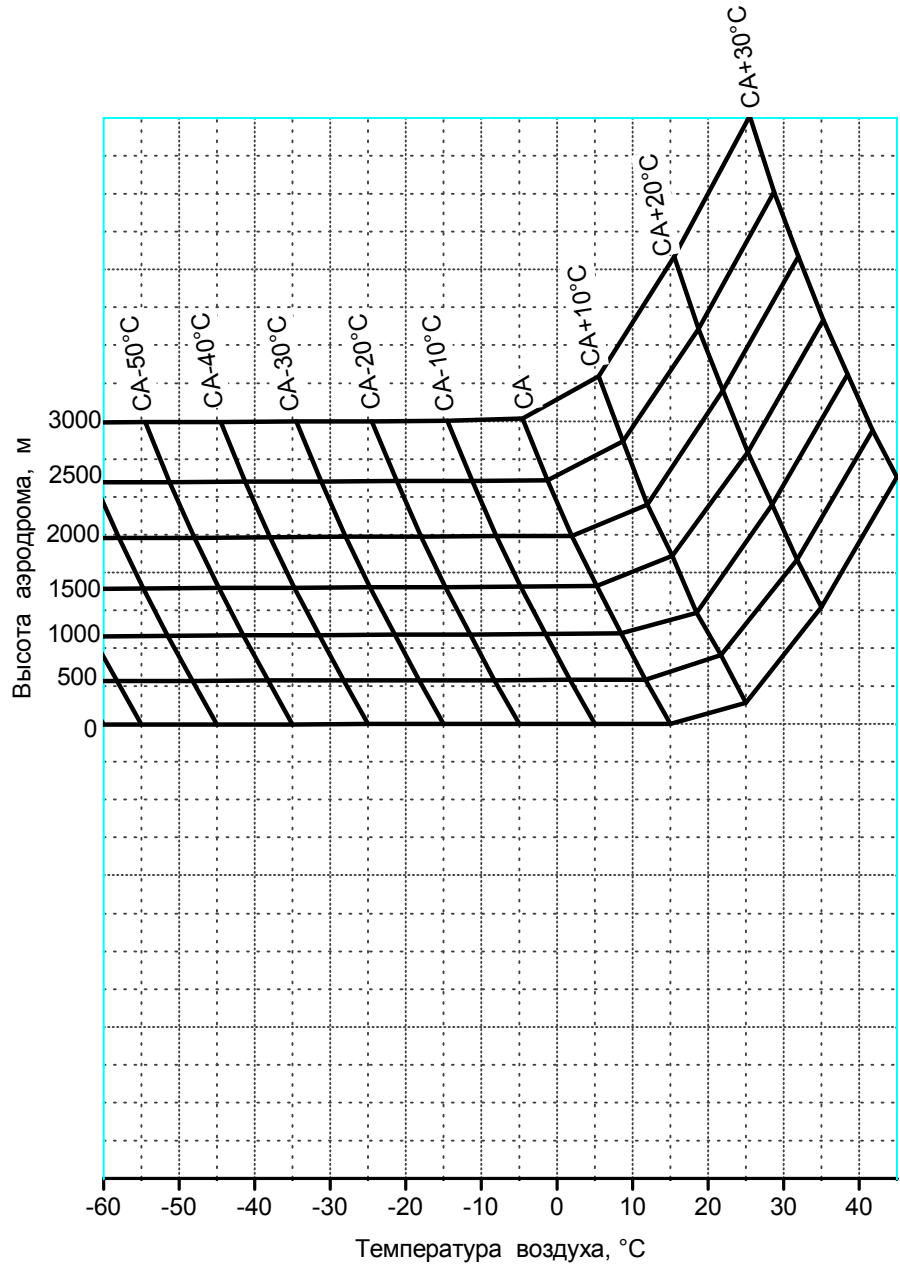


Работает 1 двигатель Д436-148Б на максимальном чрезвычайном режиме (МЧР)
Отказавший двигатель авторотирует
Конфигурация взлетная: $\delta_3=20^\circ$, $\delta_{пр}=19^\circ$, $\delta_{нк}=22^\circ$
Отбор воздуха на ПОС крыла от двигателя отключен
Отбор воздуха на СКВ учтен
Скорости набора высоты V_2 по рис. 7.2.2-3

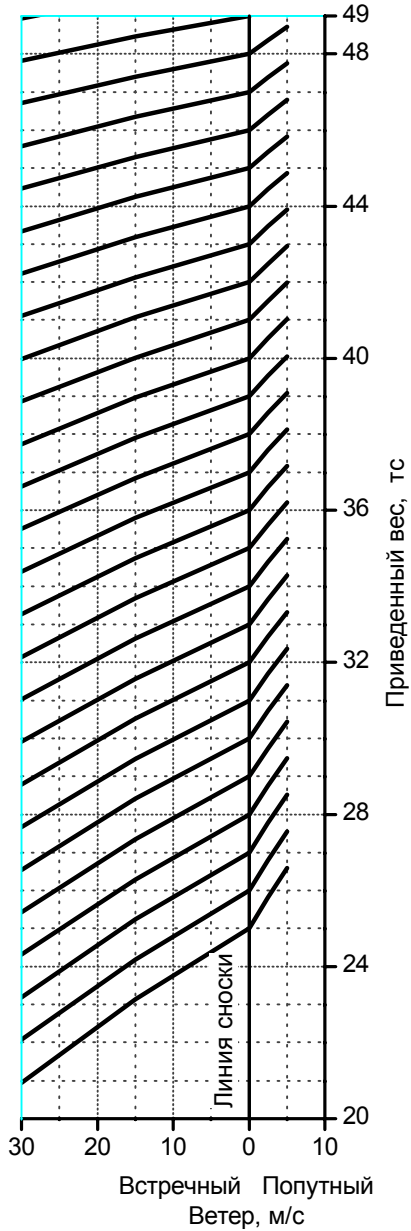
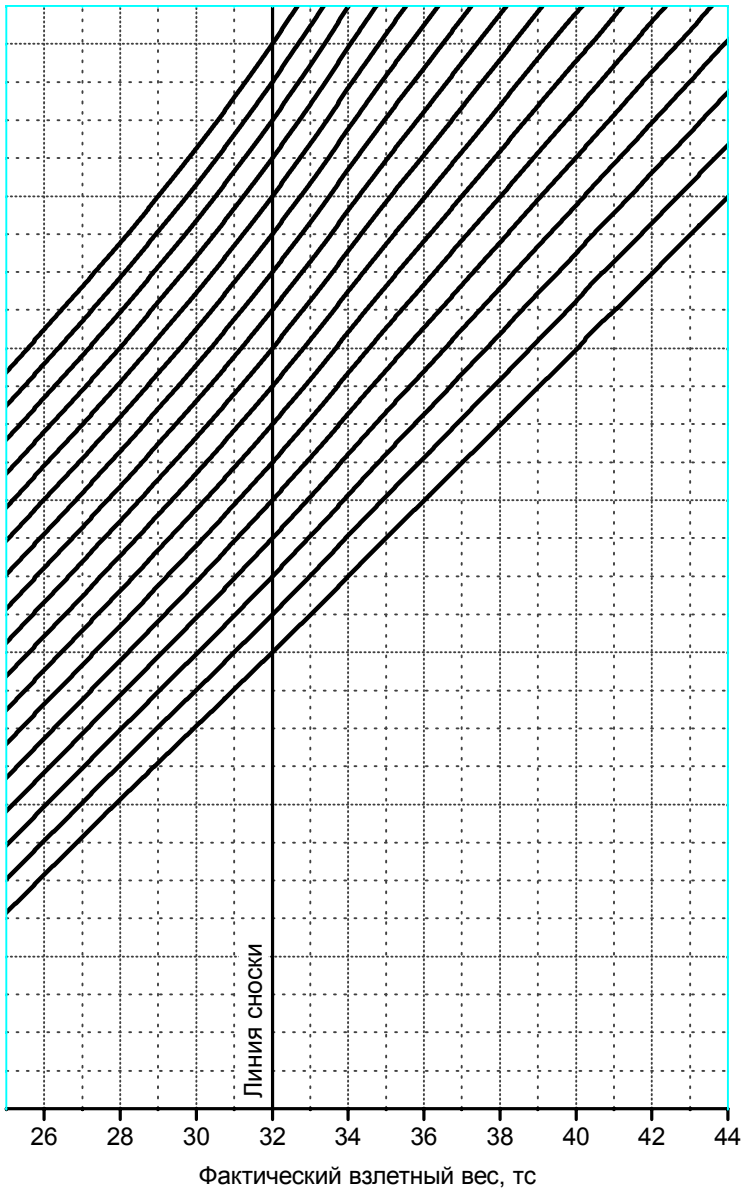


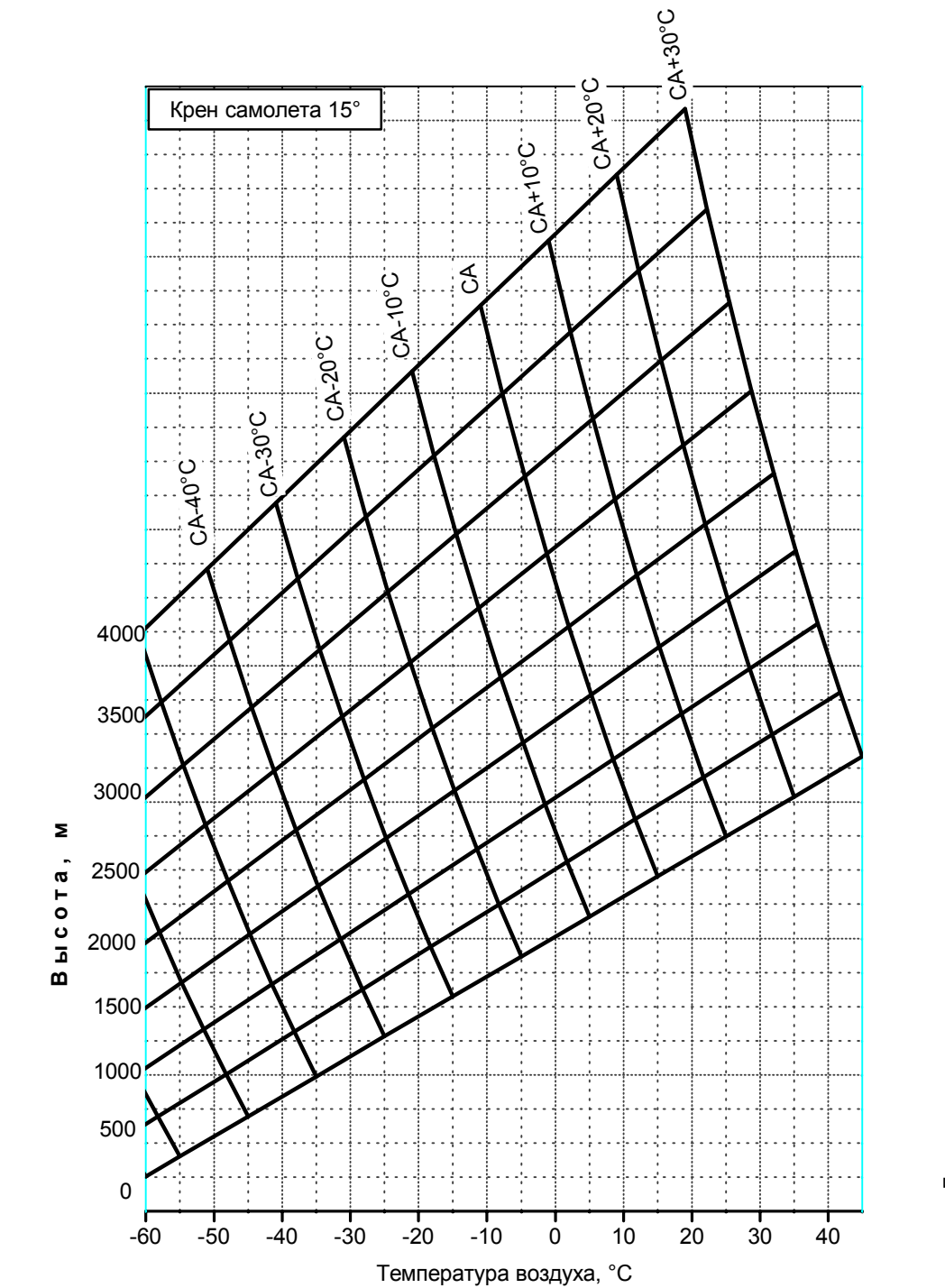
ПЕРЕВОД ПРИВЕДЕННОГО ВЕСА В ФАКТИЧЕСКИЙ ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС
Рис.7.2.6-4

Работает 1 двигатель Д436-148Д на максимальном чрезвычайном режиме (МЧР)
Отказавший двигатель авторотирует
Конфигурация взлетная: $\delta_z = 20^\circ$, $\delta_{пр} = 19^\circ$, $\delta_{нк} = 22^\circ$
Отбор воздуха на ПОС крыла от двигателя отключен
Отбор воздуха на СКВ учтен
Скорости набора высоты V_2 по рис. 7.2.2-3

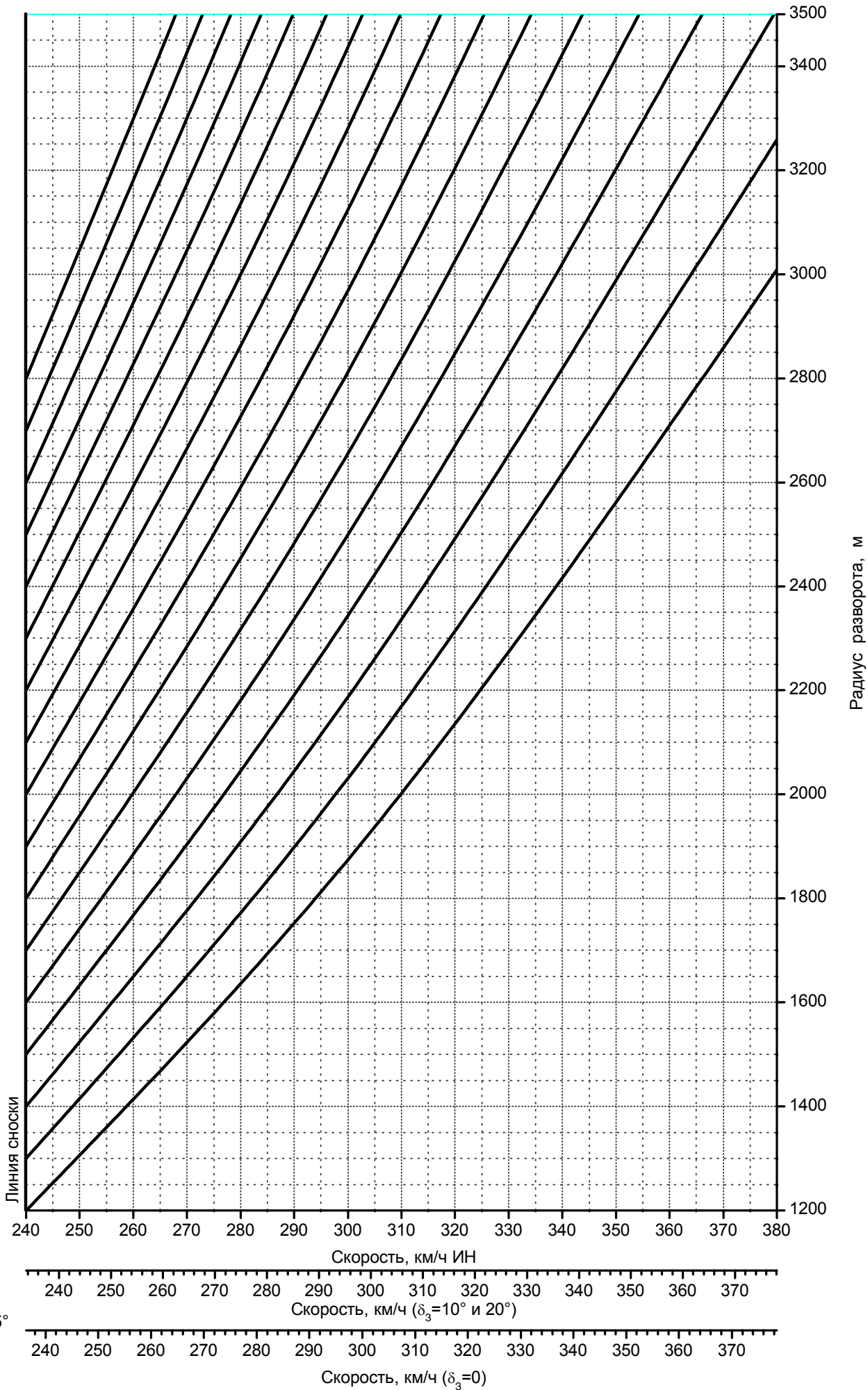


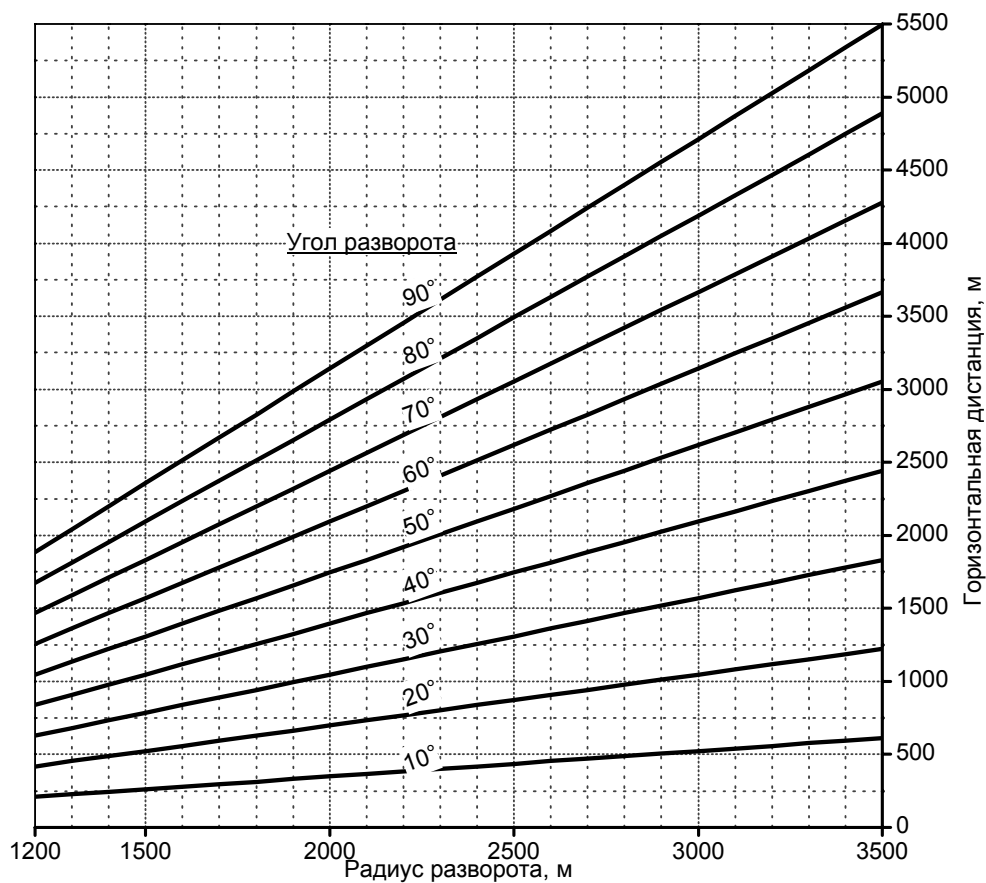
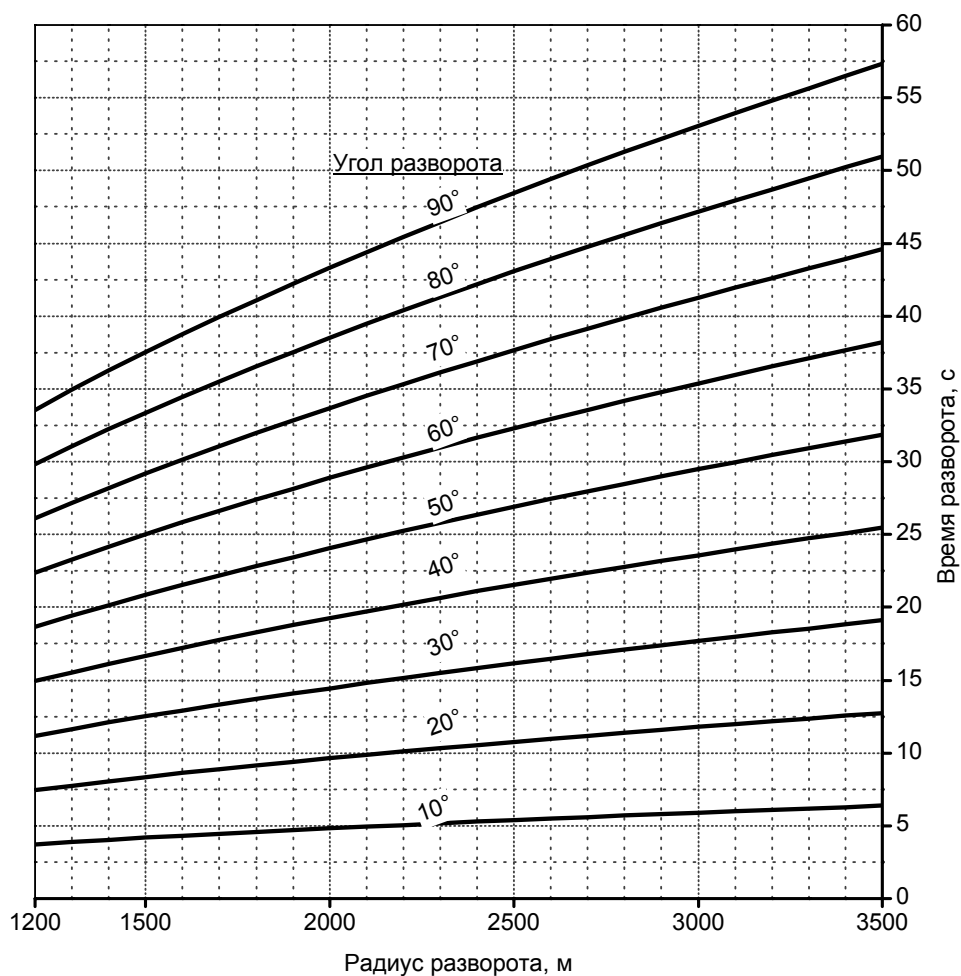
ПЕРЕВОД ПРИВЕДЕННОГО ВЕСА В ФАКТИЧЕСКИЙ ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС
Рис. 7.2.6-4а





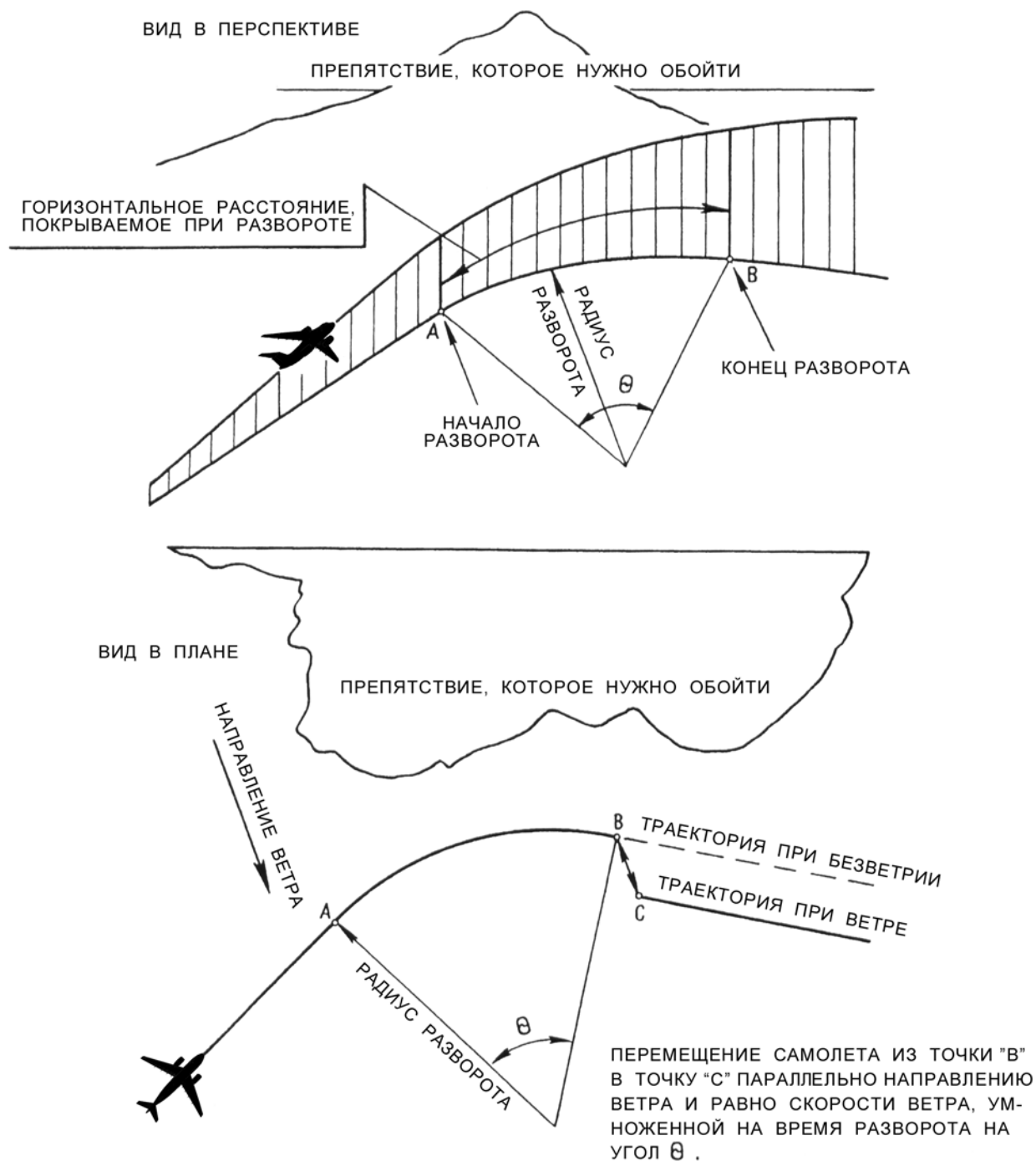
РАДИУС УСТАНОВОВШЕГОСЯ РАЗВОРОТА ПРИ ОБЛЕТЕ ПРЕПЯТСТВИЯ С КРЕНОМ 15°
Рис. 7.2.6-5





Горизонтальная дистанция и время разворота при облете препятствия с креном 15°

Рис.7.2.6-6



18016

УСТАНОВИВШИЙСЯ РАЗВОРОТ ПРИ ОБЛЁТЕ ПРЕПЯТСТВИЙ.
УЧЕТ ВЛИЯНИЯ ВЕТРА ПРИ РАЗВОРОТЕ

Рис. 7.2.6-7

7.2.7. МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫЙ ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС САМОЛЕТА, ОГРАНИЧЕННЫЙ РАСПОЛАГАЕМОЙ ДЛИНОЙ РАЗБЕГА (РДР), РАСПОЛАГАЕМОЙ ДИСТАНЦИЕЙ ВЗЛЕТА (РДВ) И РАСПОЛАГАЕМОЙ ДИСТАНЦИЕЙ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТА (РДПВ) ПРИ ОТКАЗЕ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ

На рис. 7.2.7-1, 7.2.7-1а и 7.2.7-2, 7.2.7-2а приведены максимально допустимые взлетные веса самолета, определяемые из условия располагаемой длины разбега и располагаемой дистанции взлета в зависимости от высоты аэродрома, температуры наружного воздуха, продольной составляющей скорости ветра, уклона ВПП и отношения V_1/V_R для $\delta_3=20^\circ$ и $\delta_3=10^\circ$ соответственно.

Условия:

- отказ одного двигателя (Д436-148Б или Д436-148Д) на скорости V_{EF} ;
- выход работающего двигателя со взлетного режима на режим МЧР происходит автоматически;
- конфигурация самолета – взлетная ($\delta_3=20^\circ$ или $\delta_3=10^\circ$);
- ИВПП ($\mu \geq 0,6$);
- скорости взлета (см. рис. 7.2.2-1 или 7.2.2-3);
- условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена, СКВ включена;

Пример, иллюстрируемый пунктирной линией со стрелками на рис. 7.2.7-1 для $\delta_3=20^\circ$, показывает, что при высоте аэродрома 0 м, температуре наружного воздуха 15°C , уклоне ВПП 0,5 % вверх, встречной составляющей скорости ветра 5 м/с и отношении $V_1/V_R=1,0$ для располагаемой длины разбега 1750 м максимально допустимый взлетный вес самолета составляет 42,34 тс, а для располагаемой взлетной дистанции 2150 м в этих условиях – 43,32 тс.

Эти номограммы используются для определения потребных длин разбега и потребных дистанций взлета при известных внешних условиях и величине взлетного веса самолета.

Пример, иллюстрируемый пунктирной линией со стрелками на рис. 7.2.7-1 для $\delta_3=20^\circ$, показывает, что при высоте аэродрома 0 м, температуре наружного воздуха 15°C , уклоне ВПП 0,5 % вверх, встречной составляющей скорости ветра 5 м/с и отношении $V_1/V_R=1,0$ для взлетного веса самолета 38 тс потребная длина разбега составляет 1341 м, а потребная взлетная дистанция в этих условиях – 1541 м.

На рис. 7.2.7-3, 7.2.7-3а и 7.2.7-4, 7.2.7-4а приведены максимально допустимые взлетные веса самолета, определяемые из условия располагаемой дистанции прерванного взлета в зависимости от высоты аэродрома, температуры наружного воздуха, продольной составляющей ветра, уклона ВПП, отношения V_1/V_R и режима работающих двигателей, а также с учетом и без учета реверса двигателей для $\delta_3=20^\circ$ и $\delta_3=10^\circ$ соответственно.

Условия:

- работают два двигателя (Д436-148Б или Д436-148Д);
- конфигурация самолета – взлетная, ($\delta_3=20^\circ$ или $\delta_3=10^\circ$);
- ИВПП ($\mu \geq 0,6$);
- скорости взлета (см. рис. 7.2.2-2 или 7.2.2-4);
- условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена, СКВ включена;

Пример, иллюстрируемый пунктирной линией со стрелками на рис. 7.2.7-3, показывает, что при высоте аэродрома 0 м, температуре наружного воздуха 15 °С, уклоне ВПП 0,5 % вверх, встречной составляющей скорости ветра 5 м/с, отношении $V_1/V_R=1,0$ и без учета тяги реверса работающих двигателей для располагаемой дистанции прерванного взлета 2150 м максимально допустимый взлетный вес составляет 40,86 тс для $\delta_3=20^\circ$.

Эти номограммы используются для определения потребной дистанции прерванного взлета при известных внешних условиях и величине взлетного веса самолета. Пример, иллюстрируемый пунктирной линией со стрелками на рис. 7.2.7-3, показывает, что при высоте аэродрома 0 м, температуре наружного воздуха 15 °С, уклоне ВПП 0,5 % вверх, встречной составляющей скорости ветра 5 м/с, отношении $V_1/V_R=1,0$ и без учета тяги реверса работающих двигателей для взлетного веса 38 тс потребная дистанция прерванного взлета составляет 1925 м для $\delta_3=20^\circ$.

Взлет с отказом 1(одного) двигателя Д436-148Б
Выход работающего двигателя со взлетного на режим МЧР происходит автоматически
Конфигурация самолета - взлетная: $\delta_3=20^0$, $\delta_{пр}=19^0$, $\delta_{нк}=22^0$

ИВПП ($\mu \geq 0.6$)

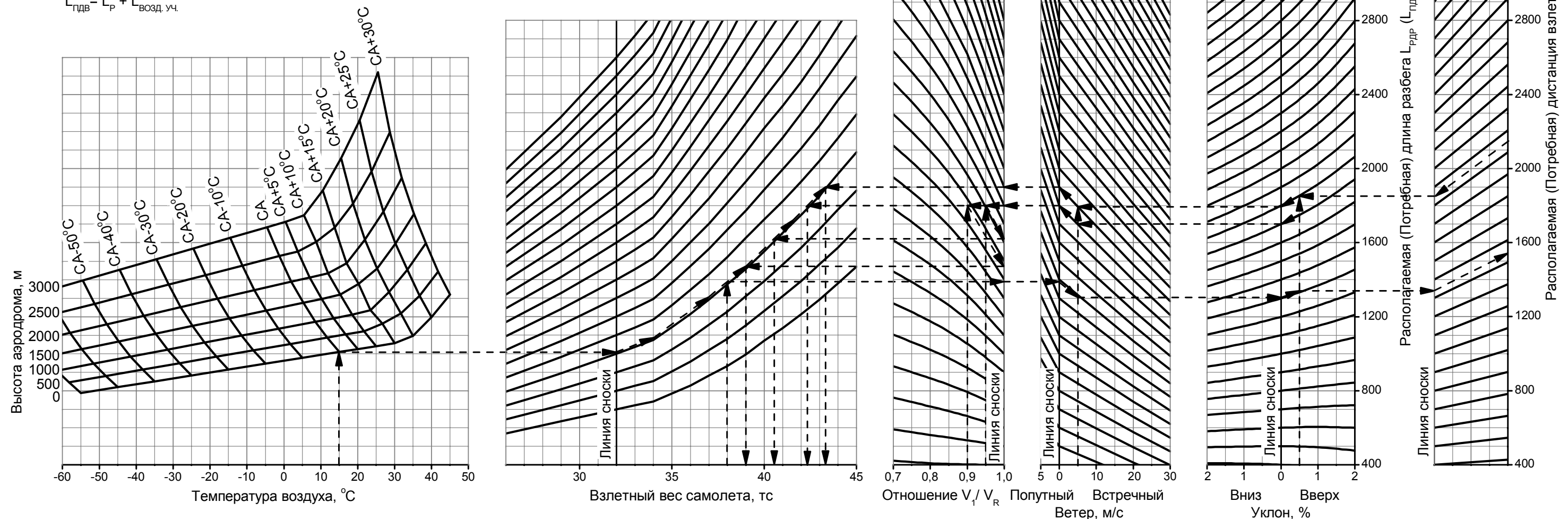
Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена

СКВ включена

Скорости приведены на рис. 7.2.2-1

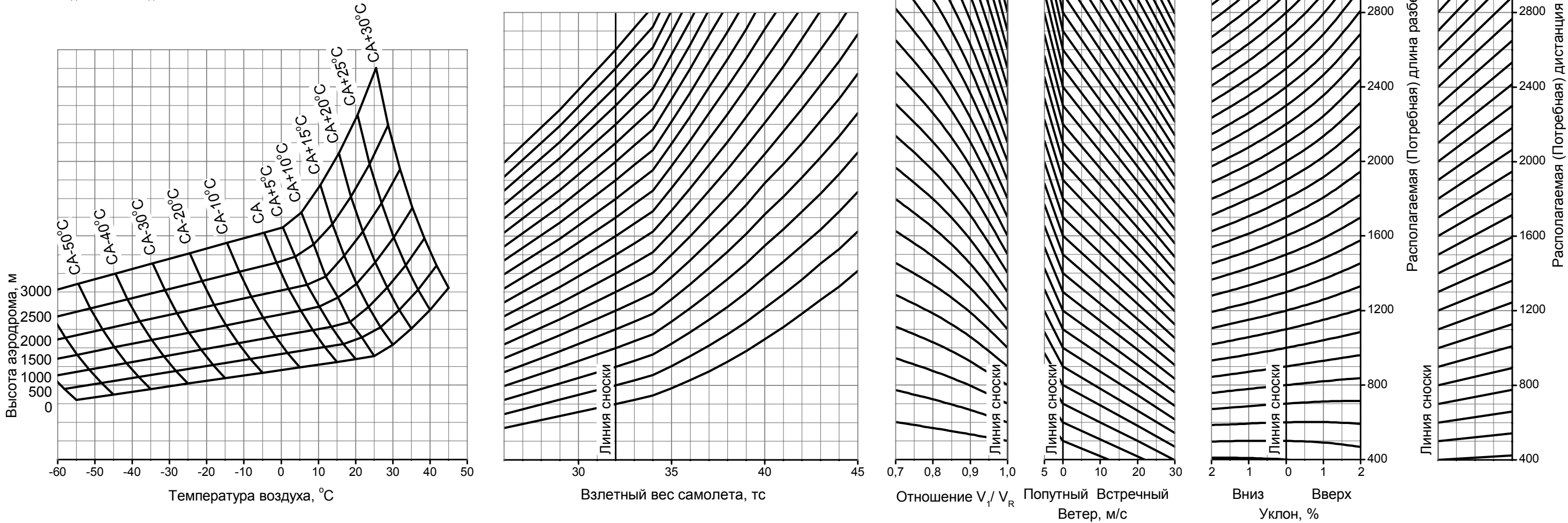
$L_{ПДР} = L_P + 0.5L_{\text{возд. уч.}}$

$L_{ПДВ} = L_P + L_{\text{возд. уч.}}$



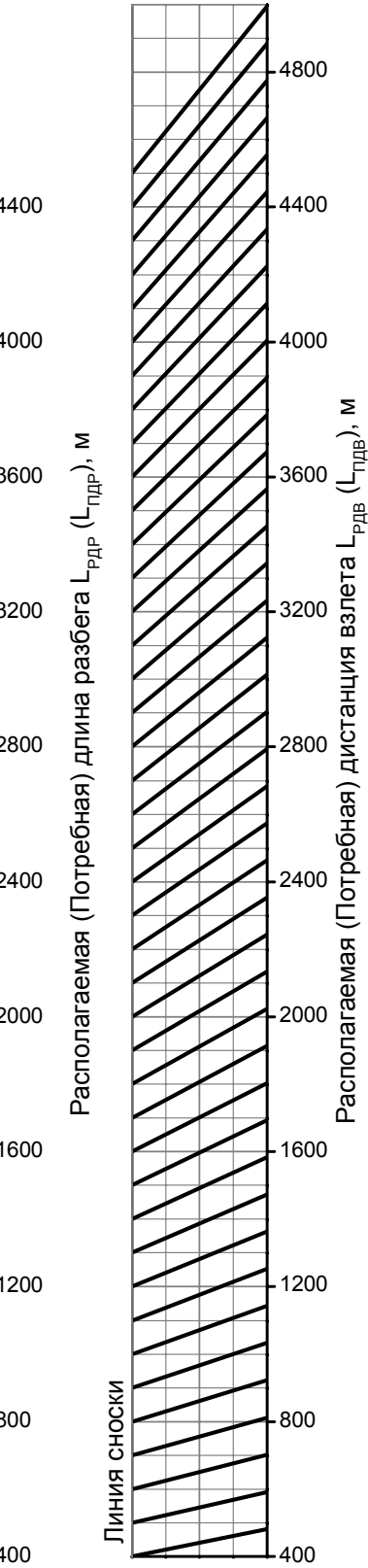
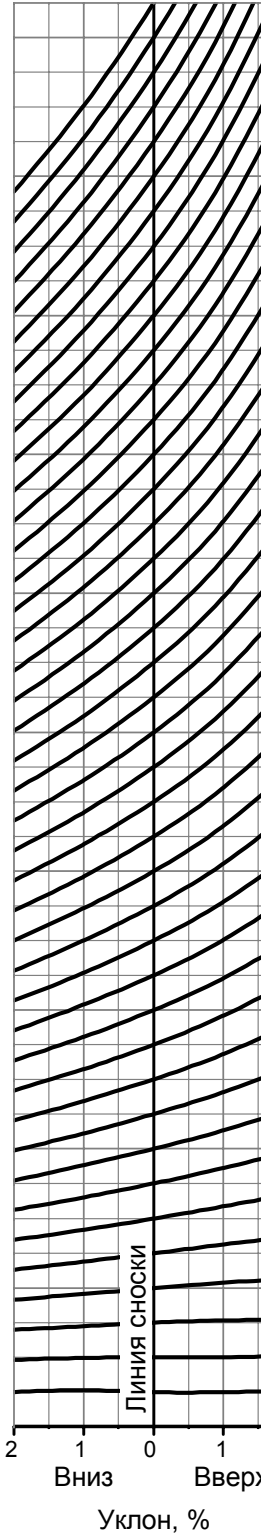
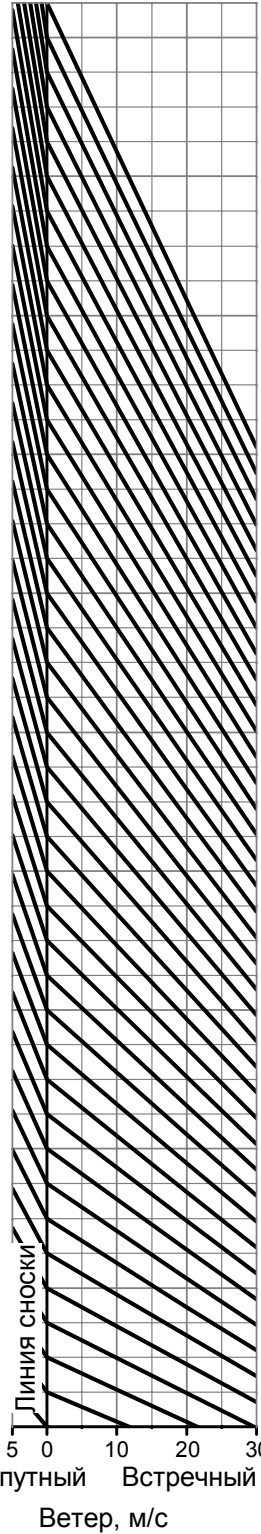
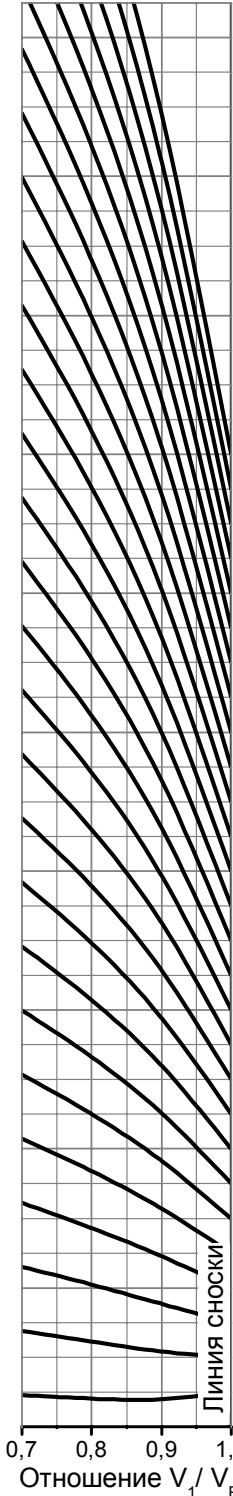
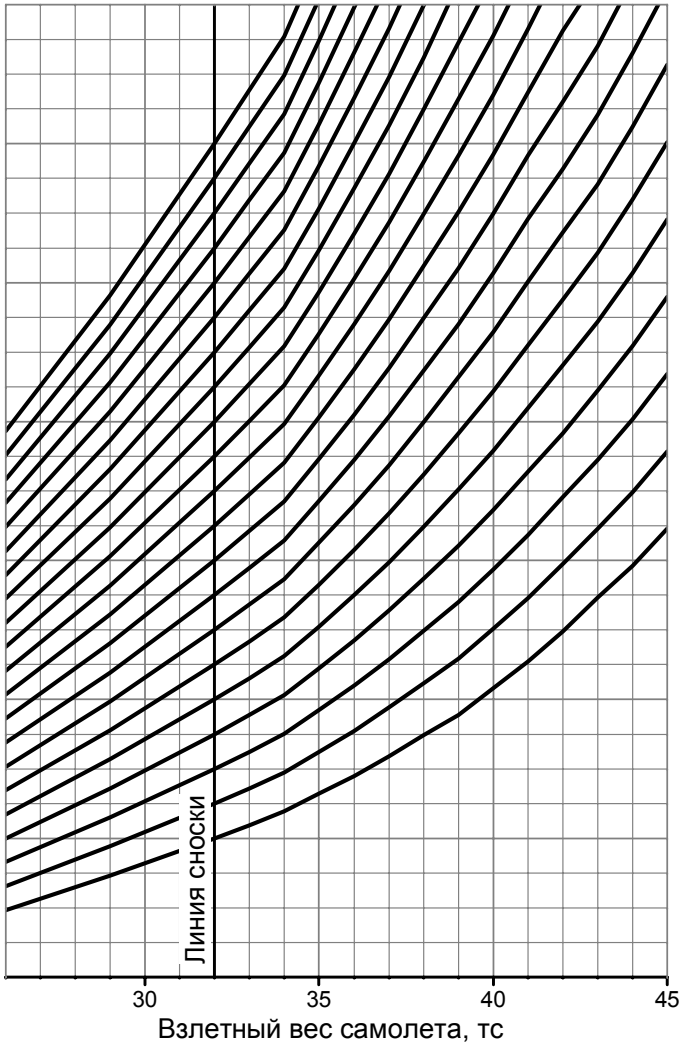
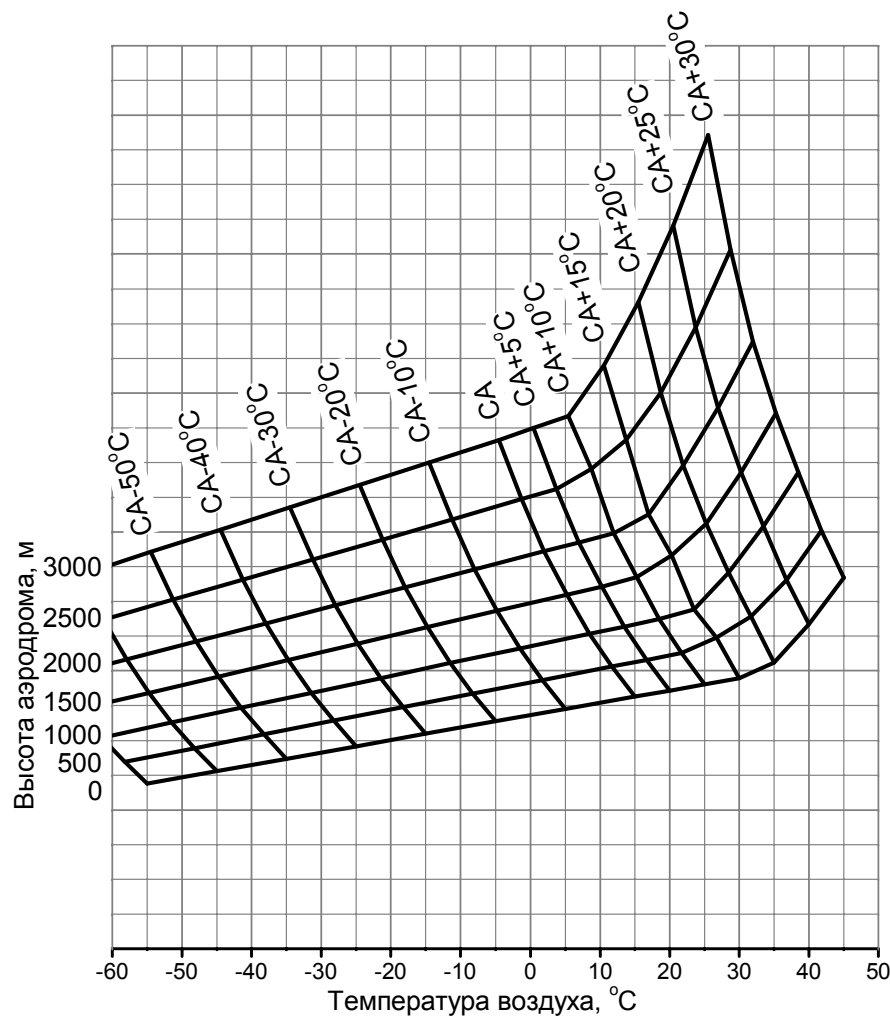
МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫЙ ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС В ЗАВИСИМОСТИ ОТ РАСПОЛАГАЕМОЙ
ДЛИНЫ РАЗБЕГА И РАСПОЛАГАЕМОЙ ДИСТАНЦИИ ВЗЛЕТА
Рис. 7.2.7-1

Взлет с отказом 1(одного) двигателя Д436-148Д
Выход работающего двигателя со взлетного на режим МЧР происходит автоматически
Конфигурация самолета - взлетная: $\delta_3=20^0, \delta_{пр}=19^0, \delta_{нк}=22^0$
ИВПП ($\mu \geq 0.6$)
Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена
СКВ включена
Скорости приведены на рис. 7.2.2-1
 $L_{ПДР} = L_P + 0.5L_{Возд.уч.}$
 $L_{ПДВ} = L_P + L_{Возд.уч.}$



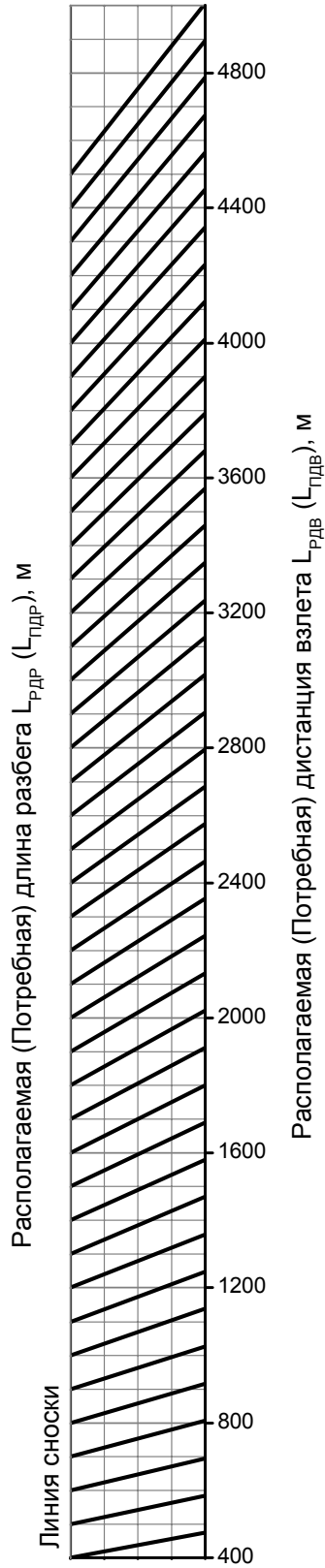
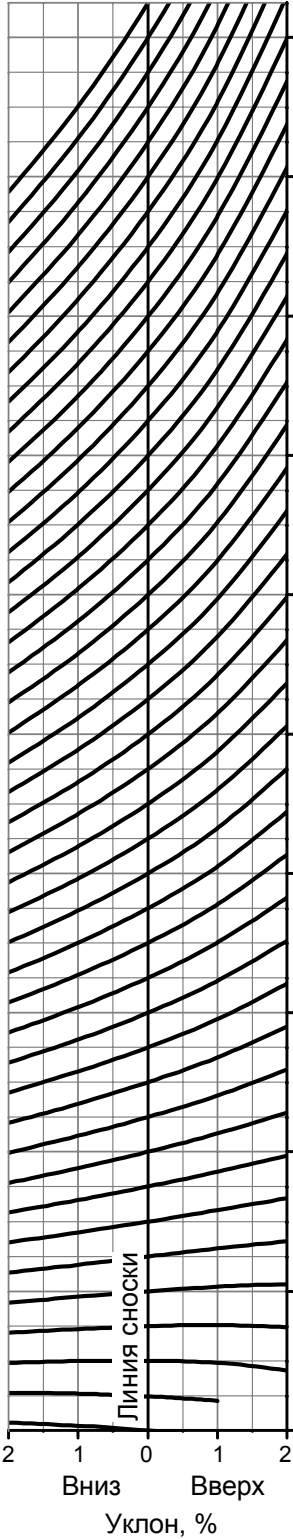
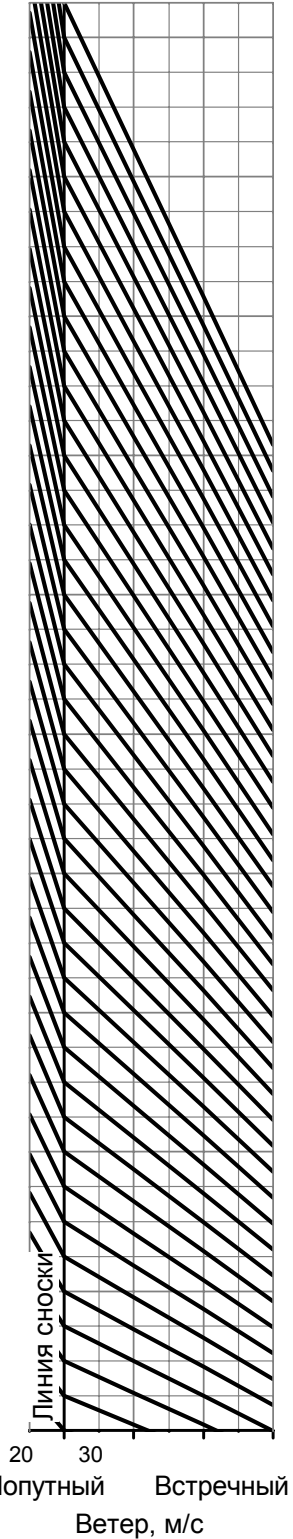
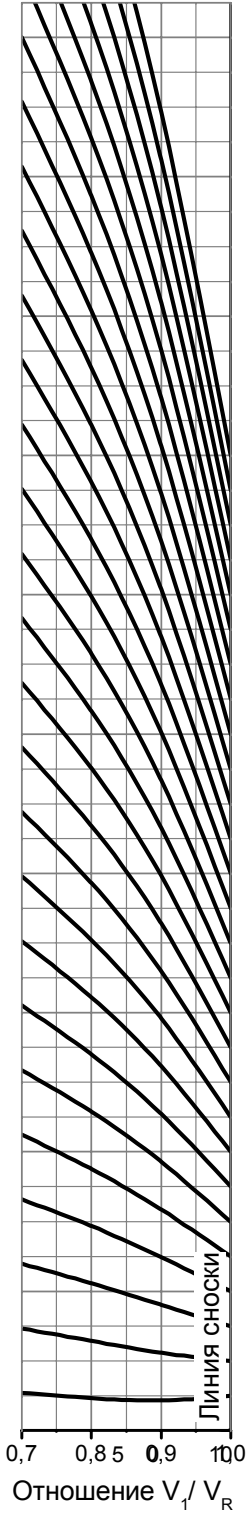
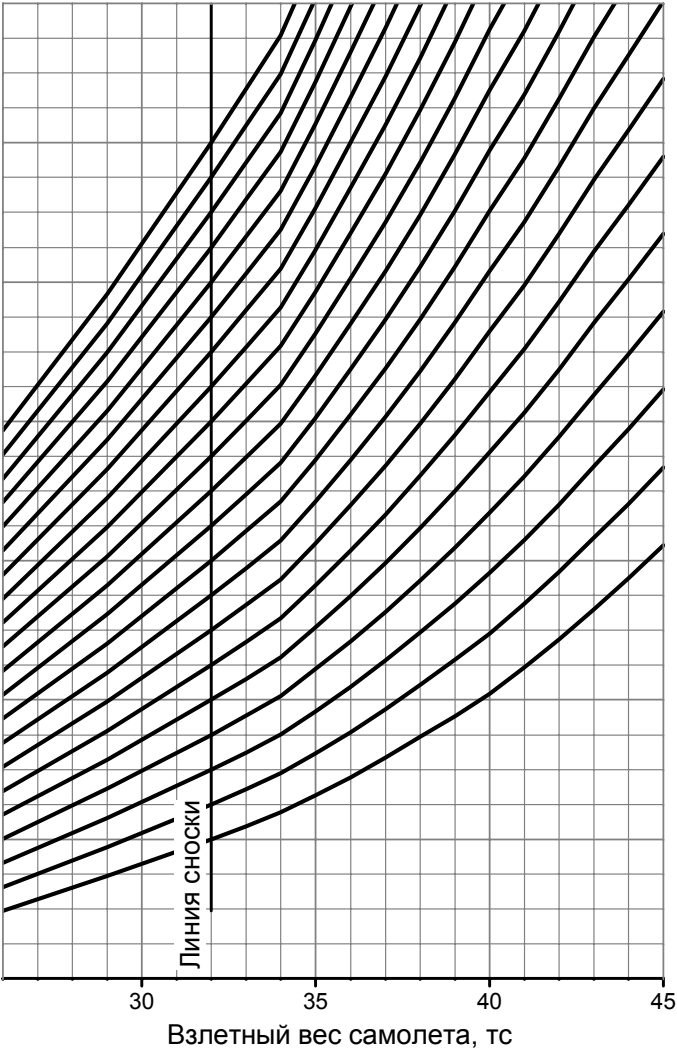
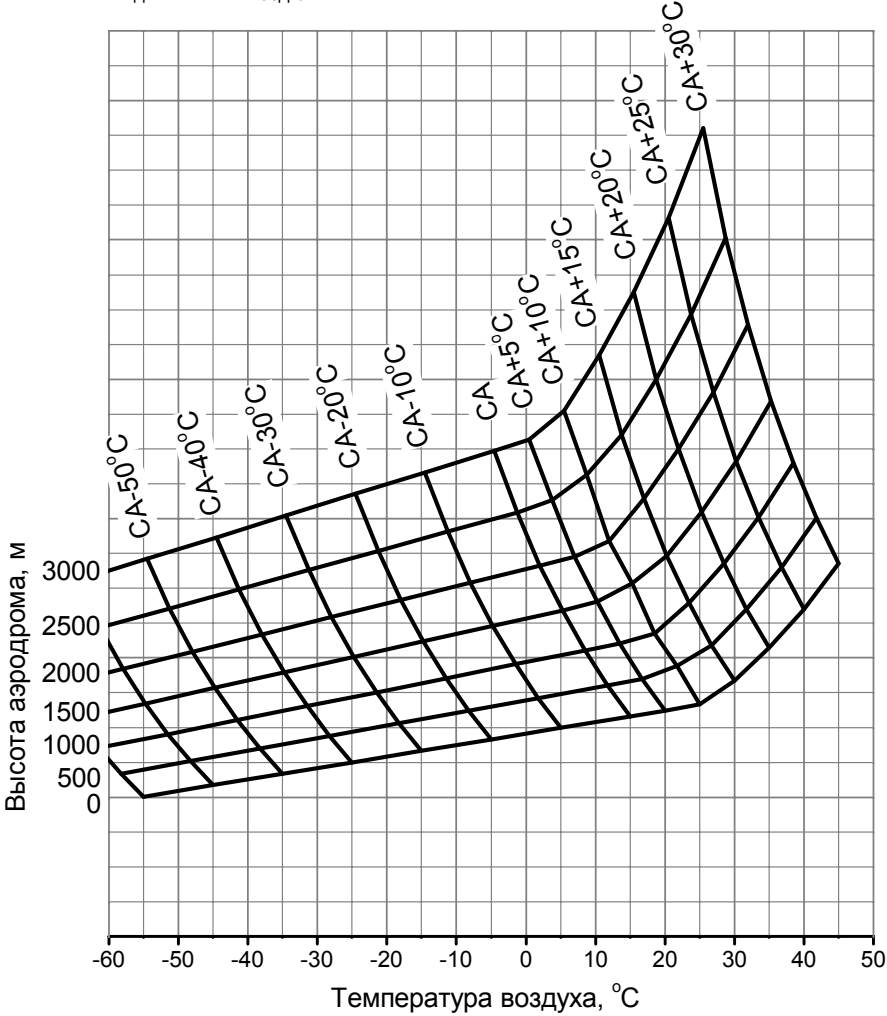
МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫЙ ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС В ЗАВИСИМОСТИ ОТ РАСПОЛАГАЕМОЙ
ДЛИНЫ РАЗБЕГА И РАСПОЛАГАЕМОЙ ДИСТАНЦИИ ВЗЛЕТА
Рис. 7.2.7-1а

Взлет с отказом 1(одного) двигателя Д436-148Б
Выход работающего двигателя со взлетного на режим МЧР происходит автоматически
Конфигурация самолета - взлетная: $\delta_3=10^0$, $\delta_{пр}=19^0$, $\delta_{нк}=22^0$
ИВПП ($\mu \geq 0.6$)
Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена
СКВ включена
Скорости приведены на рис. 7.2.2-3
 $L_{гдр} = L_p + 0.5L_{возд.уч.}$
 $L_{гдв} = L_p + L_{возд.уч.}$



МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫЙ ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС В ЗАВИСИМОСТИ ОТ РАСПОЛАГАЕМОЙ
ДЛИНЫ РАЗБЕГА И РАСПОЛАГАЕМОЙ ДИСТАНЦИИ ВЗЛЕТА
Рис. 7.2.7-2

Взлет с отказом одного двигателя Д436-148Д
Выход работающего двигателя со взлетного на режим МЧР происходит автоматически
Конфигурация самолета - взлетная: $\delta_3=10^0$, $\delta_{пр}=19^0$, $\delta_{нк}=22^0$
ИВПП ($\mu \geq 0,6$)
Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена
СКВ включена
Скорости приведены на рис. 7.2.2-3
 $L_{гдр} = L_p + 0,5L_{возд.уч.}$
 $L_{гдв} = L_p + L_{возд.уч.}$



МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫЙ ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС В ЗАВИСИМОСТИ ОТ РАСПОЛАГАЕМОЙ
ДЛИНЫ РАЗБЕГА И РАСПОЛАГАЕМОЙ ДИСТАНЦИИ ВЗЛЕТА
Рис. 7.2.7-2а

Работают 2 (два) двигателя Д436-148Б

Конфигурация самолета - взлетная: $\delta_3=20^\circ$, $\delta_{\text{ПР}}=19^\circ$, $\delta_{\text{НК}}=22^\circ$

ИВПП ($\mu \geq 0.6$)

Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена

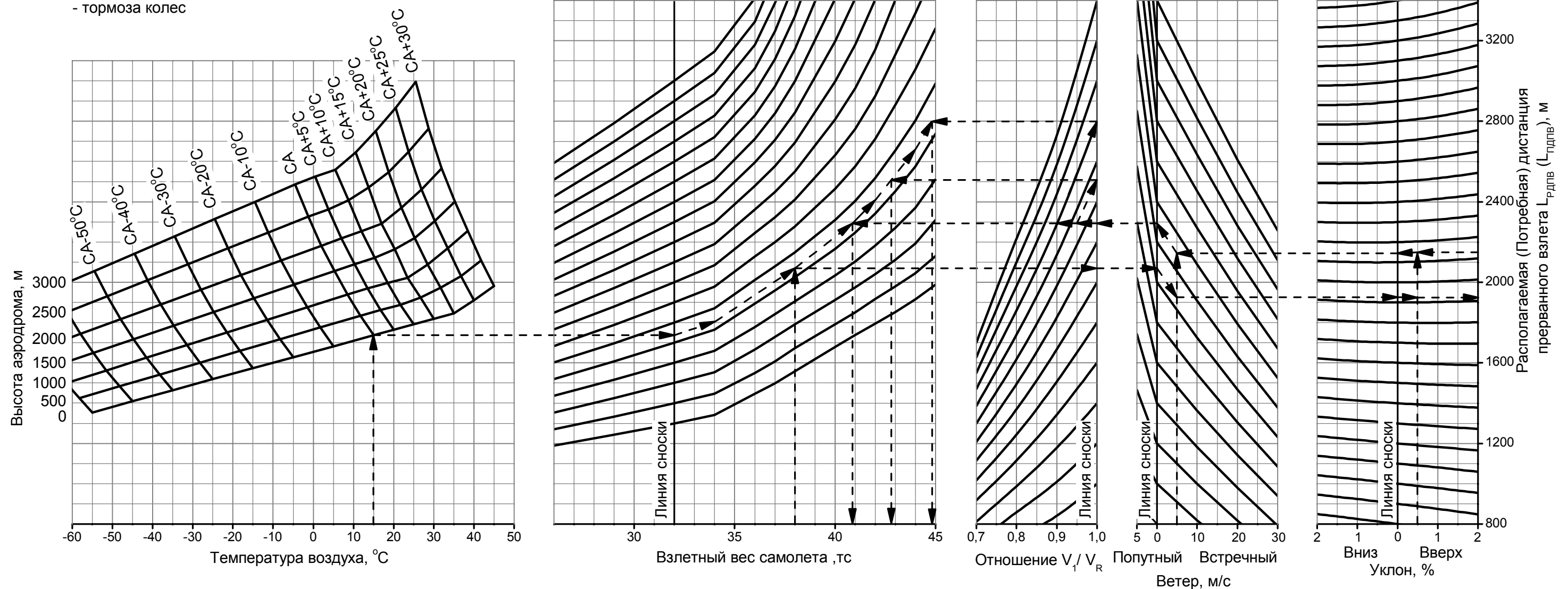
СКВ включена

Скорости на взлете приведены на рис. 7.2.2-1

Максимально допустимое отношение V_1/V_R приведено на рис. 7.2.8-1

Работают все средства торможения:

- глиссадные и тормозные интерцепторы;
- тормоза колес



МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫЙ ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС В ЗАВИСИМОСТИ
РАСПОЛАГАЕМОЙ ДИСТАНЦИИ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТА
Рис. 7.2.7-3

Работают 2 (два) двигателя Д436-148Д

Конфигурация самолета - взлетная: $\delta_3=20^\circ$, $\delta_{\text{ПР}}=19^\circ$, $\delta_{\text{НК}}=22^\circ$

ИВПП ($\mu \geq 0.6$)

Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена

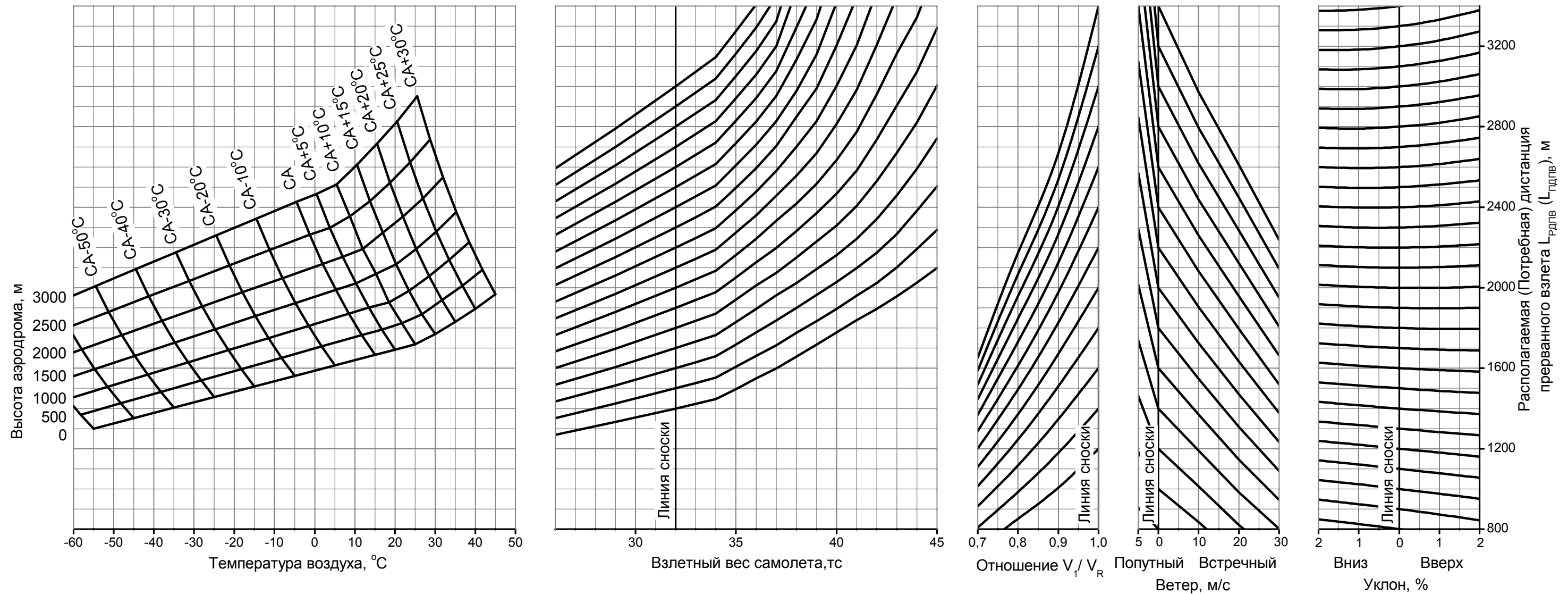
СКВ включена

Скорости на взлете приведены на рис. 7.2.2-1

Максимально допустимое отношение V_1/V_R приведено на рис. 7.2.8-1

Работают все средства торможения:

- глиссадные и тормозные интерцепторы;
- тормоза колес



МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫЙ ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС В ЗАВИСИМОСТИ
ОТ РАСПОЛАГАЕМОЙ ДИСТАНЦИИ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТА
Рис. 7.2.7-3а

Работают 2 (два) двигателя Д436-148Б

Конфигурация самолета - взлетная: $\delta_3=10^\circ$, $\delta_{\text{ПР}}=19^\circ$, $\delta_{\text{НК}}=22^\circ$

ИВПП ($\mu \geq 0.6$)

Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена

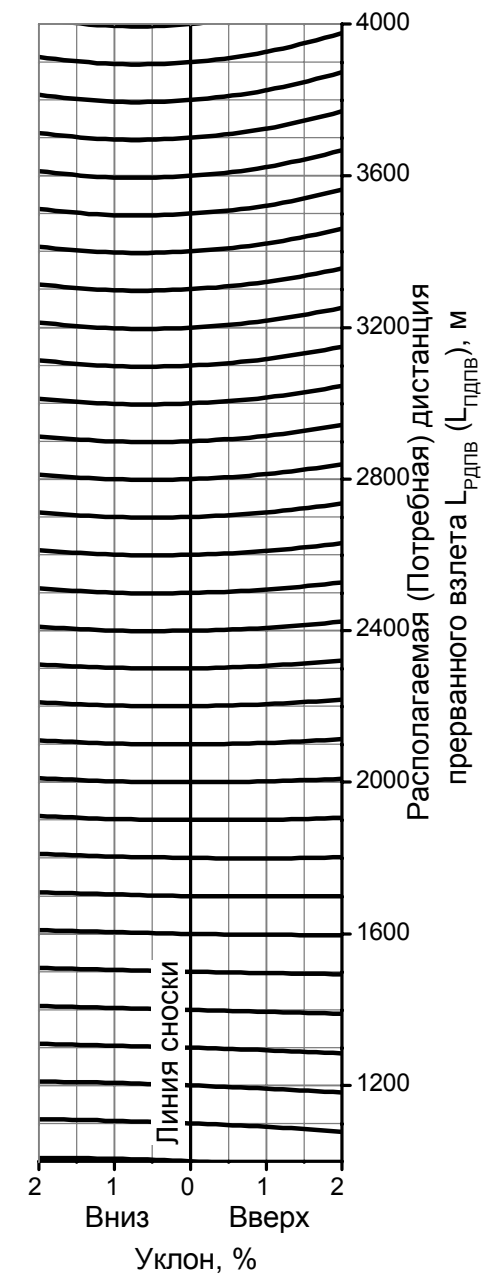
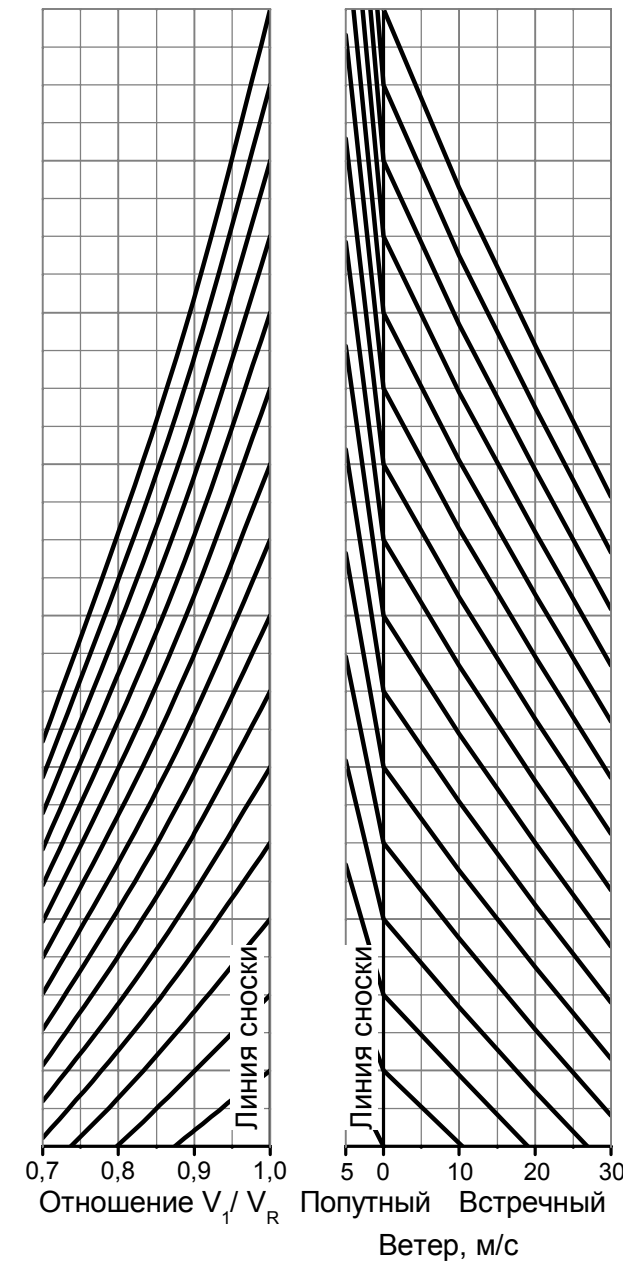
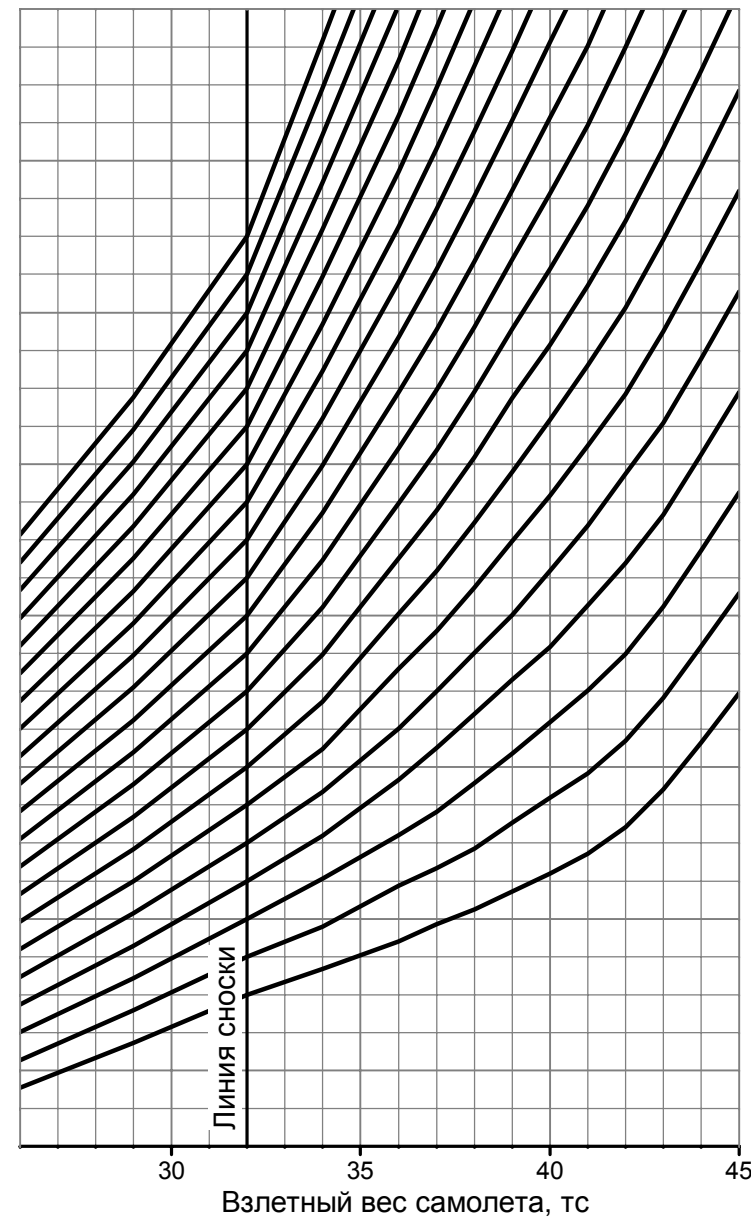
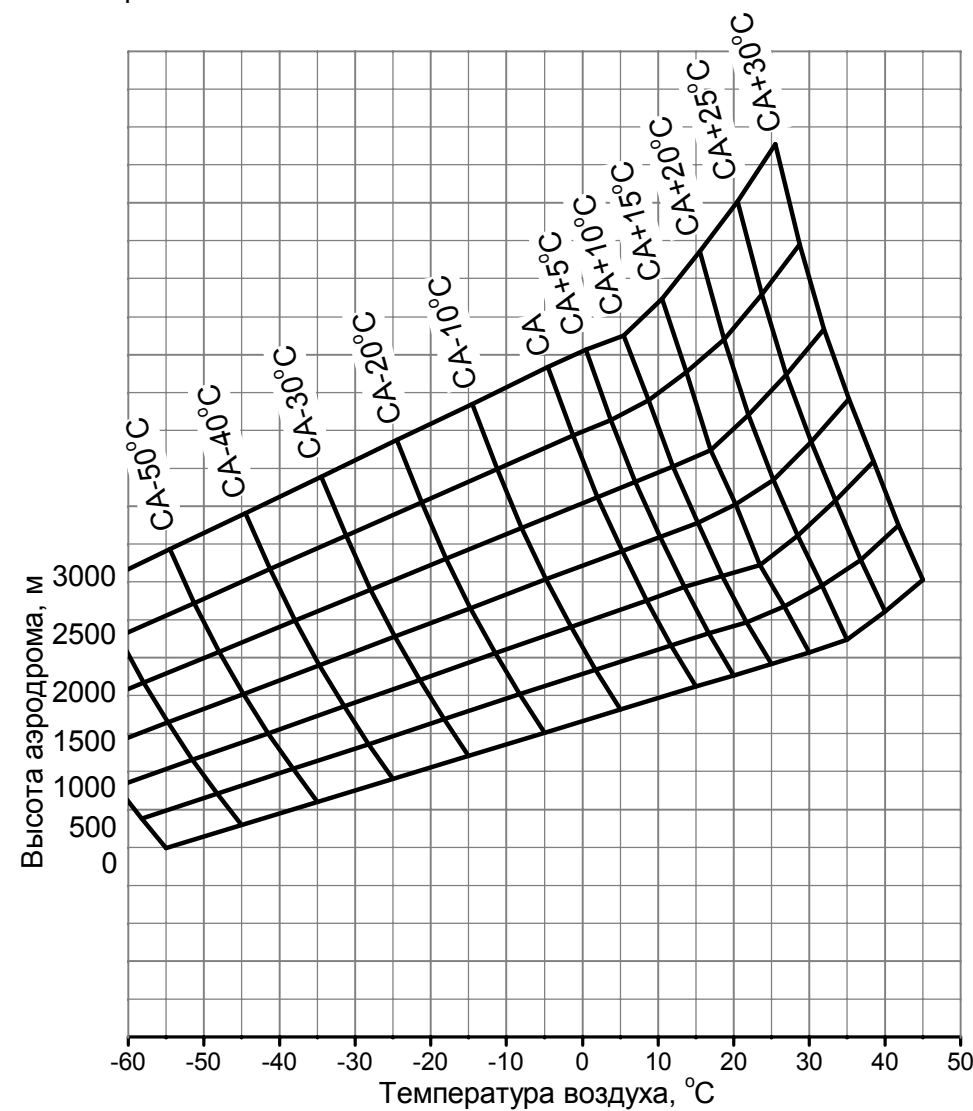
СКВ включена

Скорости на взлете приведены на рис. 7.2.2-3

Максимально допустимое отношение V_1/V_R приведено на рис. 7.2.8-1

Работают все средства торможения:

- глиссадные и тормозные интерцепторы;
- тормоза колес



МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫЙ ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС В ЗАВИСИМОСТИ
ОТ РАСПОЛАГАЕМОЙ ДИСТАНЦИИ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТА
Рис. 7.2.7-4

Работают 2 (два) двигателя Д436-148Д

Конфигурация самолета - взлетная: $\delta_3=10^\circ$, $\delta_{\text{ПР}}=19^\circ$, $\delta_{\text{НК}}=22^\circ$

ИВПП ($\mu \geq 0.6$)

Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена

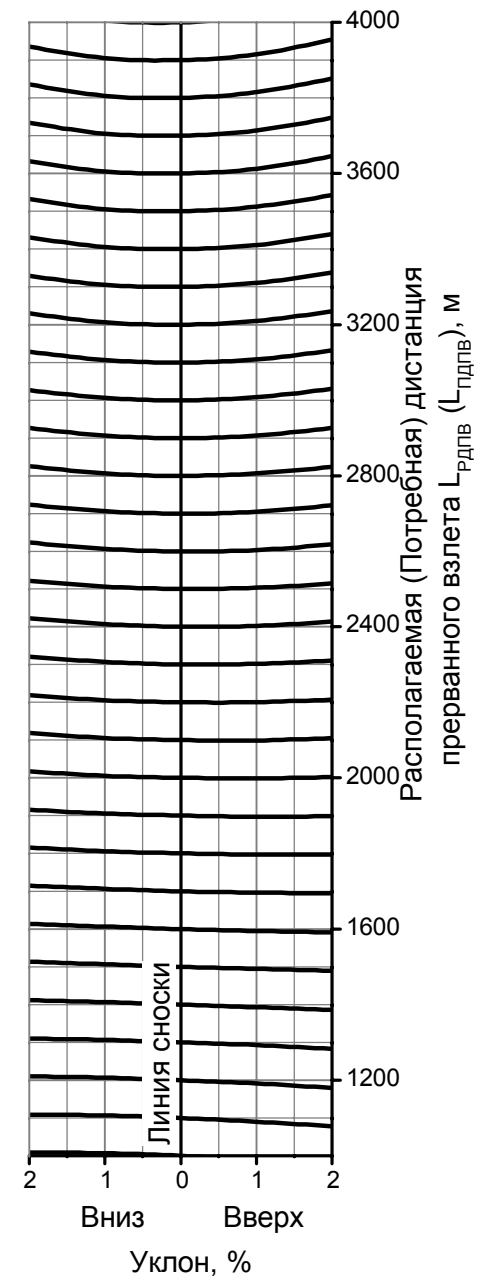
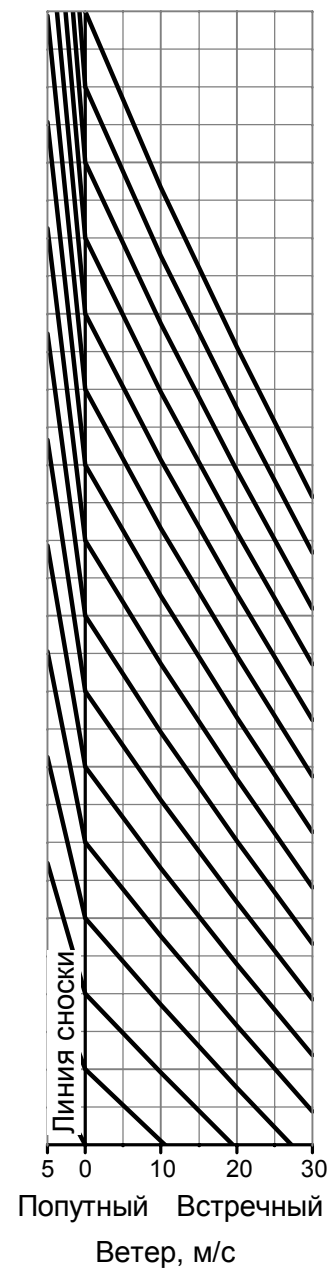
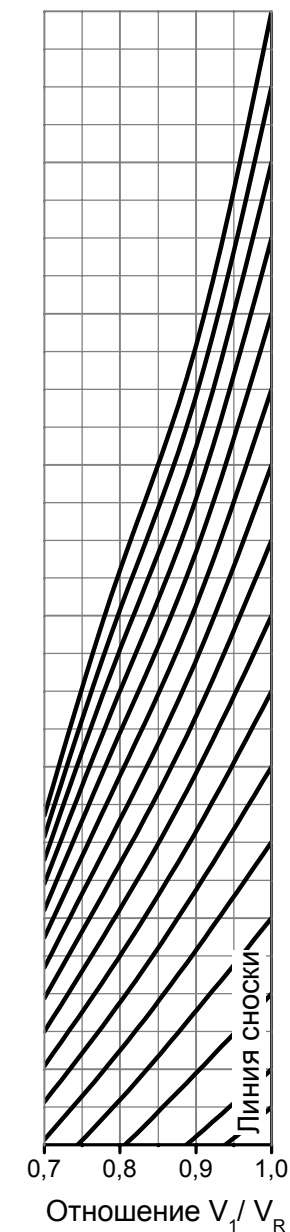
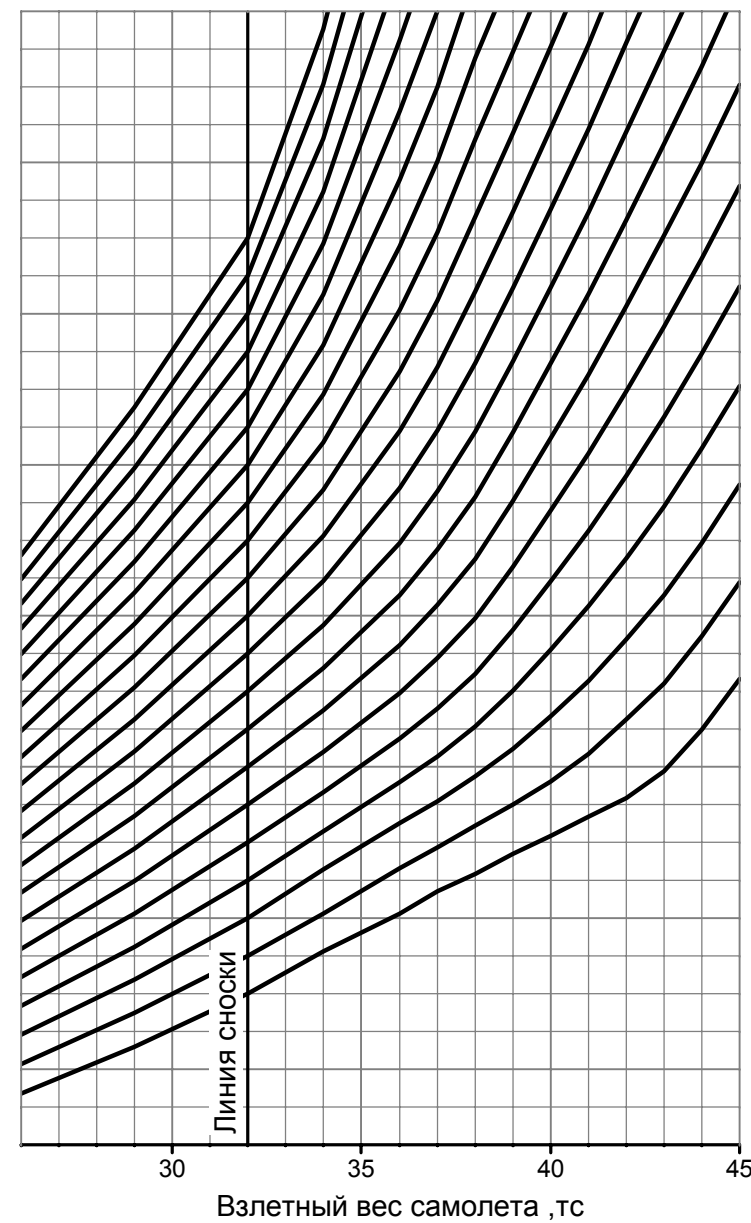
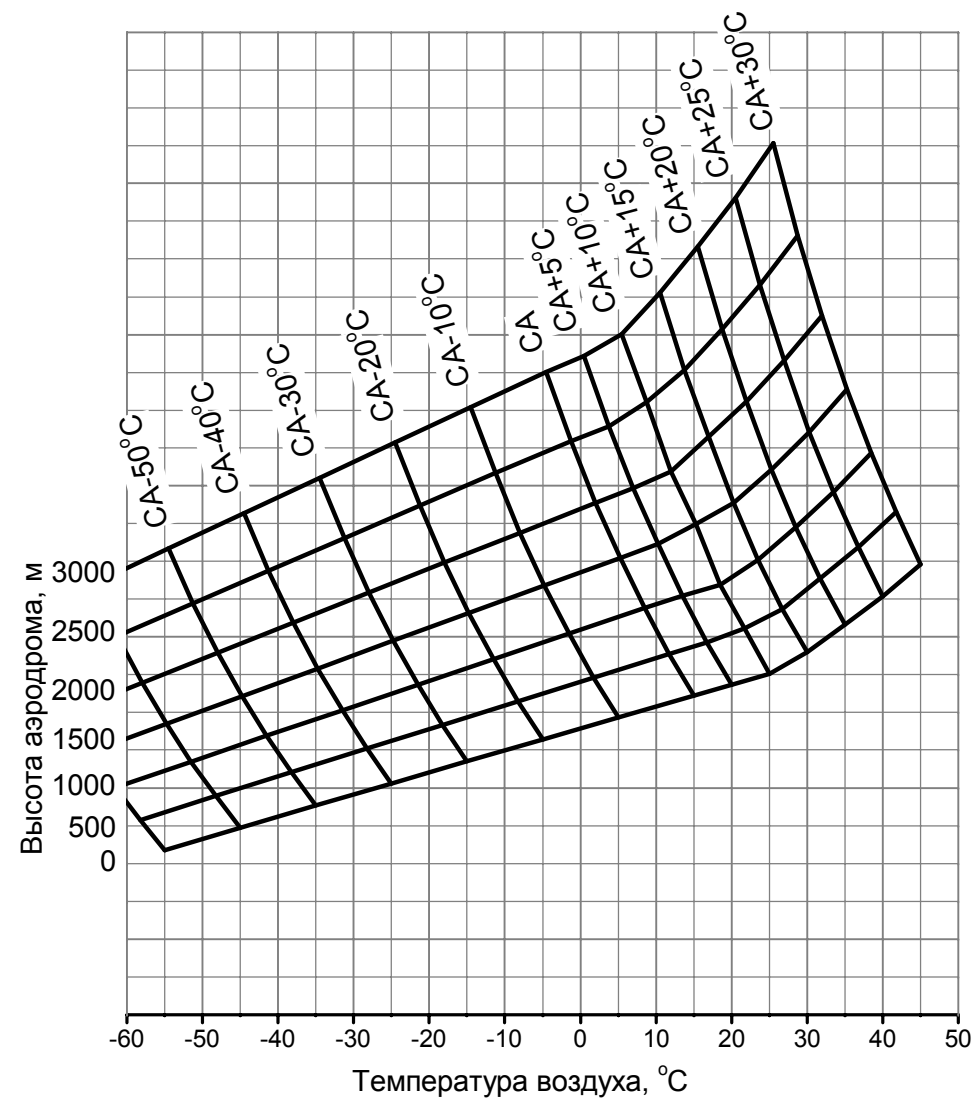
СКВ включена

Скорости на взлете приведены на рис. 7.2.2-3

Максимально допустимое отношение V_1/V_R приведено на рис. 7.2.8-1

Работают все средства торможения:

- глиссадные и тормозные интерцепторы;
- тормоза колес



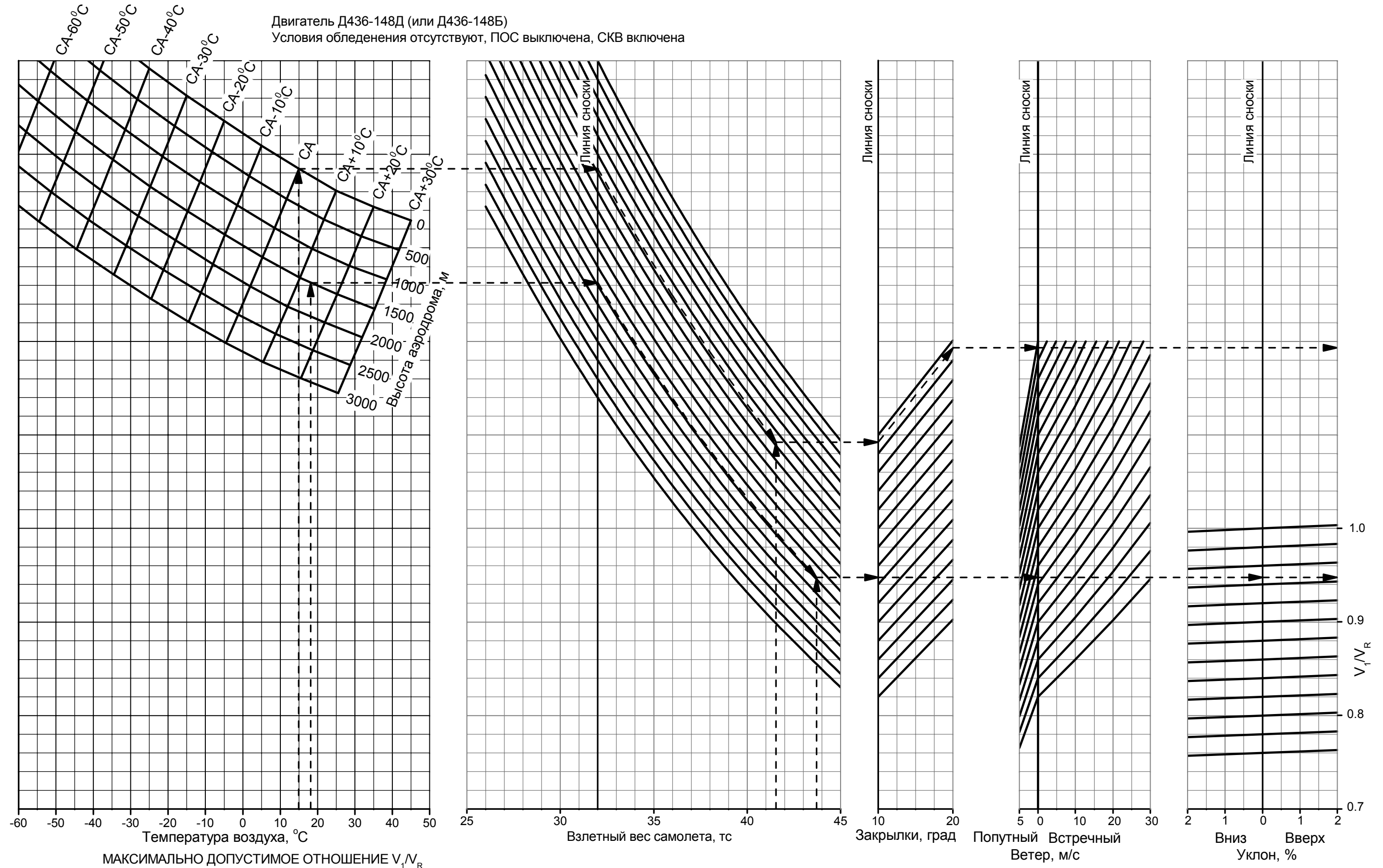
МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫЙ ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС В ЗАВИСИМОСТИ
ОТ РАСПОЛАГАЕМОЙ ДИСТАНЦИИ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТА
Рис. 7.2.7-4а

7.2.8. МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМОЕ ОТНОШЕНИЕ V_1/V_R

На рис. 7.2.8-1 приведено максимально допустимое отношение V_1/V_R в зависимости от высоты аэродрома, температуры наружного воздуха, взлетного веса самолета, угла отклонения закрылков на взлете, продольной составляющей скорости ветра и уклона ВПП. Максимально допустимое отношение V_1/V_R определено из условия реализации максимальной кинетической энергии торможения тормозами колес шасси.

Пример, иллюстрируемый пунктирной линией со стрелками на рис. 7.2.8-1, показывает, что при высоте аэродрома 1500 м, температуре наружного воздуха 18 °С, продольной составляющей скорости ветра 0 м/с, уклоне ВПП 0 % и угле отклонения закрылков на взлете $\delta_3=10^\circ$ для взлетного веса 43,7 тс максимально допустимое отношение $V_1/V_R = 0,948$.

Двигатель Д436-148Д (или Д436-148Б)
Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена, СКВ включена



МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМОЕ ОТНОШЕНИЕ V_1/V_R
(из условия реализации максимальной кинетической энергии торможения)

Рис. 7.2.8-1

7.2.9. ПОТРЕБНЫЕ ДЛИНА РАЗБЕГА И ВЗЛЕТНАЯ ДИСТАНЦИЯ ПРИ ВСЕХ РАБОТАЮЩИХ ДВИГАТЕЛЯХ

На рис. 7.2.9-1, 7.2.9-1а и 7.2.9-2, 7.2.9-2а приведены сумма длины разбега (L_R) и половины воздушного участка, потребная длина разбега ($L_{ПДР}$), взлетная дистанция до высоты 10,7 м и потребная дистанция взлета ($L_{ПДВ}$) в зависимости от высоты аэродрома, температуры наружного воздуха, продольной составляющей скорости ветра, уклона ВПП и взлетного веса самолета для $\delta_3=20^\circ$ и $\delta_3=10^\circ$ соответственно.

Условия:

- работают два двигателя (Д436-148Б или Д436-148Д) на взлетном режиме;
- конфигурация самолета – взлетная, ($\delta_3=20^\circ$ или $\delta_3=10^\circ$);
- ИВПП ($\mu \geq 0,6$);
- скорости взлета (см. рис. 7.2.2-2 или 7.2.2-3);
- условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена, СКВ включена;
- $L_{ПДР}=1,15 (L_R+0,5L_{\text{возд.уч}})$;
- $L_{ПДВ}=1,15L_{\text{ВЗЛ}}$.

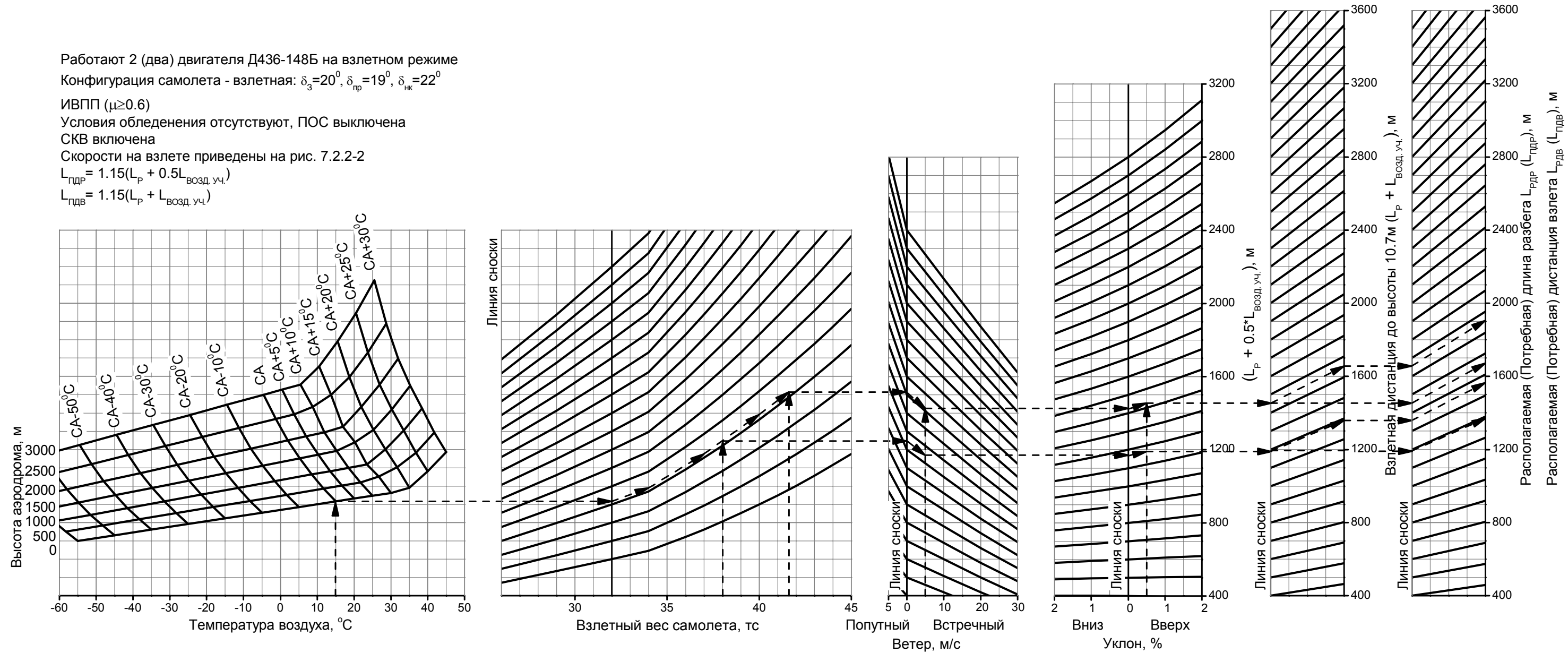
Пример, иллюстрируемый пунктирными линиями со стрелками на рис.7.2.9-1, показывает, что при высоте аэродрома 0 м, температуре наружного воздуха 15°C , скорости ветра 0 м/с, уклоне ВПП 0 %, взлетном весе самолета 38 тс характерные длины на взлете составляют:

$L_R + 0,5L_{\text{возд.уч}} = 1192$ м, $L_{\text{ВЗЛ}}=1359$ м, $L_R = 1025$ м, $L_{ПДР}=1371$ м, $L_{ПДВ}=1563$ м для $\delta_3=20^\circ$.

ПРИМЕЧАНИЕ. При взлете с ИВПП, покрытой атмосферными осадками, необходимо потребную длину разбега и потребную дистанцию взлета, определенные для сухой ИВПП ($\mu \geq 0,6$), умножить на коэффициенты, приведенные в таблице ниже, в зависимости от типа осадков:

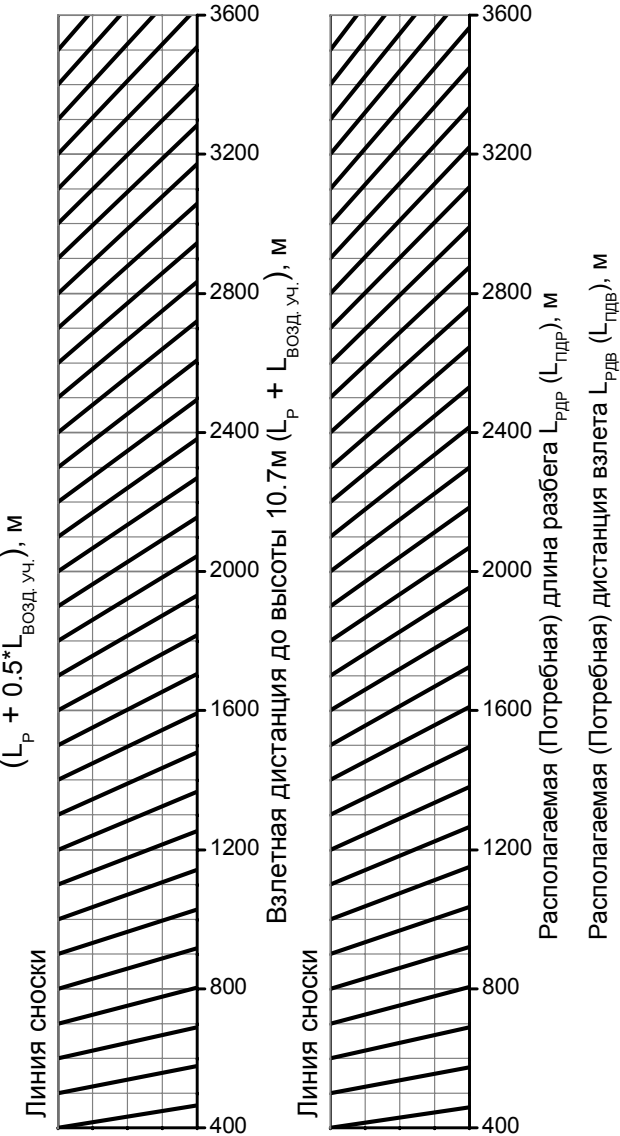
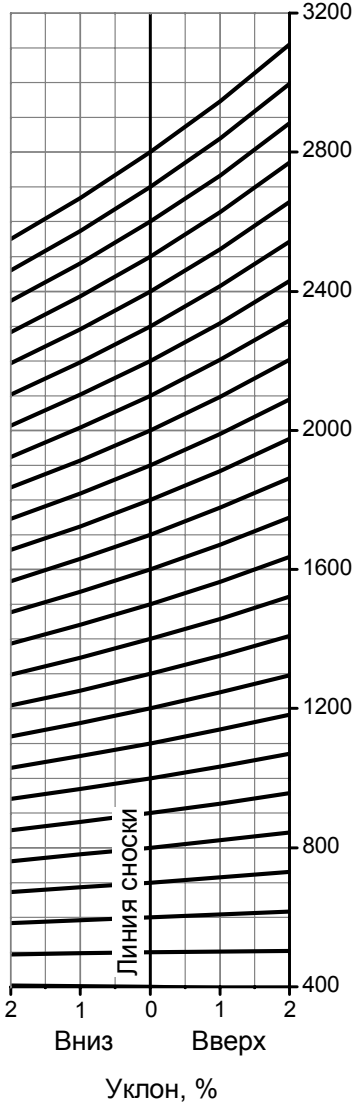
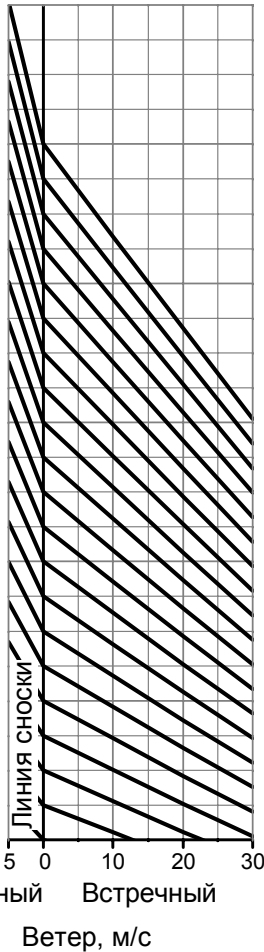
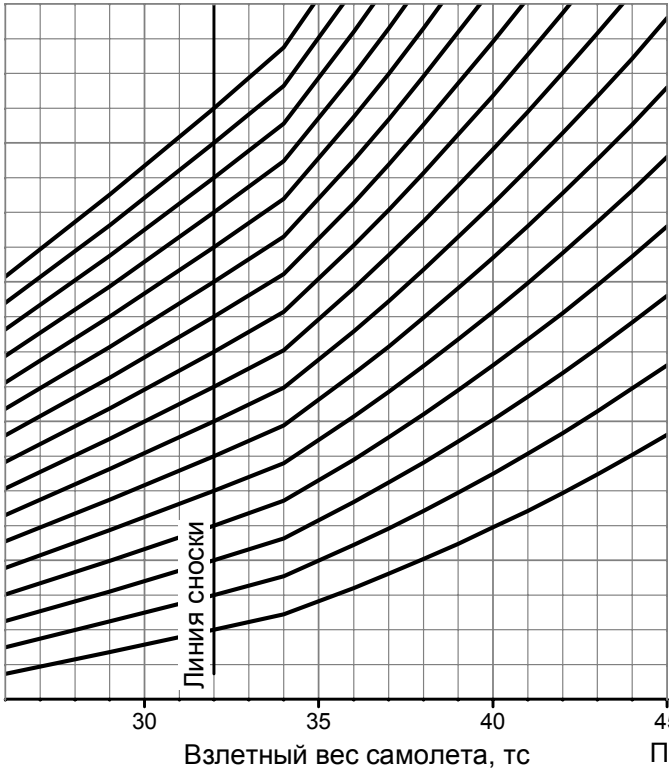
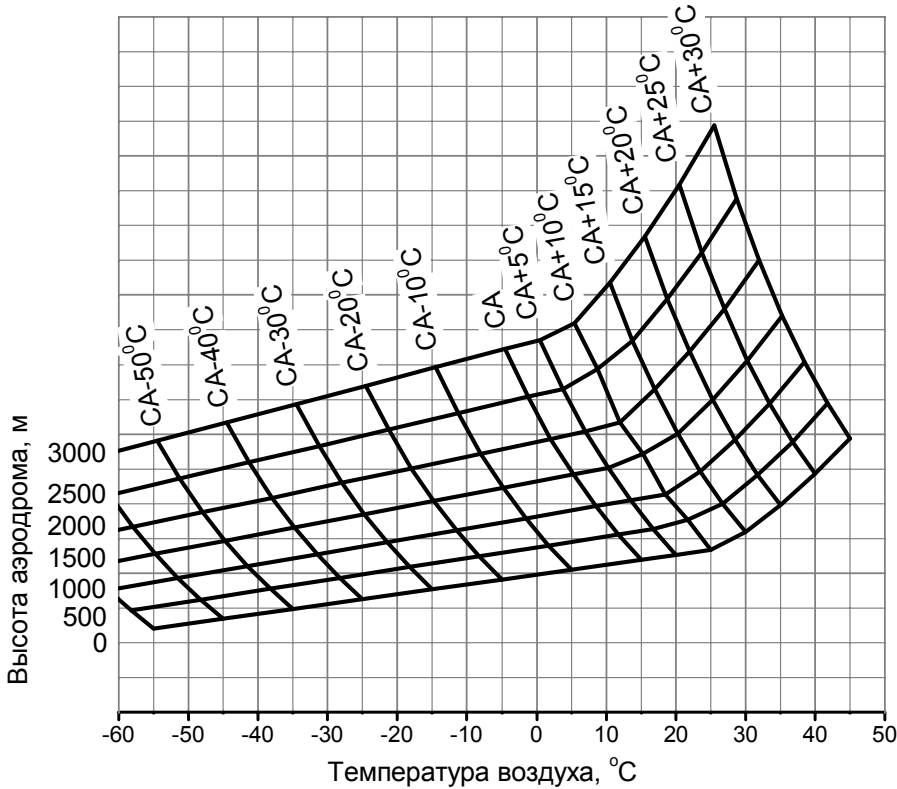
Наименование характеристик		Коэффициенты при состояниях ИВПП				
		Влажная, мокрая, покрытая инеем, изморозью	Мокрая с участками стоячей воды до 10 мм на площади до 50 % поверхности	Покрытая слякотью до 15 мм	Покрытая свежевыпавшим снегом (мокрым, сухим), мм	
					25	50
ПДР	$\delta_3=10^\circ$	1,05	1,1	1,11	1,15	1,32
	$\delta_3=20^\circ$	1,04	1,08	1,1	1,13	1,25
ПДВ	$\delta_3=10^\circ$	1,04	1,09	1,1	1,14	1,28
	$\delta_3=20^\circ$	1,03	1,07	1,09	1,12	1,22

Работают 2 (два) двигателя Д436-148Б на взлетном режиме
Конфигурация самолета - взлетная: $\delta_3=20^0$, $\delta_{пр}=19^0$, $\delta_{нк}=22^0$
ИВПП ($\mu \geq 0.6$)
Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена
СКВ включена
Скорости на взлете приведены на рис. 7.2.2-2
 $L_{пдр} = 1.15(L_p + 0.5L_{возд.уч.})$
 $L_{пдв} = 1.15(L_p + L_{возд.уч.})$



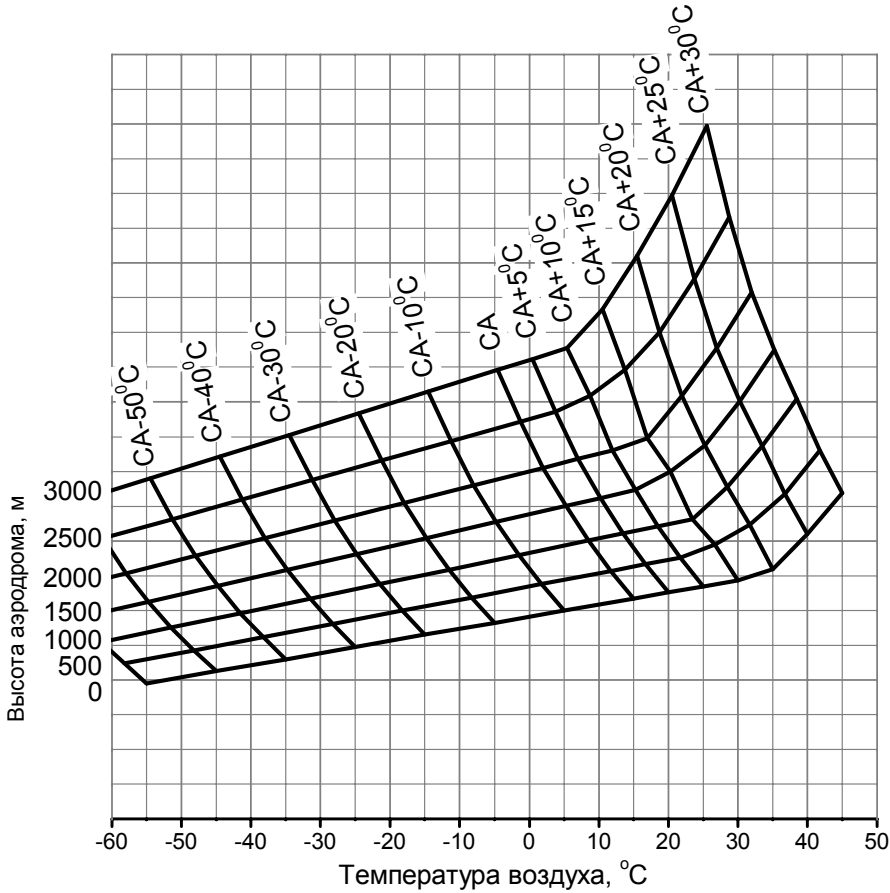
СУММА ДЛИНЫ РАЗБЕГА и ПОЛОВИНЫ ВОЗДУШНОГО УЧАСТКА, ПОТРЕБНАЯ ДЛИНА РАЗБЕГА,
ВЗЛЕТНАЯ ДИСТАНЦИЯ до ВЫСОТЫ 10.7 м и ПОТРЕБНАЯ ДИСТАНЦИЯ ВЗЛЕТА
Рис. 7.2.9-1

Работают 2 (два) двигателя Д436-148Д на взлетном режиме
Конфигурация самолета - взлетная: $\delta_3=20^{\circ}$, $\delta_{пр}=19^{\circ}$, $\delta_{нк}=22^{\circ}$
ИВПП ($\mu \geq 0.6$)
Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена
СКВ включена
Скорости на взлете приведены на рис. 7.2.2-2
 $L_{ПДР} = 1.15(L_p + 0.5L_{возд.уч.})$
 $L_{ПДВ} = 1.15(L_p + L_{возд.уч.})$

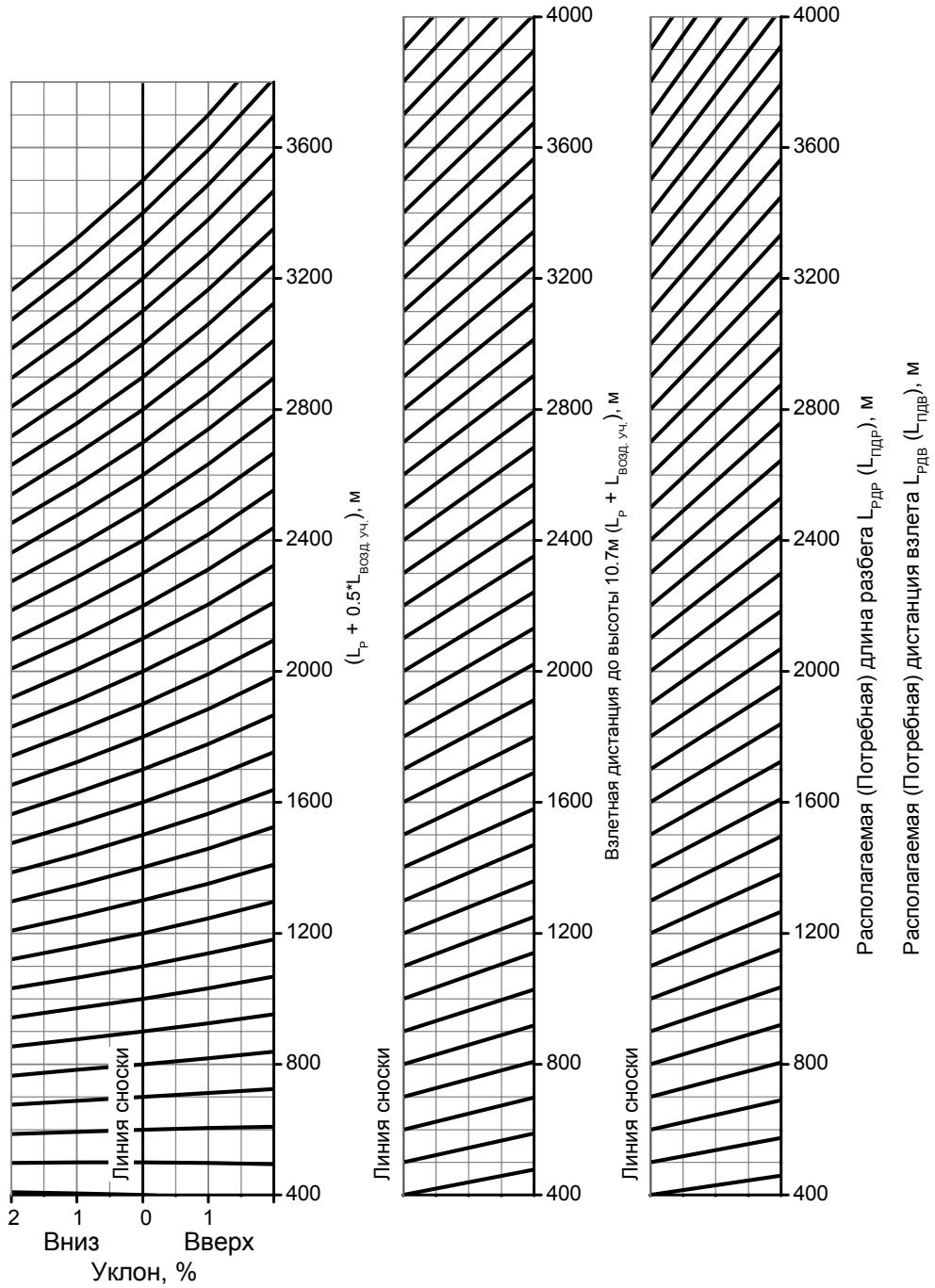
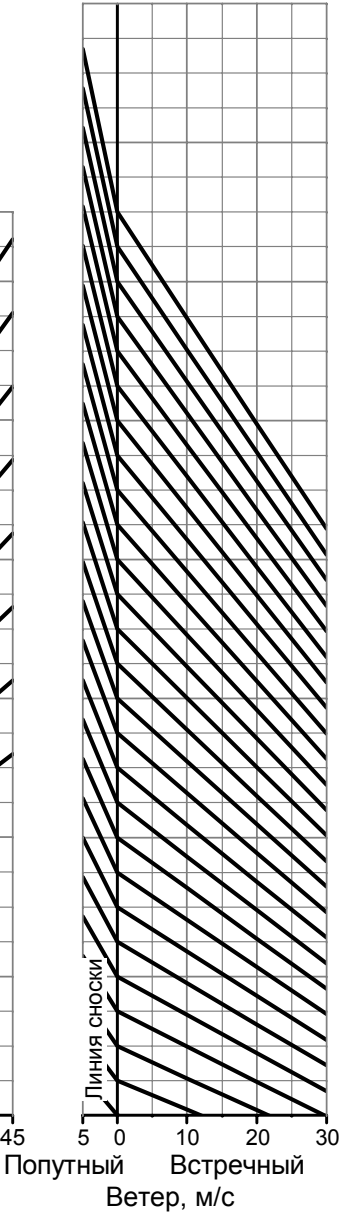
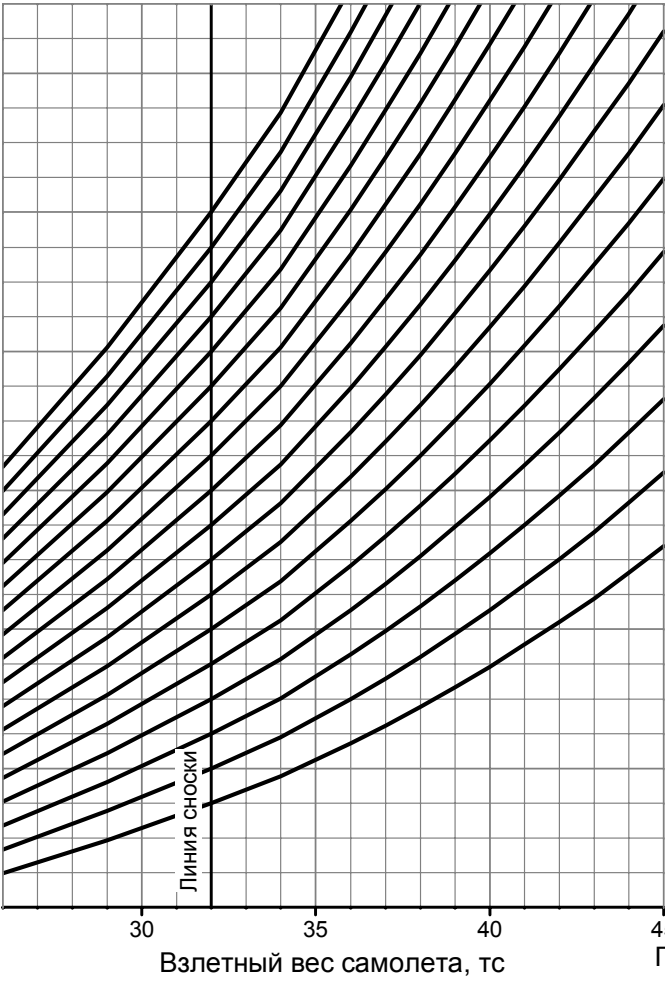


СУММА ДЛИНЫ РАЗБЕГА И ПОЛОВИНЫ ВОЗДУШНОГО УЧАСТКА, ПОТРЕБНАЯ ДЛИНА РАЗБЕГА,
ВЗЛЕТНАЯ ДИСТАНЦИЯ ДО ВЫСОТЫ 10.7 м и ПОТРЕБНАЯ ДИСТАНЦИЯ ВЗЛЕТА
Рис. 7.2.9-1а

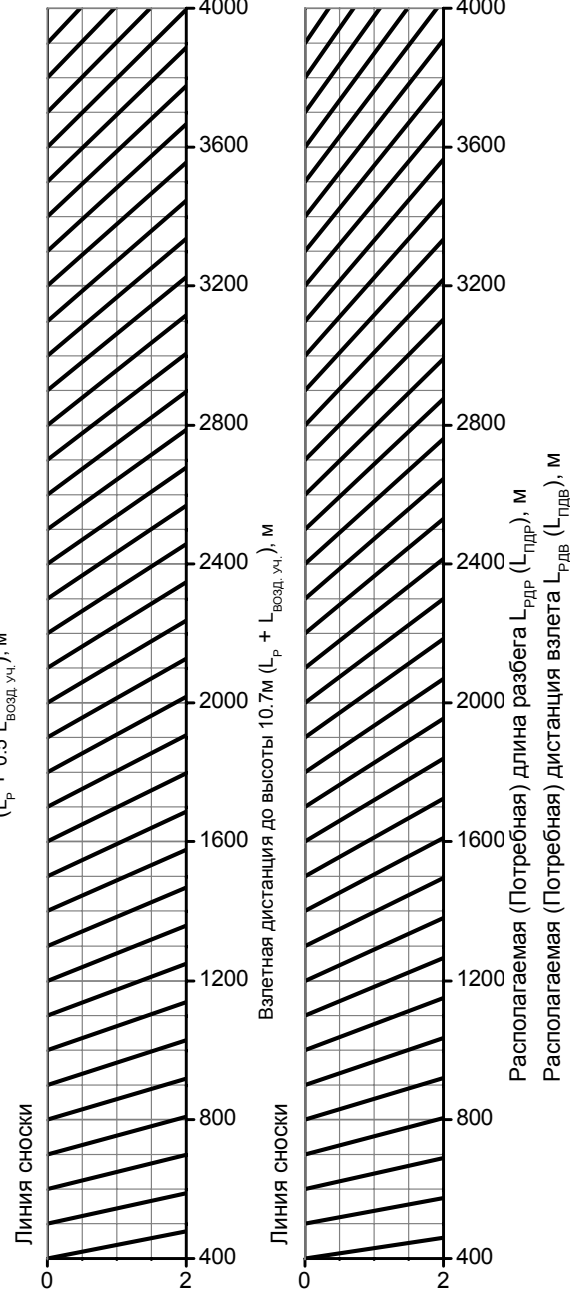
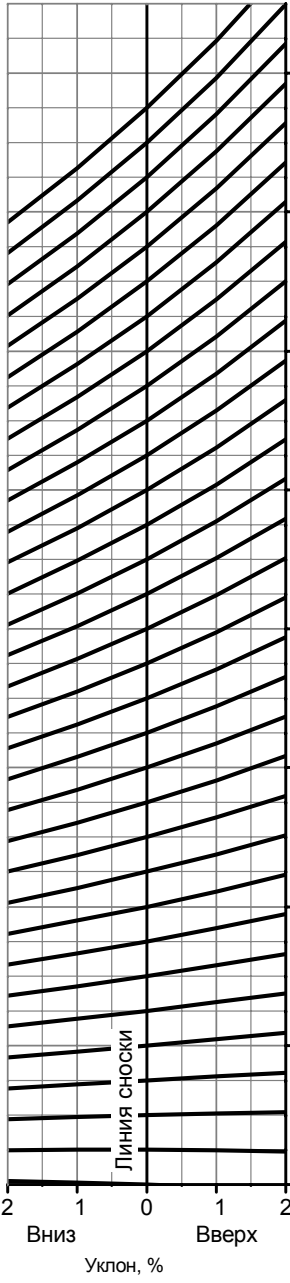
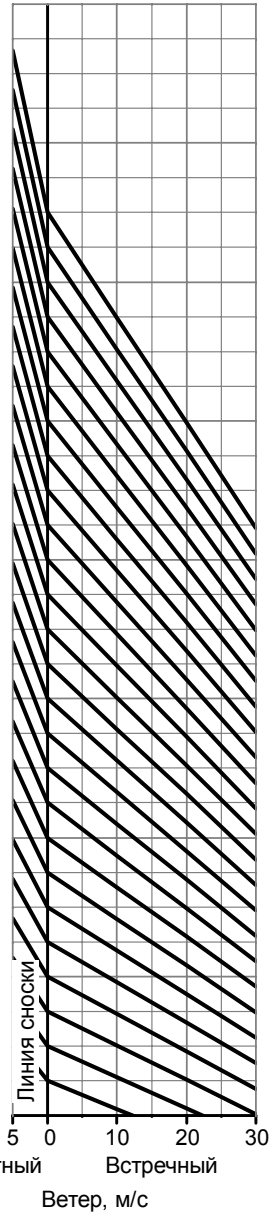
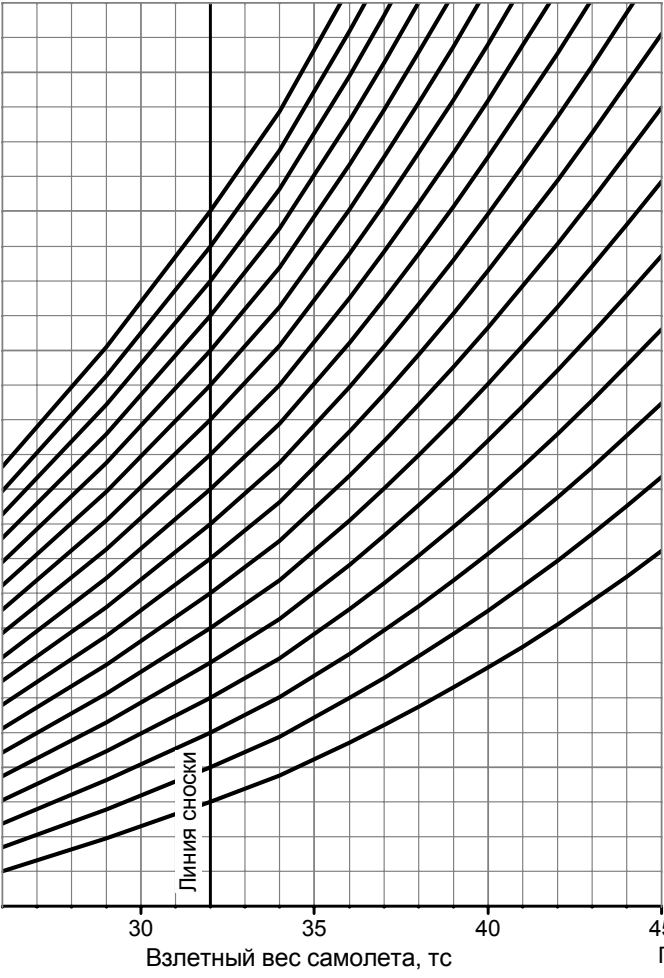
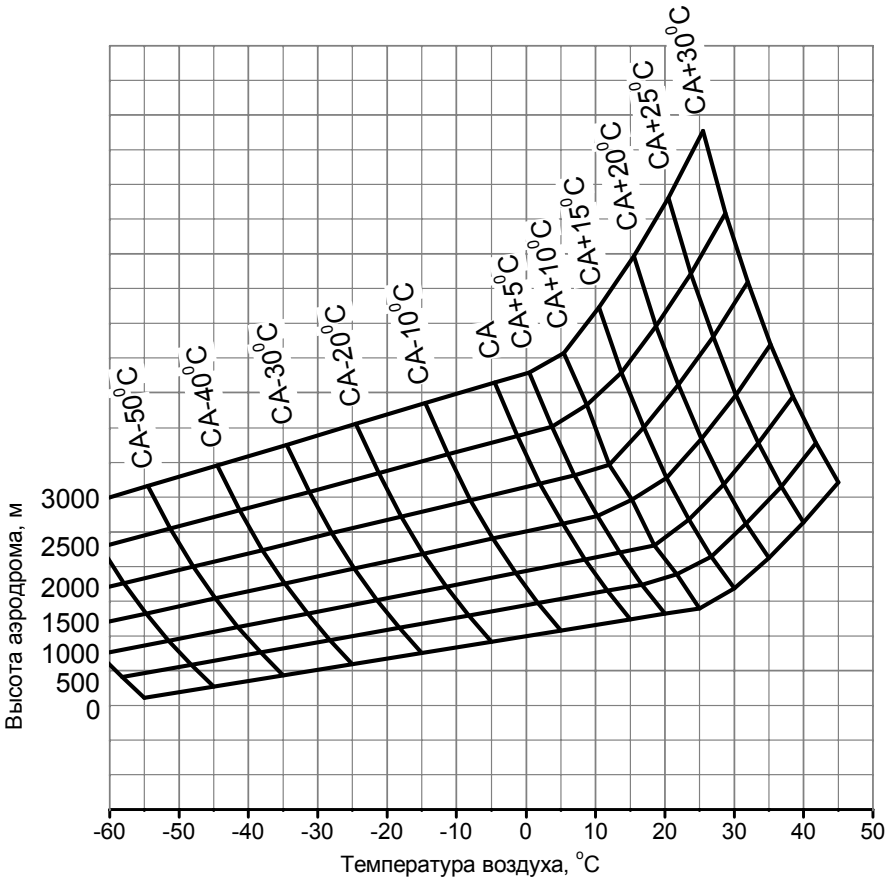
Работают 2 (два) двигателя Д436-148Б на взлетном режиме
Конфигурация самолета - взлетная: $\delta_3=10^0$, $\delta_{пр}=19^0$, $\delta_{нк}=22^0$
ИВПП ($\mu \geq 0.6$)
Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена
СКВ включена
Скорости на взлете приведены на рис. 7.2.2-4
 $L_{пдр} = 1.15(L_p + 0.5L_{возд.уч.})$
 $L_{пдв} = 1.15(L_p + L_{возд.уч.})$



СУММА ДЛИНЫ РАЗБЕГА И ПОЛОВИНЫ ВОЗДУШНОГО УЧАСТКА, ПОТРЕБНАЯ ДЛИНА РАЗБЕГА,
ВЗЛЕТНАЯ ДИСТАНЦИЯ ДО ВЫСОТЫ 10.7 м и ПОТРЕБНАЯ ДИСТАНЦИЯ ВЗЛЕТА
Рис. 7.2.9-2



Работают 2 (два) двигателя Д436-148Д на взлетном режиме
Конфигурация самолета - взлетная: $\delta_3=10^0$, $\delta_{пр}=19^0$, $\delta_{нк}=22^0$
ИВПП ($\mu \geq 0.6$)
Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена
СКВ включена
Скорости на взлете приведены на рис. 7.2.2-4
 $L_{пдр} = 1.15(L_p + 0.5L_{возд.уч.})$
 $L_{пдв} = 1.15(L_p + L_{возд.уч.})$



СУММА ДЛИНЫ РАЗБЕГА и ПОЛОВИНЫ ВОЗДУШНОГО УЧАСТКА, ПОТРЕБНАЯ ДЛИНА РАЗБЕГА,
ВЗЛЕТНАЯ ДИСТАНЦИЯ до ВЫСОТЫ 10.7 м и ПОТРЕБНАЯ ДИСТАНЦИЯ ВЗЛЕТА
Рис. 7.2.9-2а

7.2.10. МИНИМАЛЬНО ДОПУСТИМОЕ ОТНОШЕНИЕ V_1/V_R

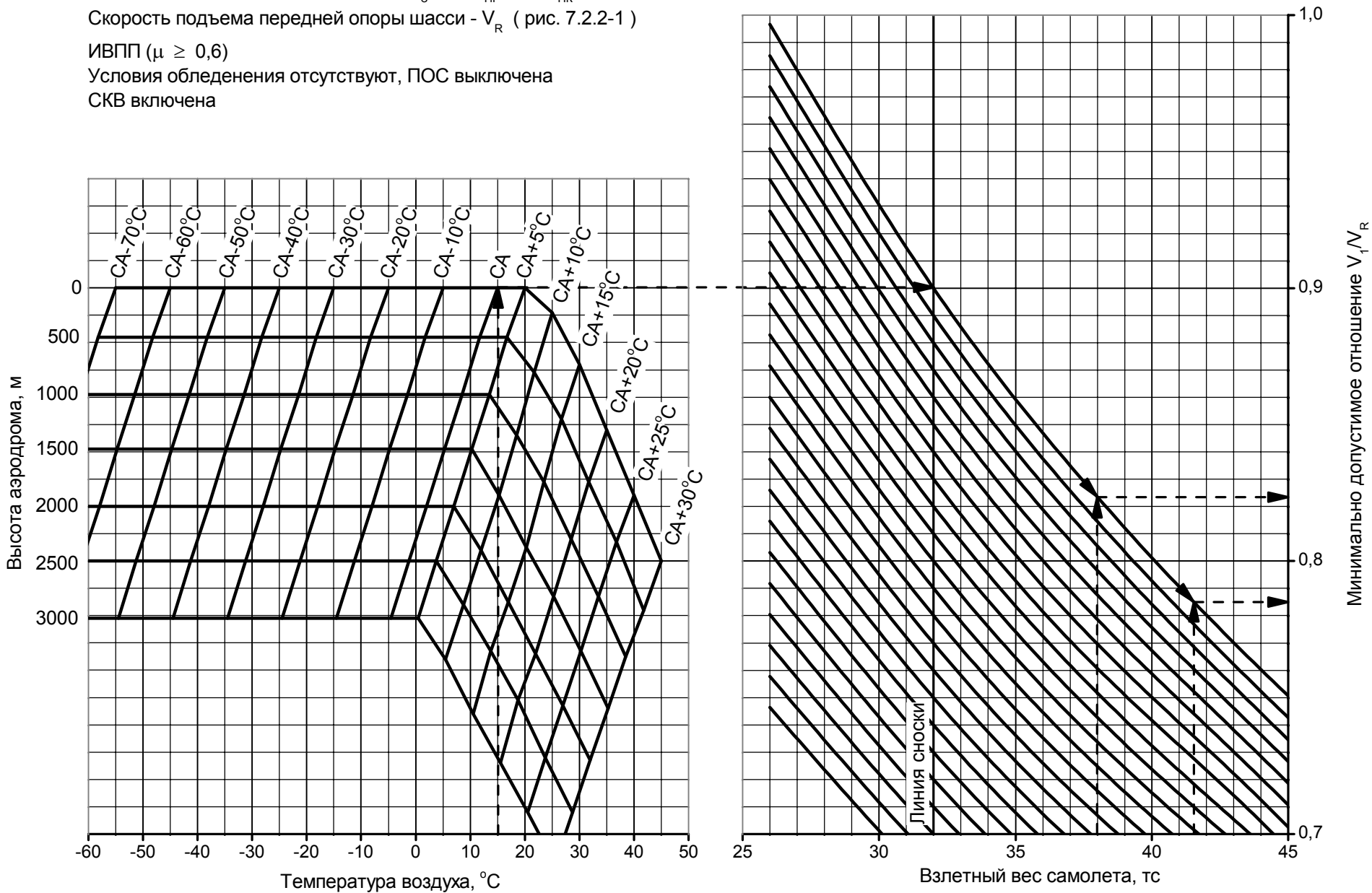
На рис. 7.2.10-1 и 7.2.10-2 приведены минимально допустимые отношения V_1/V_R в зависимости от высоты аэродрома, температуры наружного воздуха и взлетного веса самолета для $\delta_3=20^\circ$ и $\delta_3=10^\circ$ соответственно.

Условия:

- работает один двигатель Д436-148Д (Д436-148Б) на режиме МЧР;
- конфигурация самолета – взлетная, ($\delta_3=20^\circ$ или $\delta_3=10^\circ$);
- скорость подъема передней опоры шасси – V_R (рис. 7.2.2-1 или 7.2.2-3);
- условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена;
- СКВ включена.

Пример, иллюстрируемый пунктирными линиями со стрелками, показывает, что для $\delta_3=20^\circ$ при высоте аэродрома 0 м, температуре наружного воздуха 15°C и взлетном весе самолета 38 тс минимально допустимое отношение $V_1/V_R=0,823$.

Работает один двигатель Д436-148Д (Д436-148Б) на режиме МЧР
Конфигурация самолета - взлетная: $\delta_3=20^\circ$, $\delta_{ПР}=19^\circ$, $\delta_{НК}=22^\circ$
Скорость подъема передней опоры шасси - V_R (рис. 7.2.2-1)
ИВПП ($\mu \geq 0,6$)
Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена
СКВ включена



МИНИМАЛЬНО ДОПУСТИМОЕ ОТНОШЕНИЕ V_1/V_R
Рис. 7.2.10-1

Работает один двигатель Д436-148Д (Д436-148Б) на режиме МЧР
Конфигурация самолета - взлетная: $\delta_3=10^\circ$, $\delta_{\text{ПР}}=19^\circ$, $\delta_{\text{НК}}=22^\circ$
Скорость подъема передней опоры шасси - V_R (рис. 7.2.2-3)
ИВПП ($\mu \geq 0,6$)
Условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена
СКВ включена

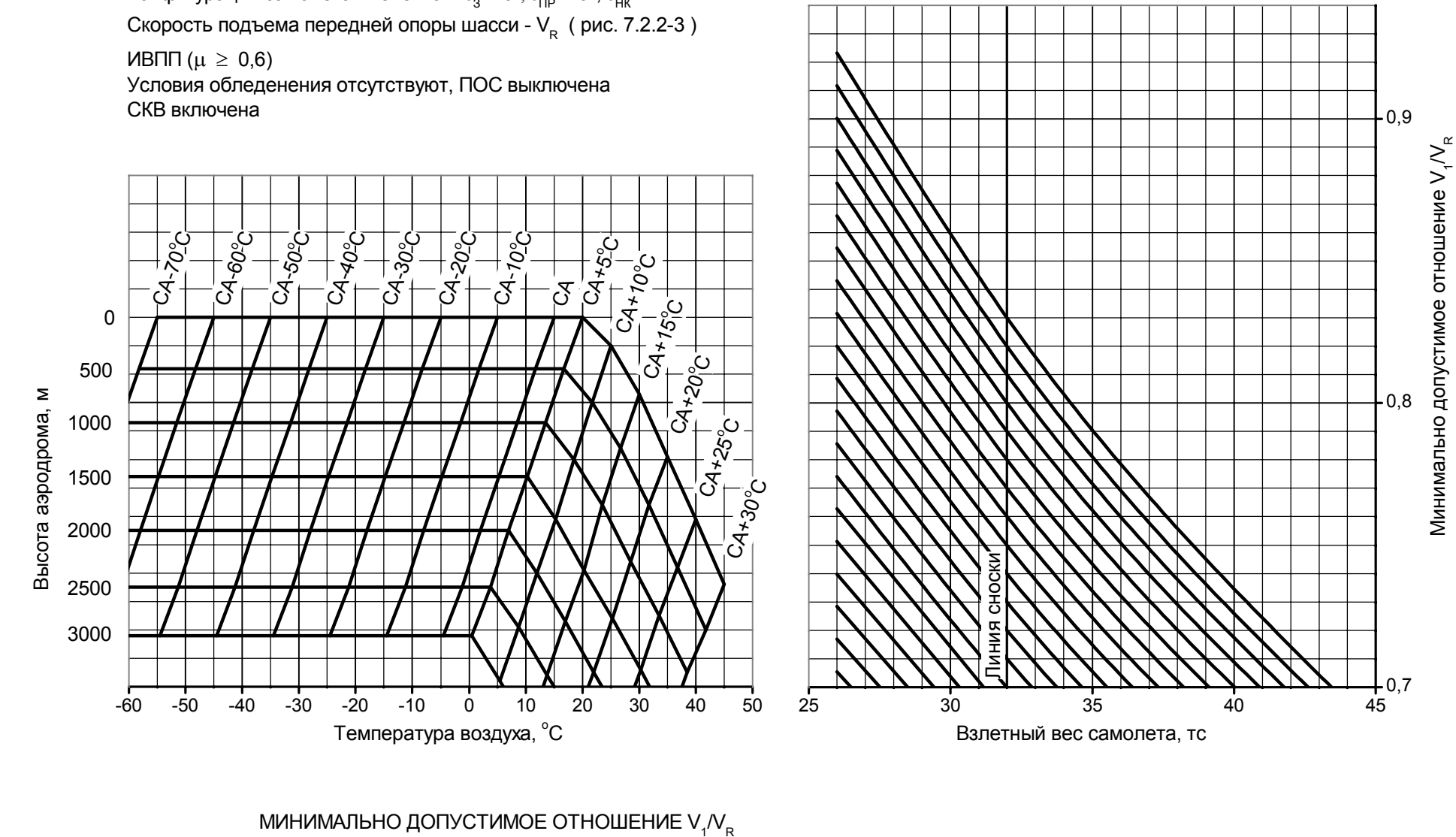


Рис. 7.2.10-2

7.2.11. ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМОГО ВЗЛЕТНОГО ВЕСА САМОЛЕТА И СКОРОСТИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЯ

Максимально допустимый взлетный вес самолета определяется из условий ограничений как длины ВПП, так и градиента набора высоты в случае отказа критического двигателя.

Указанные условия предполагают:

- при отсутствии препятствий по курсу взлета (при наличии свободной от препятствий зоны) обеспечение нормируемого полного градиента набора высоты на этапе от высоты 10,7 м над поверхностью ВПП до завершения взлета с отказавшим критическим двигателем. Нормируемый градиент набора высоты на взлете при отказе одного критического двигателя положительный на высоте 10,7 м над поверхностью ВПП; 2,4 % – на высоте 120 м над поверхностью ВПП при взлетном положении механизации и 1,2 % – на высоте 450 м над поверхностью ВПП при полетной конфигурации. Определяющим условием является обеспечение градиента 2,4 % на 3-м участке взлета;
- при наличии препятствий по курсу взлета и данных об их высоте и удалении наклон чистой траектории взлета в каждой точке не должен быть отрицательным и чистая траектория взлета должна проходить не менее чем на 10,7 м выше препятствий;
- завершение продолженного взлета до высоты 10,7 м в пределах РДВ;
- завершение продолженного разбега в пределах РДР;
- прекращение взлета (до полной остановки) в пределах РДПВ.

Принято, что при отказе двигателя полностью сохраняются: эффективность всех органов управления самолетом, работоспособность и эффективность всех средств торможения самолета при движении по земле.

Порядок расчета максимально допустимого взлетного веса изложен в примере расчета и иллюстрирован пунктирными линиями со стрелками.

Требуется определить максимальный взлетный вес самолета и скорость принятия решения V_1 для условий:

- высота аэродрома 0 м (барометрическая – по рис. 7.1.4-3);
- температура наружного воздуха 15 °С;
- условия обледенения отсутствуют, ПОС выключена, СКВ включена;
- ветер встречный 5 м/с;
- уклон ВПП вверх 0,5 %;
- длина ВПП 1800 м;
- режим работы двигателей – взлетный;
- свободная зона отсутствует;

- длина КПП 400 м;
- $L_{РДР}=1800-50=1750$ м;
- $L_{РДВ}=1800-50+400=2150$ м;
- $L_{РДПВ}=1800-50+400+0=2150$ м;
- ИВПП ($\mu \geq 0,6$);
- препятствия по курсу взлета отсутствуют.

ПРИМЕР РАСЧЕТА:

1. По разделу 7.2.5 (рис. 7.2.5-1) из условия обеспечения полного градиента набора высоты 2,4 % для $\delta_3=20^\circ$ определите максимально допустимый взлетный вес самолета в зависимости от высоты аэродрома, температуры наружного воздуха и продольной составляющей скорости ветра. Максимально допустимый взлетный вес самолета равен 45 тс.

2. По рис. 7.2.7-1 определите максимально допустимый взлетный вес самолета для $\delta_3=20^\circ$ в зависимости от высоты аэродрома, температуры наружного воздуха, продольной составляющей скорости ветра, уклона ВПП, располагаемой длины разбега ($L_{РДР}=1750$ м) и располагаемой дистанции взлета ($L_{РДВ}=2150$ м) при отношении $V_1/V_R=1,0$.

Максимально допустимый взлетный вес самолета по $L_{РДР}$ равен 42,34 тс, по $L_{РДВ}$ – 43,32 тс.

3. По рис. 7.2.7-3 определите максимально допустимый взлетный вес самолета для $\delta_3=20^\circ$ в зависимости от высоты аэродрома, температуры наружного воздуха, продольной составляющей скорости ветра, уклона ВПП, располагаемой дистанции прерванного взлета ($L_{РДПВ}=2150$ м) при отношении $V_1/V_R=1,0$ с учетом тяги реверса работающего двигателя.

Максимально допустимый взлетный вес самолета равен 40,86 тс для $\delta_3=20^\circ$.

4. Если максимально допустимый взлетный вес самолета, определенный по п. 3, больше чем по п. 2, то на этом закончите расчет. Из сравнения взлетных весов самолета, определенных по п.п. 1-3, примите меньший вес.

5. В случае если максимально допустимый взлетный вес самолета, определенный по п. 3, меньше чем по п. 2, то продолжите расчет для определения веса, сбалансированного по располагаемым дистанциям продолженного и прерванного взлетов. Для этого повторите п.п. 2 и 3 еще минимум для двух отношений $V_1/V_R < 1,0$. После чего постройте зависимости максимально допустимого взлетного веса самолета от отношения V_1/V_R для продолженного и прерванного взлетов, найдя их пересечение. Определите тем самым сбалансированный максимально допустимый вес и отношение V_1/V_R , при котором это происходит. Для данного примера вес 40,86 тс, определенный по п. 3, меньше веса 42,34 тс, определенного по п. 2. Так как вес 42,34 тс, определенный исходя из располагаемой длины разбега, меньше веса 43,32 тс, определенного исходя из располагаемой дистанции взлета, п. 2 повторите при отношениях $V_1/V_R < 1,0$ только исходя из располагаемой длины разбега.

Для данного примера максимально допустимый взлетный вес самолета, определенный по п. 2, исходя из располагаемой длины разбега для отношений V_1/V_R 1,0; 0,95 и 0,90, равен соответственно 42,34, 40,54 и 39 тс. Максимально допустимый взлетный вес самолета, определенный по п. 3, исходя из располагаемой дистанции прерванного взлета для отношений V_1/V_R 1,0; 0,95 и 0,90, равен соответственно 40,86, 42,8 и 44,82 тс. Пересечение этих зависимостей определяет максимально допустимый сбалансированный взлетный вес самолета – 41,61 тс. При этом отношение $V_1/V_R=0,98$. Так как этот вес превышает максимальный взлетный вес самолета Ан-148-100В (41,55 тс), для дальнейших расчетов за наименьший взлетный вес самолета для данной конфигурации принимается взлетный вес 41,55 тс с отношением $V_1/V_R=0,98$.

6. В случае если отношение $V_1/V_R < 1$, что справедливо для данного примера для взлетной конфигурации с $\delta z=20^\circ$, по рис. 7.2.10-1 для наименьшего взлетного веса самолета 41,55 тс при этой конфигурации определите минимально допустимое отношение V_1/V_R , которое равно 0,785. Если V_1/V_R , найденное в п. 6, больше чем V_1/V_R , найденное в п. 5, то принимайте V_1/V_R , найденное в п. 6. Затем по располагаемой дистанции прерванного взлета (рис. 7.2.7-3) определите максимально допустимый взлетный вес самолета для принятого отношения V_1/V_R .
7. По рис. 7.2.8-1 определите максимально допустимое отношение V_1/V_R в зависимости от высоты аэродрома, температуры наружного воздуха, продольной составляющей скорости ветра, уклона ВПП и принятого наименьшего взлетного веса самолета 41,55 тс для данной взлетной конфигурации.

Для заданных условий максимально допустимое отношение V_1/V_R больше отношения $V_1/V_R = 0,98$, определенного в п. 5. Поэтому наименьшим взлетным весом является прежний наименьший взлетный вес 41,55 тс, определенный в п. 5.

По рис. 7.2.2-1 для взлетного веса 41,55 тс определите скорость подъема передней опоры шасси $V_R = 244$ км/ч и для заданного отношения $V_1/V_R=0,98$ определите скорость принятия решения $V_1 = 0,98 \cdot 244 = 239$ км/ч.

8. В случае если максимально допустимое отношение V_1/V_R , найденное по рис. 7.2.8-1, меньше отношения V_1/V_R , определенного в п. 5, то исходя из располагаемой длины разбега или из располагаемой дистанции взлета (в зависимости от того какая из этих дистанций является определяющей) с этим максимально допустимым отношением V_1/V_R определите взлетный вес самолета. Этот взлетный вес будет наименьшим, определенным по п.п. 1-8. После чего по рис. 7.2.2-1 для найденного наименьшего взлетного веса определите скорость подъема передней опоры шасси V_R и для максимально допустимого отношения V_1/V_R определите скорость принятия решения V_1 .

9. По рис. 7.2.9-1 для взлетного веса 41,55 тс с $\delta_3=20^\circ$ определите длину разбега, потребную длину разбега, взлетную дистанцию и потребную дистанцию взлета самолета при всех работающих двигателях в зависимости от высоты аэродрома, температуры наружного воздуха, продольной составляющей скорости ветра и уклона ВПП.

Для заданных условий: $L_P + 0,5 L_{\text{возд.уч}} = 1455$ м, $L_{\text{взл}}=1659$ м, $L_P = 1251$ м, $L_{\text{ПДР}}=1673$ м, $L_{\text{ПДВ}}=1908$ м.

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. При взлете с ИВПП, покрытой атмосферными осадками, необходимо располагаемую длину разбега, располагаемую дистанцию взлета и располагаемую дистанцию прерванного взлета для сухой ИВПП ($\mu \geq 0,6$) разделить на коэффициенты, приведенные на рисунке и в таблице ниже, в зависимости от типа осадков. При выполнении расчетов для ИВПП, покрытой указанными ниже осадками, скорость принятия решения V_1 принять равной V_R . По располагаемой длине разбега и располагаемой дистанции взлета (см. рис. 7.2.9-1, 7.2.9-1а, 7.2.9-2, 7.2.9.-2а для нормального взлета) определите максимальный допустимый взлетный вес. По располагаемой дистанции прерванного взлета (см. рис. 7.2.7-3, 7.2.7-3а, 7.2.7-4, 7.2.7-4а) определите максимальный допустимый взлетный вес. За максимальный допустимый взлетный вес примите меньший из полученных по расчету весов. Скорость принятия решения V_1 примите равной V_R .

2. Указанные в таблице и на рис. 7.2.11-1 коэффициенты действительны для взлетных весов 31,0 тс и выше. При взлете с минимальным взлетным весом 26,0 тс на ИВПП, покрытых свежеснегом до 50 мм, слякотью до 15 мм, стоячей водой до 10 мм, а также на мокрой ИВПП, покрытой инеем, изморозью с $\mu=0,3$, указанные коэффициенты необходимо увеличить на 40 %. При взлете с весом $26,0 < G < 31,0$ тс необходимо использовать линейную интерполяцию.

Наименование характеристик		Коэффициенты при состояниях ИВПП						
		Влажная, мокрая, покрытая инеем, изморозью	Мокрая с участками стоячей воды до 10 мм на площади до 50 % поверхности	Покрытая слякотью до 15 мм	Покрытая свежеснегом, мм			
					Мокрым		Сухим	
					25	50	25	50
ПДР	$\delta_3=10^\circ$	1,05	1,1	1,11	1,15	1,32	1,15	1,32
	$\delta_3=20^\circ$	1,04	1,08	1,1	1,13	1,25	1,13	1,25
ПДВ	$\delta_3=10^\circ$	1,04	1,09	1,1	1,14	1,28	1,14	1,28
	$\delta_3=20^\circ$	1,03	1,07	1,09	1,12	1,22	1,12	1,22
ПДПВ	$\delta_3=10^\circ$	По рис. 7.2.11-1	1,26	1,27	1,26	1,32	1,29	1,36
	$\delta_3=20^\circ$	По рис. 7.2.11-1	1,35	1,36	1,34	1,41	1,37	1,45