

РУКОВОДСТВО

**ПО ЛЕТНОЙ
ЭКСПЛУАТАЦИИ
САМОЛЕТА**

ЯК-40

Сокращенный вариант

Ограничения

2.1. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО МАССЕ И ЦЕНТРОВКЕ

Таблица 2.1

Наименование параметра	Самолет с топливными баками-кессонами вместимостью, кг				
	3000 с №06 по 1819	4400**/4000 с №1919		6000*** с №1919	
	ГВПП и ИВПП	ГВПП	ИВПП	ГВПП	ИВПП
Максимальная рулежная масса, кг	14915	16165	17265/ 16865	16165	17265
Максимальная взлетная масса, кг	14850	16100	17200/ 16800	16100	17200
Нормальная посадочная масса, кг	до 13 250	15500	15500	15500	15500
Максимальная масса самолета без топлива, кг	12200	13500	13750	13500	13750
Максимальная коммерческая загрузка, кг	2280- 2300 (24- 27)	2435-2880-3240 (27-30*-32-36 пас.) 3200 (грузовой вариант)		2435-2880-3240 (27-30*-32-36 пас.)	
Допускаются единичные посадки (но не более 3% общего количества посадок) с массой, кг	14850	16100	17200/ 16800	16100	17200

* 32-местный со снятым двухместным блоком кресел

** Для самолетов с топливомером АЦТД-16Т с указателем ППТИЗ-2ТА

*** Для самолетов Як-40 и Як-40К с увеличенной до 6 т заправкой топлива (доработанных по бюлл. №40-109-БУ).

Допустимый диапазон эксплуатационных центровок для всех модификаций самолетов составляет, % САХ:

предельно передняя для взлета..... приведена на рис. 2.1

предельно передняя для посадки..... 13

предельно задняя..... 32

Допускается для взлетной массы более 16 100 кг предельно передняя центровка 16% САХ, если располагаемая длина разбега (ВПП) и взлетная дистанция (ВПП + КПБ) превышают потребные для взлета (см. график рис. 7.7) на величину 70 м и более, при этом скорость подъема передней стойки, определенная по графику рис. 7.4, должна быть увеличена на 10 км/ч.

2.2. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СКОРОСТИ, ВЫСОТЕ И ПЕРЕГРУЗКЕ

2.2.1. Максимально допустимые эксплуатационные скорости полета по прибору (рис. 2.2), км/ч:

от 0 до 6000 м.....450

выше 6000 м, истинная.....600

Максимальная скорость при экстренном снижении, км/ч

от 8100 до 6000 м.....450

от 6000 до 4500 м.....500

ниже 4500 м.....550

2.2.2. Максимальная скорость при выпуске и уборке шасси, км/ч.....300

2.2.3. Максимальная скорость полета с выпущенными закрылками, км/ч:

во взлетное положение ($\delta_3 = 20^\circ$).....300

в посадочное положение ($\delta_3 = 35^\circ$).....250

2.2.4. Максимально допустимая скорость
с открытыми створками реверсивного устройства, км/ч.....250

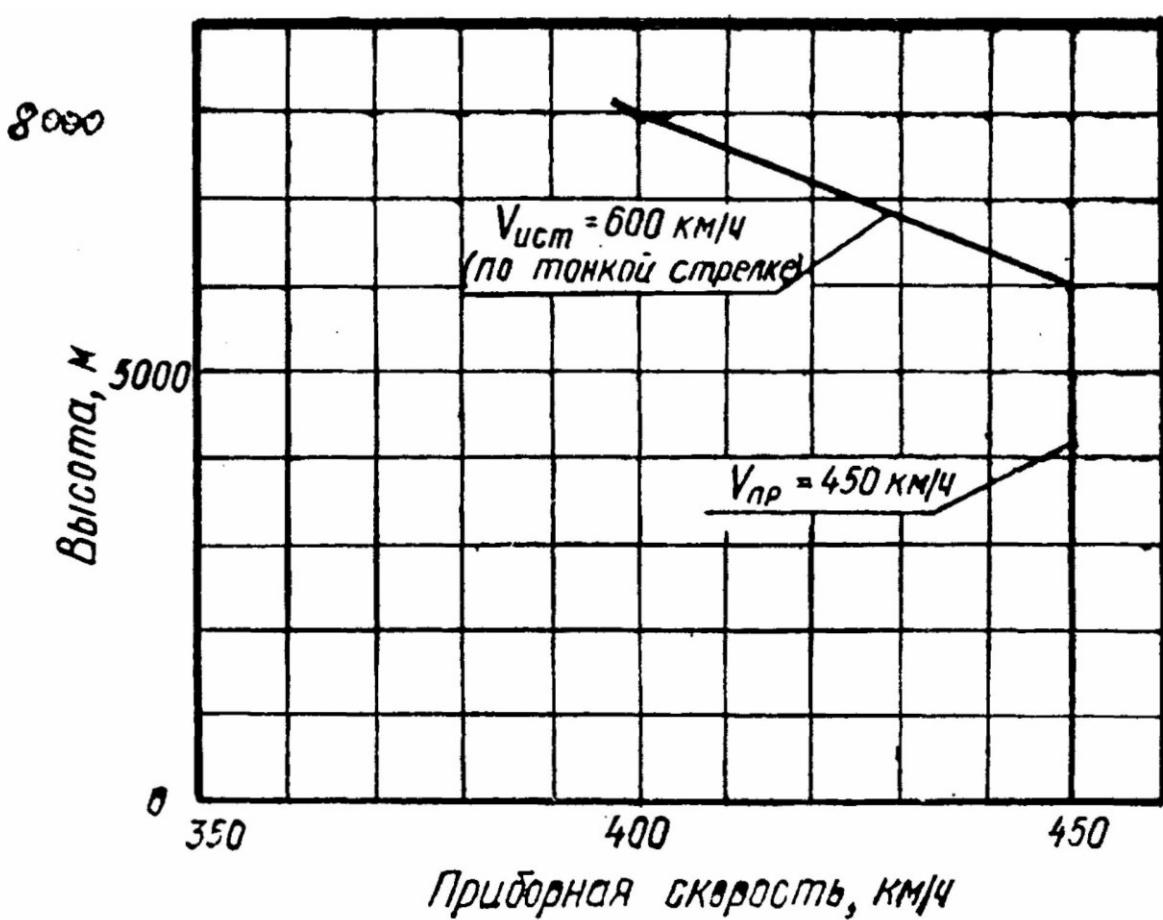


Рис. 2.2. Максимальные эксплуатационные скорости

2.2.5. Минимально допустимая скорость полета с убранными закрылками, км/ч.....260

2.2.6. Минимально допустимая скорость полета $V_{\text{пп}}$ с выпущенным шасси и закрылками при полетной массе, км/ч:

13 500 кг.....	175
14 500 кг.....	180
15 500 кг.....	190
16 500 кг.....	200
17 200 кг.....	210

2.2.7. Максимально допустимая эксплуатационная перегрузка для максимальной взлетной массы, ед.:

14 850 кг.....	3,5
16 100 кг.....	3,4
16 800 кг.....	3,4
17 200 кг.....	3,3

Максимально допустимая отрицательная перегрузка — 1,7 ед.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ДЛЯ ПЕРВОГО ОПЫТНОГО И СЕРИЙНЫХ САМОЛЕТОВ ДО 19-ГО ВКЛЮЧИТЕЛЬНО ДОПУСКАЕТСЯ МАКСИМАЛЬНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННАЯ ПЕРЕГРУЗКА НЕ БОЛЕЕ 3,1 ед. НА ЭТИХ ЖЕ САМОЛЕТАХ ПРИ ЭКСТРЕННОМ СНИЖЕНИИ С ВЫСОТЫ 8000 ДО 6000 М СКОРОСТЬ ПОЛЕТА НЕ ДОЛЖНА ПРЕВЫШАТЬ $V_{\text{пп}} = 420$ км/ч.

2.2.8. Максимальная высота полета

(для самолетов с избыточным давлением в гермоаборте $(0,4 \pm 0,02)$ кгс/см²), м — 8100

2.3.1. Длина взлетно-посадочной полосы должна быть выбрана в соответствии с указаниями разд. 7.

2.3.2. Максимальная барометрическая высота расположения аэродрома для взлета и посадки — 300..3000 м.

2.3.3. Условная прочность грунта ВПП для взлета, посадки и руления при взлетной массе, кг, не ниже:

— 13 170.....	5,0 кг/см ²
— 14 850.....	6,5 кг/см ²
— 16 100.....	8,0 кг/см ²

2.3.4. Взлет и посадка разрешены с ИВПП, отвечающих следующим требованиям:

- коэффициент сцепления.....не менее 0,3
- отсутствие на ИВПП сплошного слоя льда;
- толщина слоя воды на ИВПП.....не более 10 мм
- толщина слоя слякоти на ИВПП.....не более 12 мм
- толщина слоя сухого свежевыпавшего снега на ИВПП....не более 50 мм

Расчет данных для полета

2.7.9. Минимумы для взлета и посадки:

По скоростной классификации воздушных судов ИКАО самолет Як-40 относится к категории "В" воздушных судов.

2.7.9.1. Минимум для взлета

Таблица 2.3

Оборудование ВПП	Время суток	Дальность видимости на ВПП, м
С огнями осевой линии	днем и ночью	200
Без огней осевой линии	При наличии ОВИ (ОМИ)	днем ночью
(с маркировкой осевой линии)	Без ОВИ (ОМИ)	днем и ночью

Взлет при метеоусловиях хуже минимума для посадки разрешается при наличии запасного аэродрома, время полета до которого от аэродрома вылета не превышает 1 час.

На запасном аэродроме фактические и прогнозируемые метеоусловия должны быть не хуже минимума для посадки.

При отсутствии запасного аэродрома решение на вылет принимается, если метеоусловия на аэродроме вылета не хуже минимума для посадки на нем,

Взлет при дальности видимости на ВПП менее 400 м применяется при коэффициенте сцепления не менее 0,5 и боковой составляющей скорости ветра не более 8 м/с.

2.7.9.2. Минимумы для посадки (высота принятия решения – $H_{п.р}$ и видимость на ВПП - $L_{вид}$):

Таблица 2.4

Режим захода на посадку	Параметры минимума, м	
	$H_{п.р}$	$L_{вид}$
По радиомаячной системе (ПСП)	50	700
По радиолокационной системе посадки и двум приводным радиостанциям (РСП+ОСП)	80	1000
По радиолокационной системе посадки (РСП)	80	1000
По двум приводным радиостанциям ОСП (2 АРК)	100	1500
По одной приводной радиостанции (ОПРС)	200	2500

Минимум визуального захода на посадку:

минимальная высота снижения (H_{mc}) —150 м, видимость—2500 м.

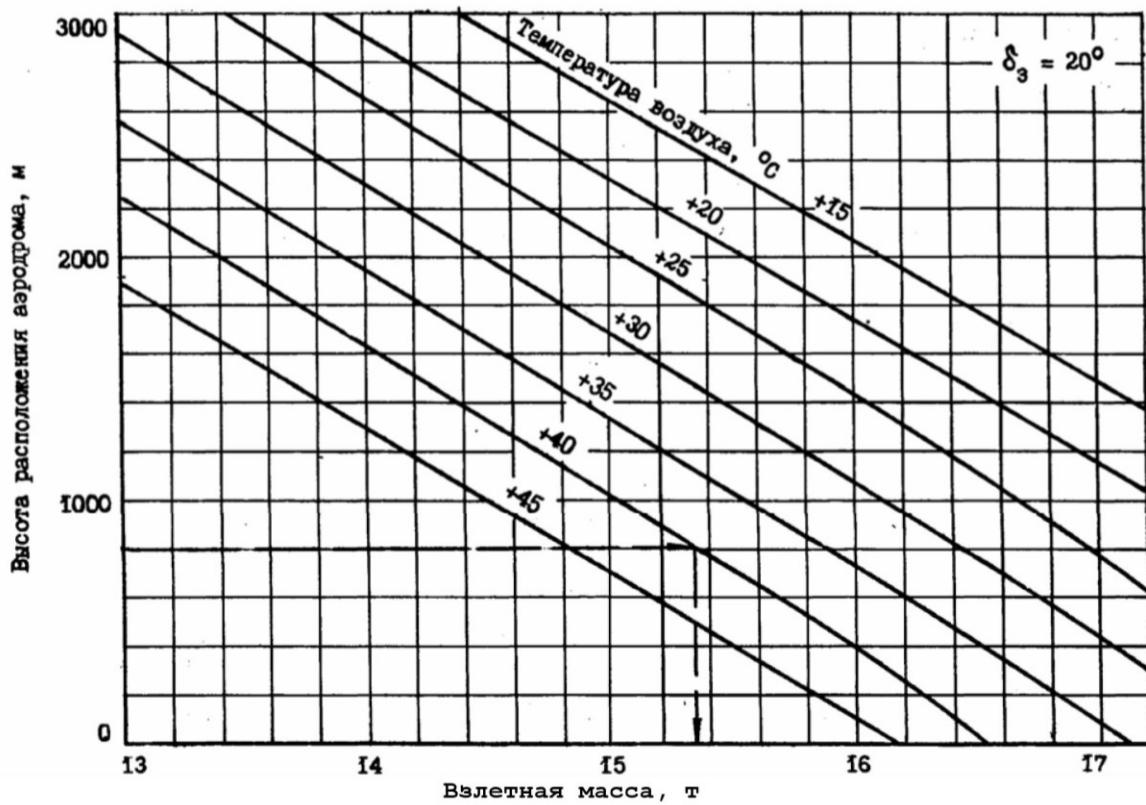


Рис. 7.6. Максимальная взлетная масса в зависимости от температуры воздуха и высоты расположения аэродрома

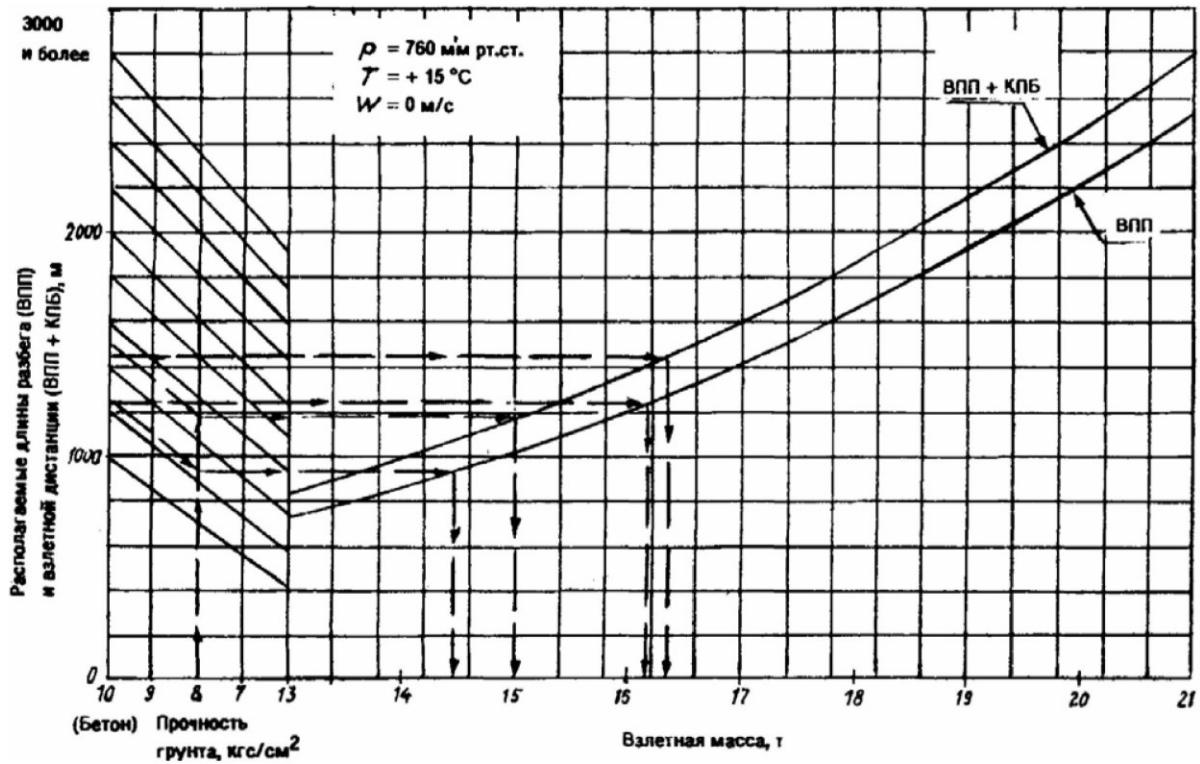
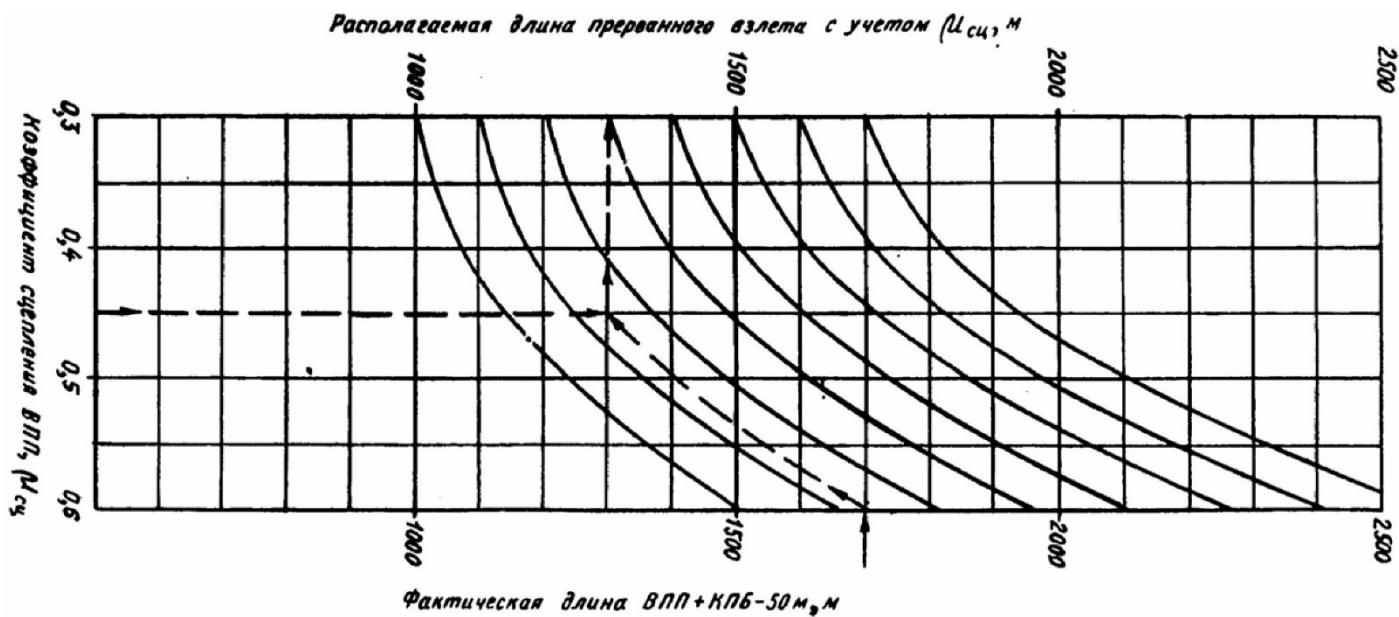


Рис. 7.7. Определение максимально допустимой взлетной массы в условиях СА

При взлете с ИВПП, покрытой слоем воды или слякоти толщиной более 3 мм, за располагаемую длину прерванного взлета необходимо брать фактическую длину ВПП+КПБ-50, уменьшенную по графику рис. 7.8, для коэффициента сцепления ВПП, равного 0,3.



Бетон и грунт прочностью более 10 кгс/см²

Грунт прочностью менее 10 кгс/см²

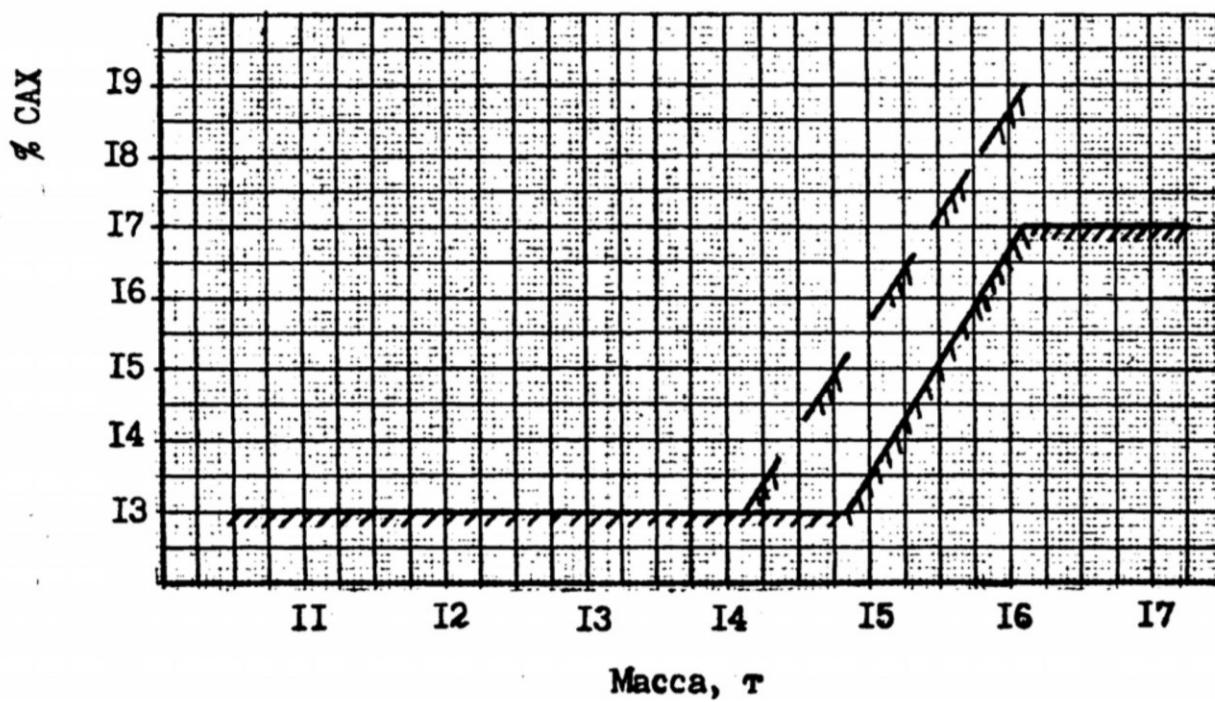


Рис. 2.1. Предельно передние центровки самолета в зависимости от полетной массы и состояния ВПП аэродрома

2.4. ПРЕДЕЛЬНО ДОПУСТИМАЯ СКОРОСТЬ ВЕТРА

2.4.1. Встречный ветер при взлете и посадке,
м/с.....30

2.4.2. Попутный ветер при взлете и посадке,
м/с.....5

2.4.3. Боковая составляющая скорости ветра под углом 90° к ВПП, м/с:

- при взлете и посадке на сухие ИВПП и ГВПП.....15
- при взлете и посадке на ИВПП, покрытую слоем воды или слякоти толщиной 3 мм и менее, сухого свежевыпавшего снега согласно графику (рис. 2.3.) в зависимости от коэффициента $\mu_{\text{сц}}$;
- при взлете и посадке на ИВПП, покрытую слоем воды или слякоти толщиной более 3 мм.....5
- при взлете и посадке на мокрую и покрытую слоем сухого свежевыпавшего снега ГВПП толщиной не более 50мм.....8

$W_z, \text{м/с}$

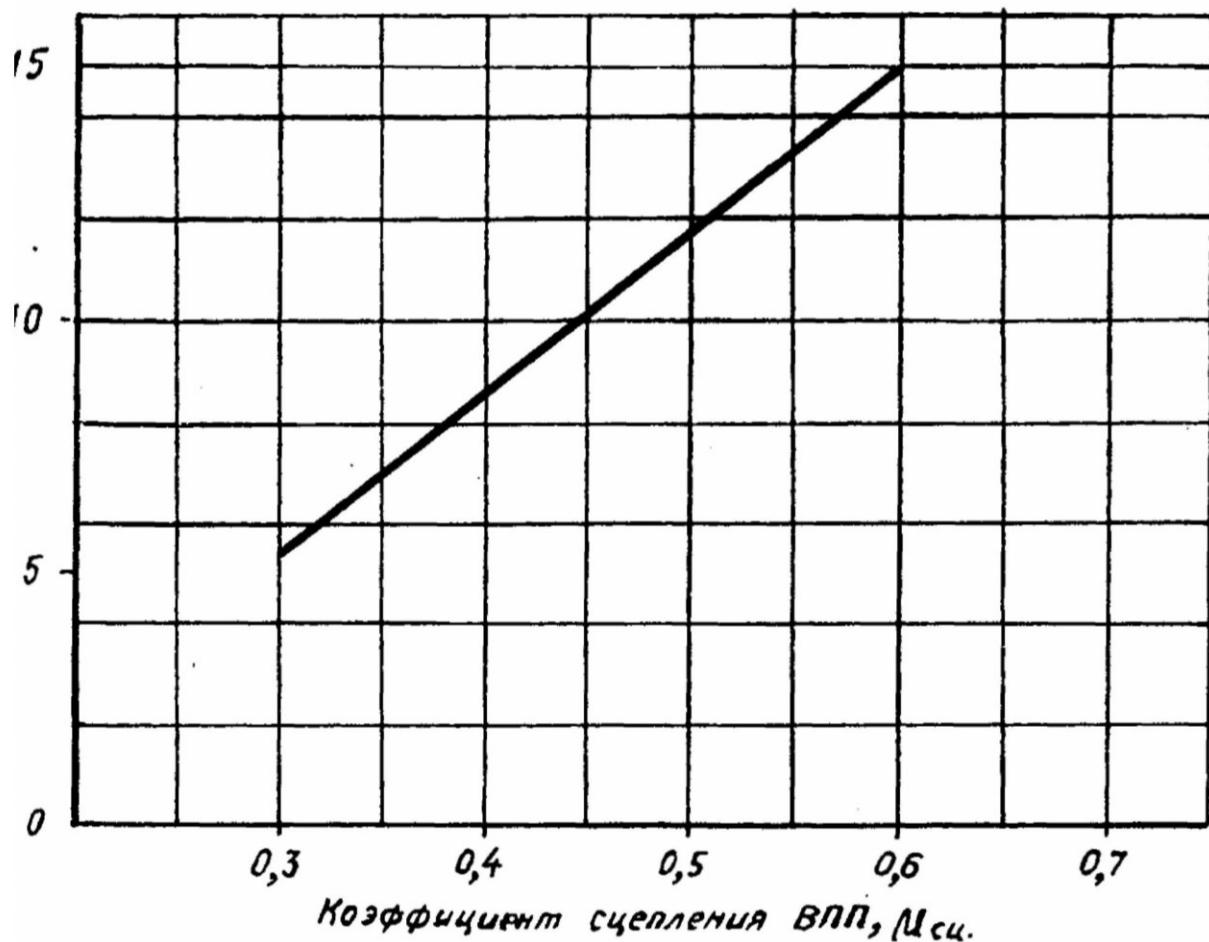


Рис. 2.3. Зависимость максимально допустимого бокового ветра на взлете и посадке от коэффициента сцепления ВПП

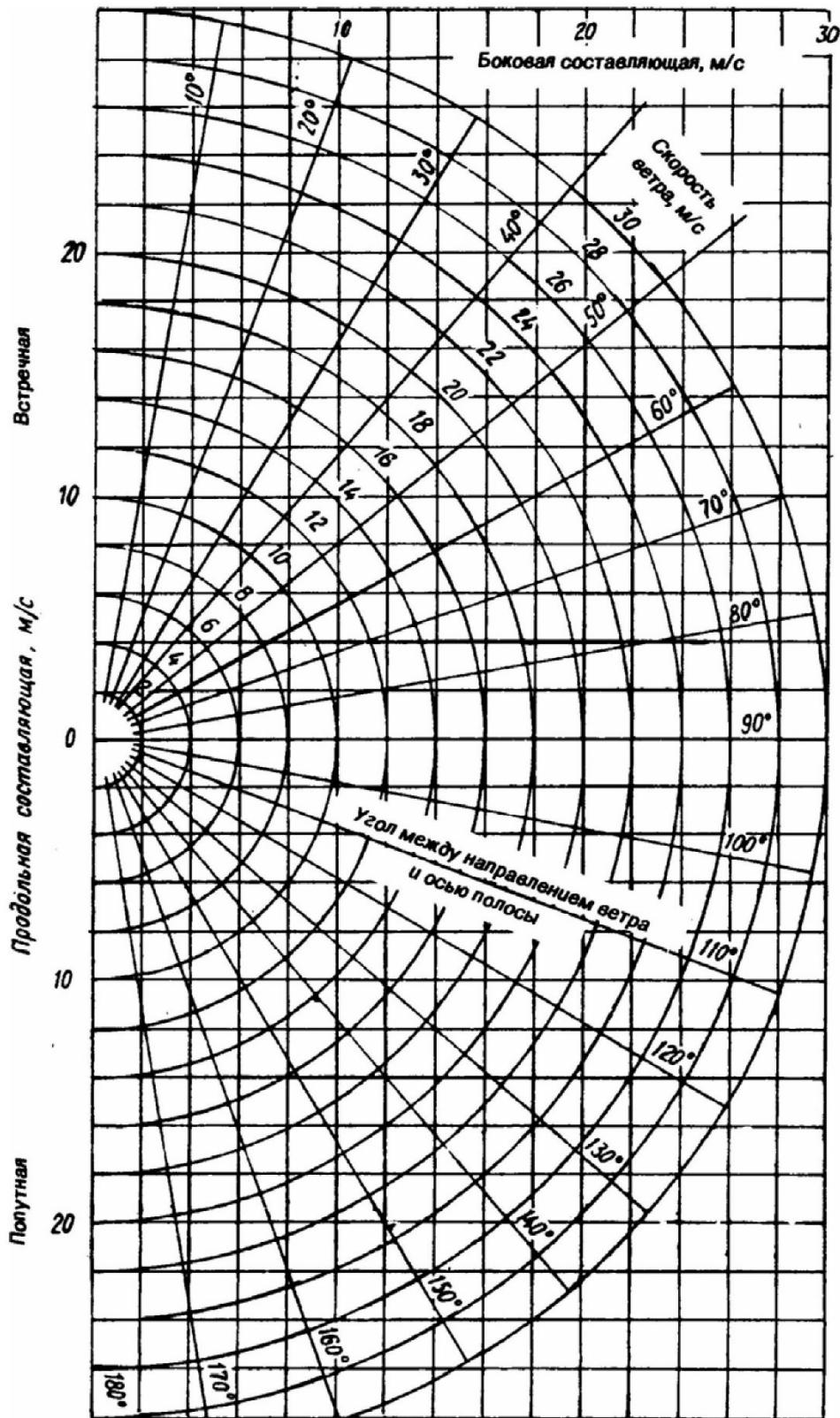


Рис. 7.1. Составляющие ветра

Таблица 7.6.
Наивыгоднейшие высоты полета

Расстояние, км	Курс полета	
	0 -179°	180-359°
до 150	до 3000	до 3000
150-250	3300 - 4500	3000 - 4800
250-350	5100 - 6300	5400 - 6000
350-450	6900-7500	6600 - 7200
450 - 500	7500 - 8100	7800
свыше 500	8100	7800

Таблица 7.7

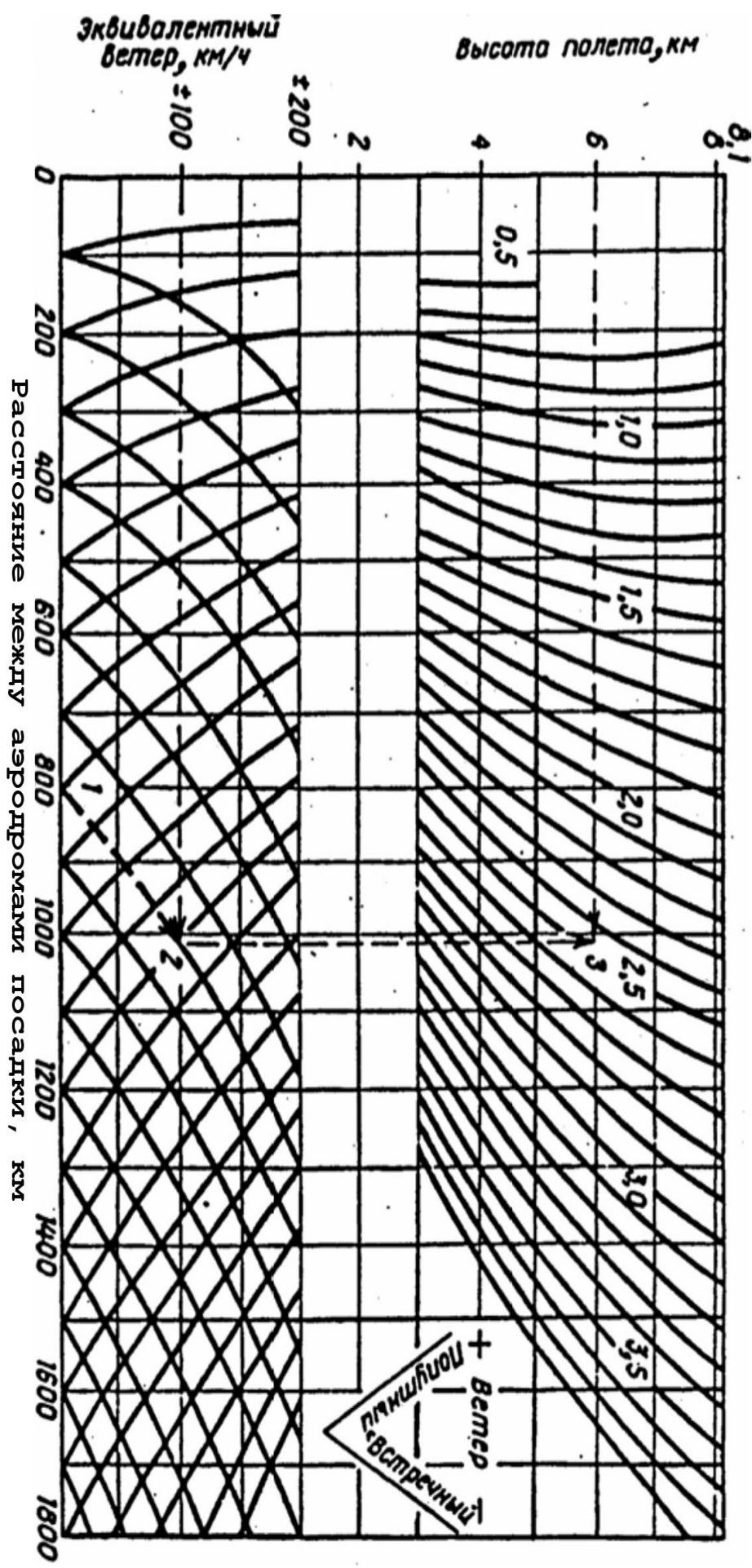
Определение эквивалентного ветра при $V_{ист} = 510$ км/ч

Угол ветра, град	Скорость ветра, км/ч									
	20	40	60	80	100	120	140	160	180	200
0 360	20	40	60	80	100	120	140	160	180	200
10 350	20	39	59	79	93	118	137	156	176	196
20 340	18	37	56	75	93	111	129	148	156	184
30 330	17	34	51	68	84	101	117	133	148	164
40 320	15	30	45	59	73	86	99	113	125	137
50 310	13	25	36	47	59	68	78	88	97	106
60 300	10	19	26	35	42	49	55	61	66	71
70 290	7	12	17	21	24	27	30	31	32	34
80 280	3	6	7	8	8	7	6	3	1	—3
90 270	—0	—2	—4	—5	—10	—14	—20	—25	—31	—39
100 260	—3	—5	—14	—20	—27	—35	—42	—52	—62	—73
110 250	—7	—16	—24	—33	—43	—54	—65	—77	—88	—103
130 230	—13	—26	—40	—55	—70	—86	—101	—117	—134	—152
140 220	—15	—31	—47	—64	—80	—98	—115	—133	—150	—169
150 210	—17	—35	—52	—71	—89	—107	—126	—144	—104	—183
160 200	—18	—38	—57	—76	—95	—115	—134	—153	—173	—192
170 190	—20	—39	—59	—79	—98	—118	—138	—158	—178	—198
180 180	—20	—40	—60	—80	—100	—120	—140	—160	—180	—200

Таблица 7.12
Расход топлива при работе двигателей на земле, на взлете и посадке

Этап выполнения полета	Расход топлива, кг	Время полета, мин
Запуск и руление на исполнительный старт	65	—
Взлет, разгон, маневр после взлета	60	1,5
Заход на посадку и посадка	80	4,5
Руление после посадки	40	—

Средний часовой расход топлива на высоте круга составляет 1100 кг. Для расчета горизонтального полета самолета на двух двигателях необходимо пользоваться удельными дальностями для полета на трех двигателях, при этом потребные частоты вращения роторов двигателей будут выше приведенных на номограммах удельных дальностей.



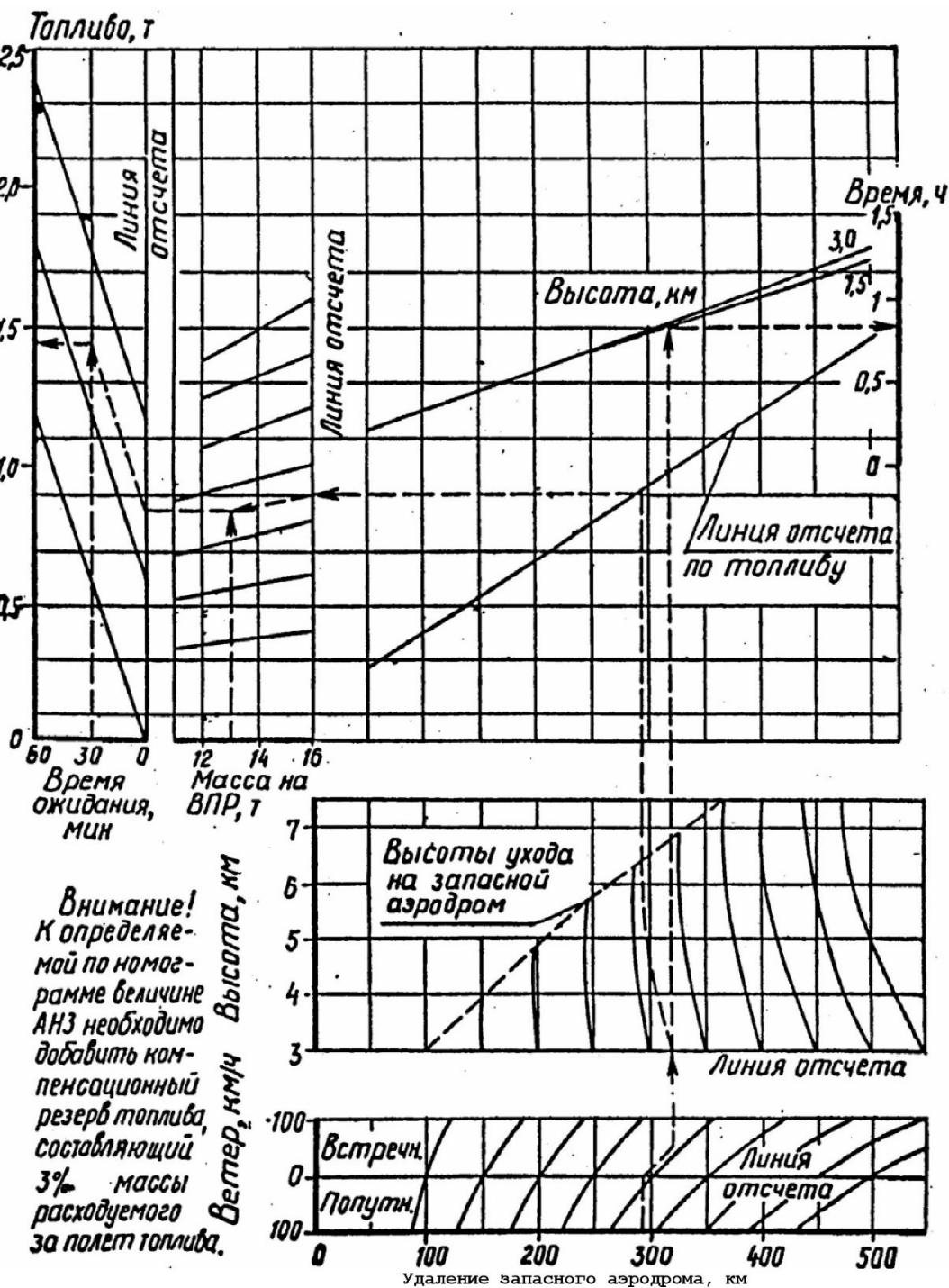


Рис. 7.26. Аэронавигационный запас топлива

На рис. 7.26 приведена номограмма, позволяющая определить массу потребного количества топлива и время полета на запасной аэродром в стандартных атмосферных условиях, на режимах минимального расхода топлива в наборе высоты и снижения» наибольшей дальности полета на крейсерском режиме в зависимости от расстояния до запасного аэродрома, эквивалентной составляющей скорости ветра, высоты полета, посадочной массы на аэродроме назначения, а также массы потребного количества топлива для полета в режиме ожидания на высоте 400 м со скоростью $V_{пр} = 280$ км/ч.

Масса компенсационного запаса топлива определяется в количестве 3% массы расходуемого за полет топлива.

Во всех случаях полета АНЗ должен быть не менее 1100 кг (на 1 ч полета).

Скорости на взлете

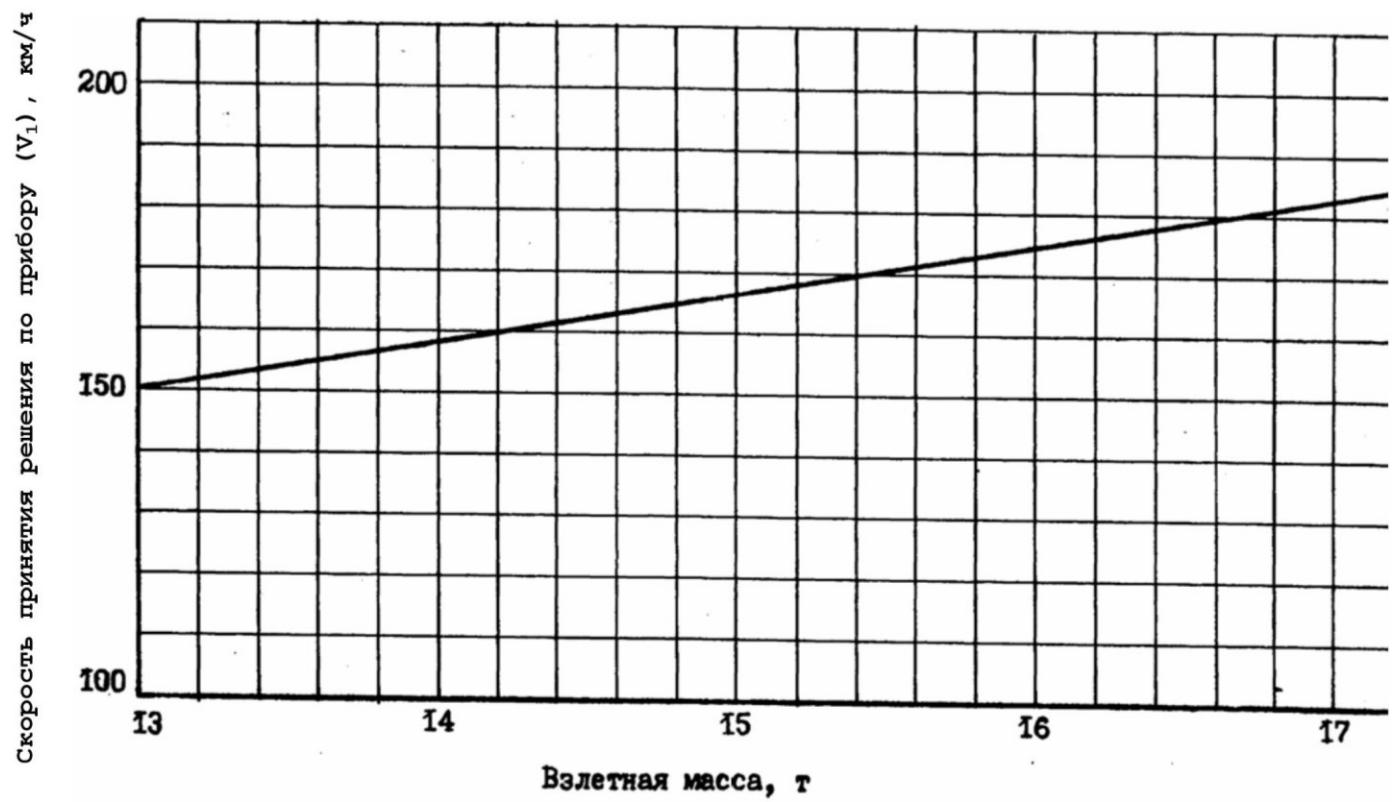
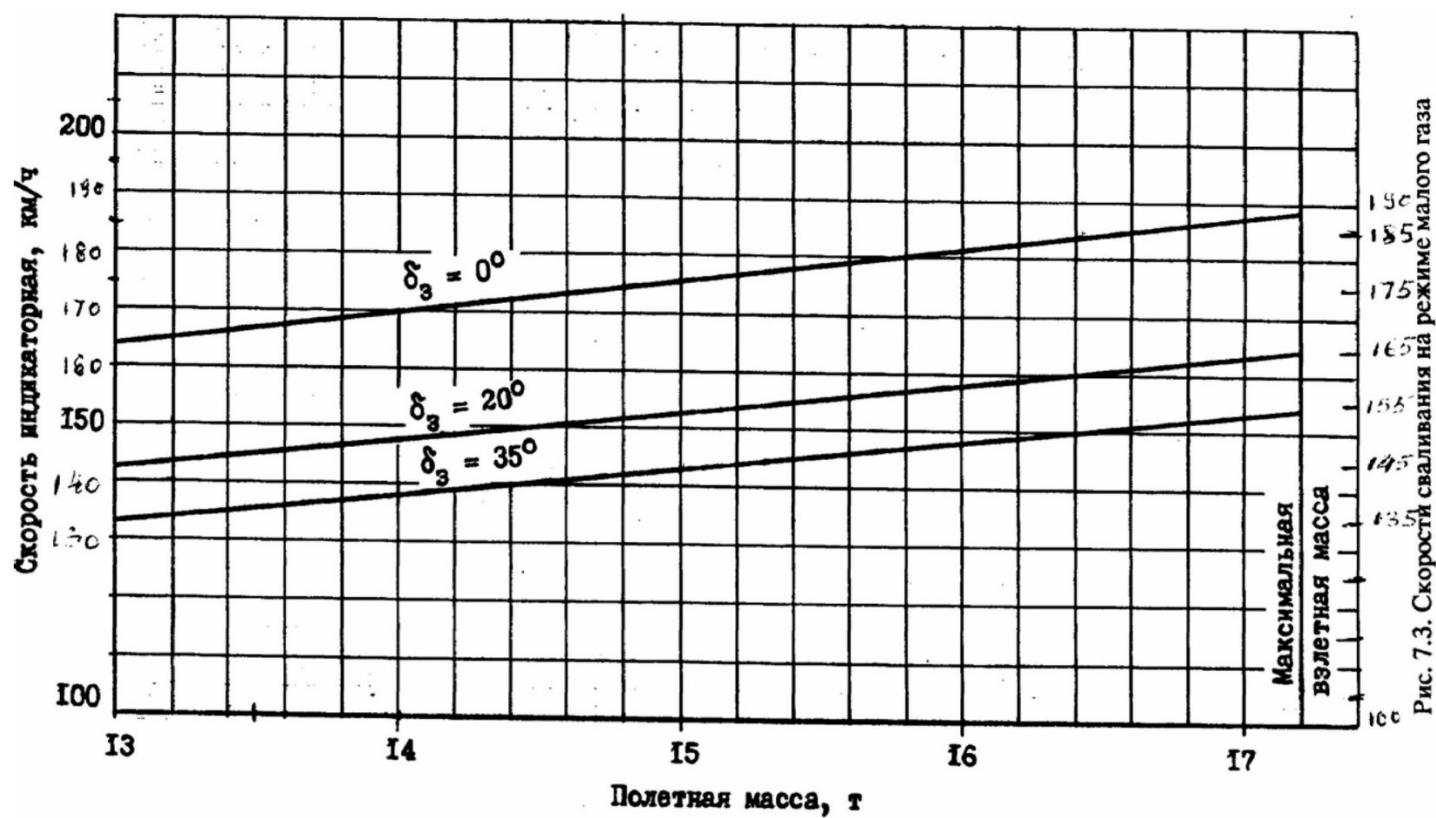


Рис. 7.9. Скорость принятия решения в зависимости от взлетной массы

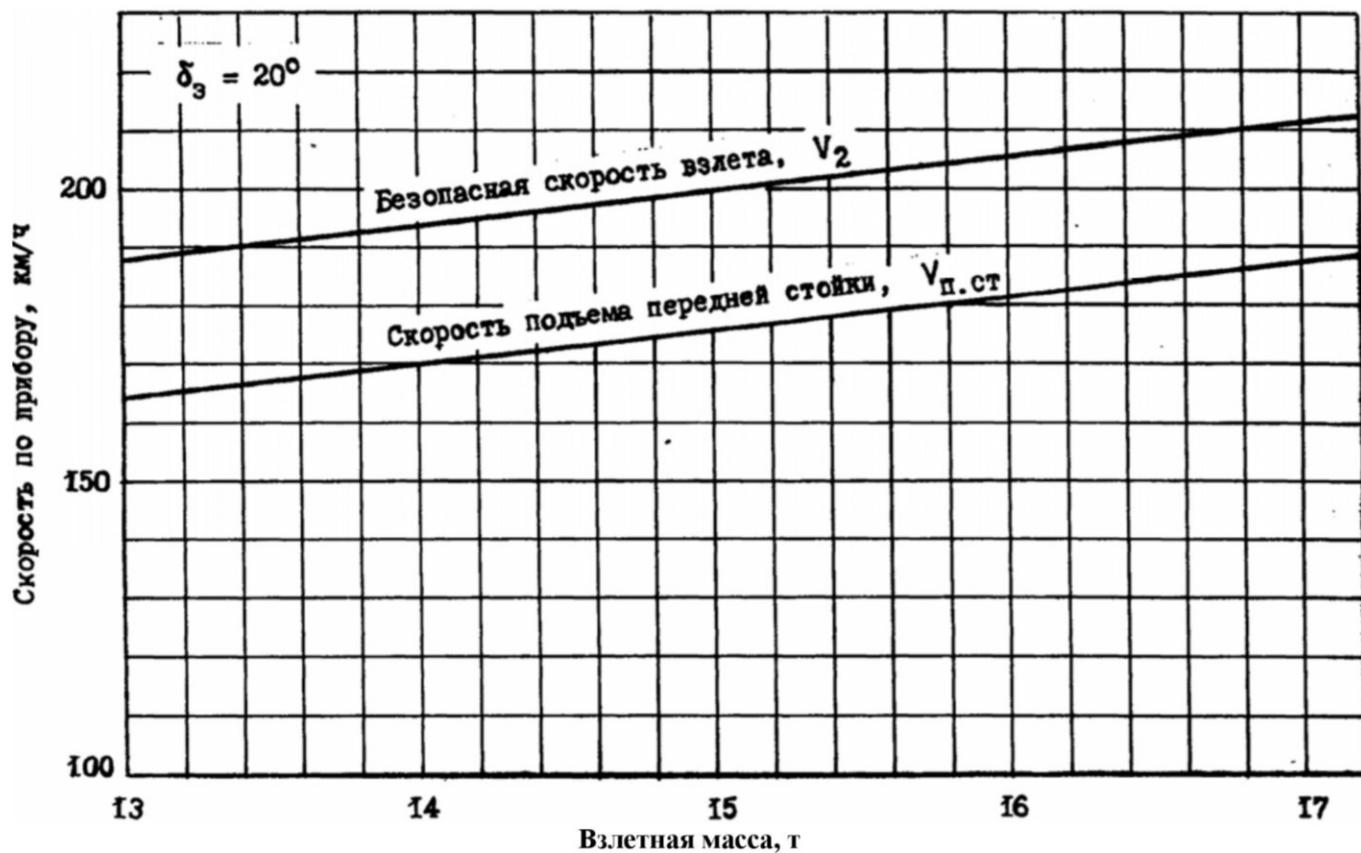


Рис. 7.4. Скорости подъема передней стойки и безопасная скорость взлета

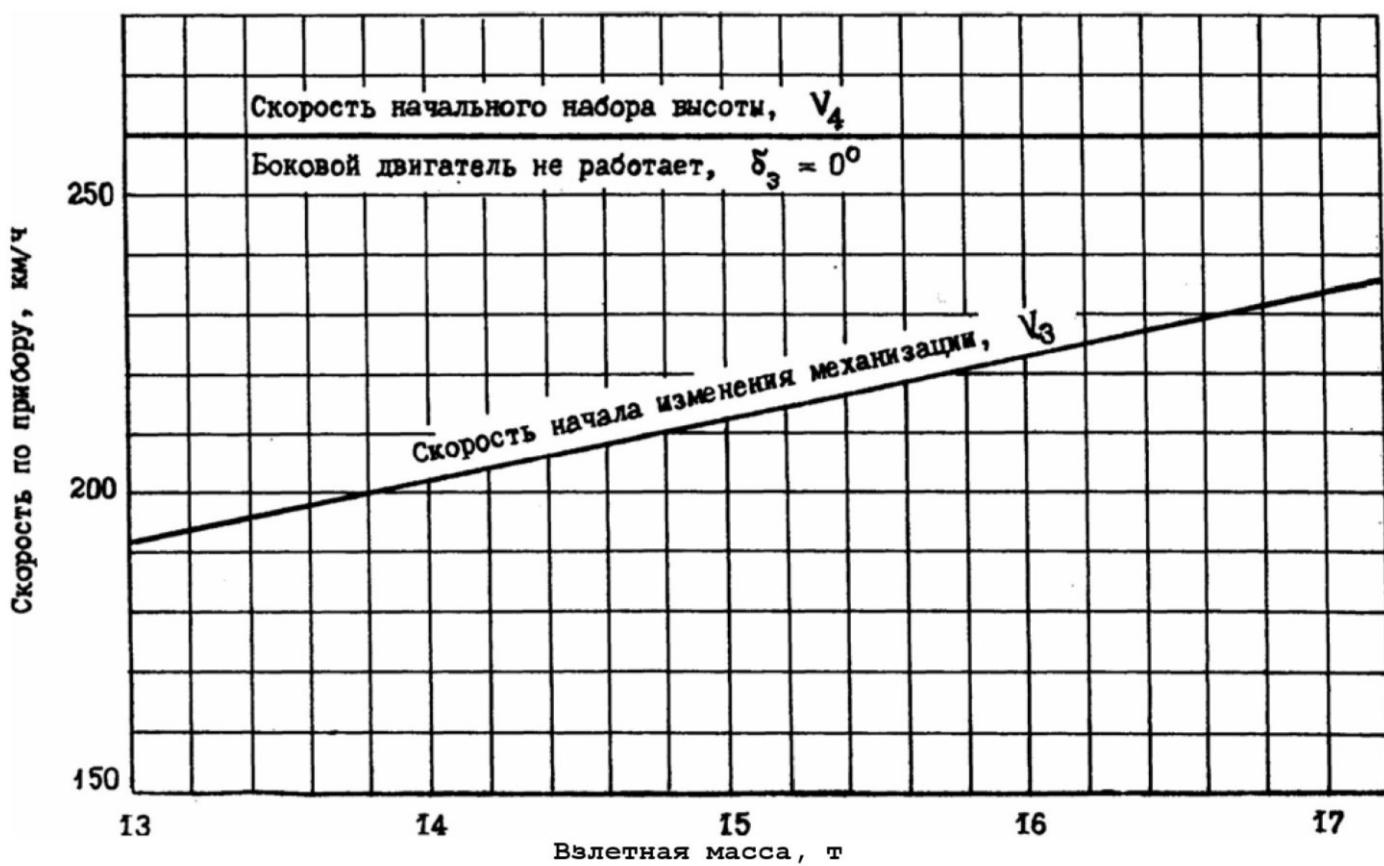


Рис. 7.5. Скорости на взлете и при начальном наборе высоты

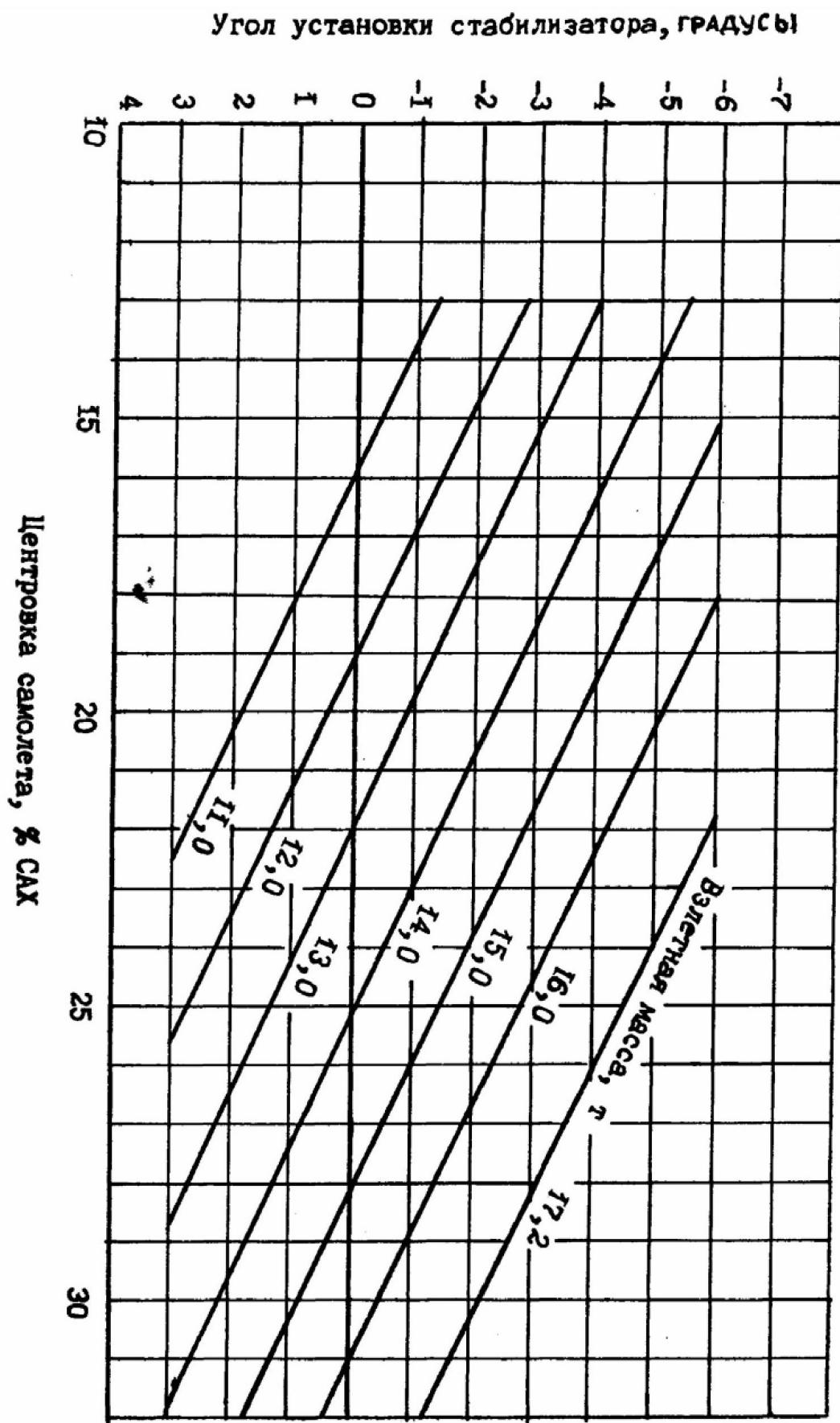


Рис. 4.1. Зависимость угла установки стабилизатора от центровки самолета (при взлете с ИВПП)

На предварительном старте

-Проверить правильность показаний авиагоризонтов.

-Выпустить закрылки на 20°. Проверить управление рулями и положение стабилизатора.

-Выключить систему кондиционирования (при температуре воздуха 8°C и ниже и наличии облачности, тумана, снегопада, дождя или мороси систему кондиционирования оставить включенной). Закрыть форточки.

-Установить переключатель крана кольцевания топлива в положение "Открыт".

Взлет

- В СЛУЧАЕ СРАБАТЫВАНИЯ ЗВУКОВОЙ СИГНАЛИЗАЦИИ ПРОВЕРИТЬ ОТКЛОНение ЗАКРЫЛКОВ НА 20°.

- ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПРОИЗВОДИТЬ ОТБОР ВОЗДУХА ОТ ДВИГАТЕЛЕЙ НА СИСТЕМУ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ВЗЛЕТНОМ РЕЖИМЕ, ЗА ИСКЛЮЧЕНИЕМ ВЗЛЕТА В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ.

-Направление на разбеге выдерживать отклонением колеса передней стойки и руля направления. Подтормаживания, как правило, не требуется. Отрыв самолета происходит на скорости на 5—10 км/ч больше скорости $V_{p,op}$,

-После отрыва зафиксировать угол тангажа 8—10° и обеспечить к моменту уборки шасси достижение безопасной скорости $V2$ (разд. 7, рис. 7.4).

-При резком взятии штурвала на себя возможно срабатывание сигнализации срывного режима. В этом случае необходимо уменьшить угол тангажа плавной отдачей штурвала от себя до прекращения работы сигнализации. Если работа сигнализации не прекращается, проконтролировать скорость полета, режим работы двигателей, угол тангажа и, если указанные параметры находятся в норме, отключить систему сигнализации срывного режима.

-На высоте 5—10 м убрать шасси. В процессе уборки шасси продолжать разгон самолета до скорости полета $V2+30$ км/ч, но не менее 230 км/ч.

-На высоте не ниже 120 м при скорости $V_{pr}=250—270$ км/ч убрать закрылки, продолжая набор высоты с разгоном самолета до скорости по прибору: при взлетной массе до 15 000 кг — 310 км/ч, при взлетной массе 15 000 кг и более — 320 км/ч. Кабрирующий момент, возникающий при уборке закрылков, парировать отклонением руля высоты, усилия на штурвале снимать перекладкой стабилизатора.

Примечание: 1. При температуре воздуха -10°C и ниже высота начала уборки закрылков по барометрическому высотомеру должна быть не ниже 140 м.

2. В случае срабатывания сигнализации РВ-3М (РВ-5М) «Опасная высота» уборку закрылков необходимо прекратить и продолжить ее после набора установленной высоты.

- При выполнении полетов ночью — на высоте 50 м — выключить и убрать посадочно-рулевые фары.

-На высоте 200 м, после уборки закрылков, перевести двигатели на номинальный режим и, убедившись в их нормальной работе, закрыть кран кольцевания топлива. При выполнении полетов по кругу кран кольцевания топлива не закрывать. Включить систему кондиционирования.

-Длина разбега по ИВПП в условиях СА составляет, м
при взлетной массе 14850 кг..... 630,
при взлетной массе 16100 кг..... 755;
при взлетной массе 16800 кг..... 800;
при взлетной массе 17200 кг..... 920.

-Длина разбега по ГВПП в условиях СА составляет, м:
при взлетной массе 14850 кг.....850;
при взлетной массе 16100 кг.....960,
При повышении температуры воздуха на каждые 5°C выше стандартной длина разбега увеличивается на 40 м.

При боковом ветре более 10 м/с кренение самолета на разбеге рекомендуется парировать с начала разбега, отклонив штурвал не менее чем на половину его хода по элеронам против ветра.

-При взлете с боковым ветром более 5 м/с подъем передней стойки шасси производить на скорости на 10 км/ч больше скорости, рекомендуемой при взлете в штиль.

-При взлете с попутным ветром длина разбега увеличивается на 20 м, а длина взлетной дистанции — на 40 м на каждые 1 м/с скорости ветра по линии взлета.

Набор высоты

1. Для набора высоты, в зависимости от условий полета, применяются следующие режимы:
— **скоростной**, выполняемый на постоянной скорости $V_{пр} = 390$ км/ч до достижения скорости $V_{ист} = 500$ км/ч (по тонкой стрелке прибора), а затем сохраняя скорость постоянной до занятия заданного эшелона (Скоростной режим может применяться с целью уменьшения времени полета, когда взлетная масса самолета не превышает 16.1 т);
— **максимальной скороподъемности**, выполняемый на постоянной скорости $V_{пр} = 320$ км/ч до высоты 3000 м, далее приборная скорость полета должна уменьшаться на 10 км/ч на каждые 1000 м высоты, а затем, сохраняя скорость $V_{пр} = 280$ км/ч, до занятия заданного эшелона. Этот режим применяется, когда взлетная масса самолета превышает 16.1 т. при наборе эшелона в горной местности, наборе эшелона до подхода к зоне болтанки, наборе практического потолка и в других случаях, когда необходимо набрать высоту в минимальное время;
— **минимального расхода топлива**, выполняемый на постоянной скорости $V_{пр} = 350$ км/ч до занятия заданного эшелона. Этот режим является основным и применяется с целью экономии топлива для полетов в нормальной эксплуатации, когда взлетная масса самолета не превышает 16.1 т и для полетов на запасной аэродром.

Примечание. При значениях температуры воздуха, превышающих на 5°C температуру по СА, набор высоты на скоростном режиме и режиме минимального расхода топлива следует выполнять на постоянной скорости $V_{пр} = 340$ км/ч до достижения скорости $V_{ист} = 400$ км/ч, а затем, сохраняя скорость $V_{ист} = 400$ км/ч до занятия заданного эшелона.

2. Набор высоты во всех случаях выполняется на номинальном режиме работы двигателей.

Таблица 7.8

Характеристики набора высоты на режиме минимального расхода топлива, СА

Высота, м	Взлетная масса самолета, кт								Скорость по прибору, км/ч
	13700		14850		16100				
Время, мин	Расстояние, км	Топливо, кг	Время, мин	Расстояние, км	Топливо, кг	Время, мин	Расстояние, км	Топливо, кг	
500	1,5	0	60	1,5	0	60	1,5	0	60
1200	2,8	7	104	2,9	9	109	3,1	10	115
1800	4,0	15	142	4,2	17	152	4,5	19	163
2400	5,1	23	180	5,5	25	194	6,5	28	211
3000	6,4	31	220	6,9	34	240	7,5	38	261
3600	7,8	41	262	8,5	45	287	9,3	50	314
4200	9,3	50	305	10,2	57	335	11,3	64	369
4800	11,0	62	350	12,2	71	387	13,5	80	429
5400	12,9	77	394	14,3	87	439	16,1	99	490
6000	15,0	92	443	16,8	106	495	18,9	121	555
6600	17,3	111	495	19,5	127	556	22,2	147	627
7200	20,0	133	550	22,7	153	619	26,0	178	704
7800	23,2	156	606	26,7	184	688	31,2	214	796
8100	25,1	168	637	29,2	203	726	34,2	241	835

Горизонтальный полет

При выполнении полетов на любые расстояния в целях экономии топлива в крейсерском полете выдерживать скорости полета, соответствующие режиму наибольшей дальности полета $1,01 q_{\min}$, в соответствии с табл. 4.1.

Набор высоты со взлетной массой не более 16,1 т, крейсерский полет и снижение, с целью экономии топлива, выполнять на режиме минимального расхода топлива (см. Таблицы 4.1, 7.8 и 7.10).

При полетах со встречным (попутным) ветром увеличивать (уменьшать) приборную скорость полета на 10 км/ч на каждые 70 км/ч встречной (попутной) составляющей ветра.

Таблица 4.1

Высота эшелона, м	Приборная скорость $V_{\text{пр}}$, км/ч, при полетной массе, т							
	17	16,5	16,0	15,5	15,0	14,5	14,0	13,5
8100	340	339	338	336	332	330	325	321
7800	353	350	348	344	342	340	334	330
7500	353	350	348	347	344	342	339	333
7200	356	353	350	347	345	343	340	333
6900	356	353	350	347	345	343	342	340
6600	356	353	350	347	345	343	342	340
6300	358	355	352	348	347	345	345	342
6000	358	355	352	348	347	345	345	342
5700	362	358	352	350	352	345	345	342
5400	365	363	360	358	356	353	350	346
5100	366	364	360	358	357	354	353	350
4800	367	365	360	358	357	355	354	352
4500	368	366	360	359	357	356	354	352
4200	370	368	360	359	357	356	354	352
3900	372	370	366	366	364	363	361	359
3600	374	372	369	368	367	365	364	363
3300	381	379	377	376	374	372	370	368
3000	385	383	381	376	375	377	375	373

1. Режим работы двигателей в горизонтальном полете, устанавливаемый для получения выбранной приборной скорости полета, не должен превышать 0,85 номинального.

2. Частоту вращения ротора КВД для заданных условий полета контролировать с помощью специальной линейки. На режиме малого газа частота вращения ротора КВД при давлении 750 - 780 мм рт. ст. и температурах воздуха 15°C и ниже должна быть $(53 \pm 1,5)\%$. При увеличении высоты полета или повышении температуры воздуха частота вращения ротора КВД на режиме малого газа либо остается постоянной и равной $(53 \pm 1,5)\%$, либо увеличивается.

На высоте 6000 м частота вращения ротора КВД на режиме полетного малого газа должна быть не менее 77%.

Таблица 7.11

Режимы горизонтального полета

По- лет- ная масса, т	Высо- та, м	Режим наибольшей продолжительности полета			Режим наибольшей дальности полета 1,01 qmin			Режим 0,85 номинального			Номинальный режим		
		V _{пр} , км/ч	V _{ист} , км/ч	Q, кг/ч	V _{пр} , км/ч	V _{ист} , км/ч	Q, кг/ч	V _{пр} , км/ч	V _{ист} , км/ч	Q, кг/ч	V _{пр} , км/ч	V _{ист} , км/ч	Q, кг/ч
16.0	3000	320	370	1015	381	436	1180	428	490	1410	—	—	—
	3300	310	360	989	377	436	1164	420	490	1380	—	—	—
	3600	310	366	983	369	436	1132	414	490	1351	—	—	—
	3900	310	371	971	366	440	1118	408	490	1319	—	—	—
	4200	310	377	954	360	438	1084	400	490	1277	440	536	1520
	4500	300	371	933	360	446	1080	401	495	1263	438	540	1494
	4800	300	377	917	360	451	1066	396	497	1228	434	542	1455
	5100	300	383	902	360	462	1065	394	500	1197	427	544	1415
	5400	290	376	877	360	468	1045	390	500	1172	424	548	1380
	5700	290	382	875	352	465	1020	380	502	1140	417	548	1340
	6000	290	388	865	352	470	1000	377	505	1115	414	550	1310
	6300	280	380	833	352	477	996	374	507	1089	407	552	1282
	6600	280	390	830	350	482	985	367	508	1060	398	552	1250
	6900	280	393	830	350	490	998	363	508	1035	398	556	1218
	7200	280	400	830	350	500	980	357	508	1010	392	558	1180
	7500	280	406	827	348	504	976	350	508	981	388	560	1157
	7800	280	415	820	348	512	975	340	503	955	382	560	1130
	8100	280	420	807	339	510	960	333	500	936	375	562	1110
15.5	3000	320	370	1000	376	435	1160	430	492	1410	—	—	—
	3300	310	360	973	376	437	1146	422	492	1380	—	—	—
	3600	310	366	966	368	434	1113	416	492	1350	—	—	—
	3900	310	371	952	366	438	1102	410	492	1318	—	—	—
	4200	310	377	937	359	438	1073	402	492	1265	440	538	1520
	4500	300	371	917	359	445	1067	402	498	1273	440	542	1494
	4800	300	377	903	358	450	1051	401	499	1226	435	544	1454
	5100	300	383	888	358	458	1042	395	505	1197	428	546	1415
	5400	290	376	859	358	465	1028	392	505	1172	427	550	1380
	5700	290	382	855	350	462	990	382	505	1140	418	550	1340
	6000	290	388	850	348	468	985	380	507	1110	416	553	1316
	6300	280	380	816	348	476	984	376	510	1091	408	554	1282
	6600	280	390	812	347	480	970	371	510	1060	404	555	1250

Продолжение табл. 7.11

Полет- мая масса, т	Высо- та, м	Режим наибольшей продолжительности полета			Режим наибольшей дальности полета 1,01 qmin			Режим 0,85 номинального			Номинальный режим		
		V _{пр} , км/ч	V _{ист} , км/ч	Q, кг/ч	V _{пр} , км/ч	V _{ист} , км/ч	Q, кг/ч	V _{пр} , км/ч	V _{ист} , км/ч	Q, кг/ч	V _{пр} , км/ч	V _{ист} , км/ч	Q, кг/ч
	6900	280	393	802	347	488	967	365	510	1036	398	557	1217
	7200	280	400	800	347	498	960	357	510	1010	394	560	1180
	7500	280	406	800	347	501	958	353	510	981	389	562	1157
	7800	280	415	780	344	508	955	344	508	955	382	562	1130
	8100	280	420	793	336	505	933	338	507	937	377	564	1110
15.0	3000	320	370	989	375	434	1140	432	495	1410	—	—	—
	3300	310	360	953	374	434	1124	424	495	1382	—	—	—
	3600	310	366	945	367	434	1093	419	495	1351	—	—	—
	3900	310	371	934	364	437	1083	412	495	1317	—	—	—
	4200	310	377	921	357	437	1055	405	495	1276	445	538	1520
	4500	300	371	895	357	443	1048	405	500	1265	441	543	1495
	4800	300	377	884	357	448	1025	400	501	1227	436	545	1451
	5100	300	383	872	357	456	1025	396	504	1198	430	547	1415
	5400	290	376	846	356	462	1015	393	505	1169	426	550	1384
	5700	290	382	840	352	462	1004	384	505	1140	417	550	1340
	6000	290	388	836	347	465	973	383	510	1113	415	555	1310
	6300	280	380	802	347	475	970	377	512	1089	410	555	1281
	6600	280	390	800	345	478	950	370	515	1060	405	555	1250
	6900	280	393	784	345	485	950	367	515	1037	400	558	1217
	7200	280	400	780	345	495	952	362	515	1010	394	560	1180
	7500	280	406	779	344	497	934	356	515	982	391	564	1157
	7800	280	415	760	342	504	930	347	512	955	400	564	1130
	8100	280	420	776	333	500	906	340	512	938	378	566	1110
	3000	320	370	960	377	432	1120	435	497	1410	—	—	—
	3300	310	360	931	372	432	1097	427	497	1378	—	—	—
	3600	310	366	923	365	432	1073	423	498	1354	—	—	—
	3900	310	371	913	363	435	1062	415	498	1318	—	—	—
14.5	4200	310	377	902	356	435	1035	409	498	1282	446	541	1520
	4500	300	371	875	356	441	1029	406	502	1263	442	544	1494
	4800	300	377	868	355	446	1017	403	504	1227	437	547	1453
	5100	300	383	857	354	452	1002	397	506	1196	432	550	1417
	5400	290	376	830	353	460	993	394	510	1168	428	554	1385

Продолжение табл. 7 .11

Полет- мая масса, т	Высо- та, м	Режим наибольшей продолжительности полета			Режим наибольшей дальности полета 1,01 qmin			Режим 0,85 номинального			Номинальный режим		
		V _{пр} , км/ч	V _{ист} , км/ч	Q, кг/ч	V _{пр} , км/ч	V _{ист} , км/ч	Q, кг/ч	V _{пр} , км/ч	V _{ист} , км/ч	Q, кг/ч	V _{пр} , км/ч	V _{ист} , км/ч	Q, кг/ч
	5700	290	382	820	345	456	964	387	510	1142	420	554	1348
	6000	290	388	820	345	460	944	385	515	1117	420	557	1316
	6300	280	380	785	345	473	954	380	515	1089	412	558	1282
	6600	280	390	780	343	474	933	372	517	1060	406	558	1250
	6900	280	393	766	343	484	933	370	517	1036	402	561	1217
	7200	280	400	762	343	488	925	363	519	1010	396	563	1180
	7500	280	406	760	342	494	912	357	517	981	391	564	1155
	7800	280	415	740	340	500	910	350	517	958	387	565	1130
	8100	280	420	755	329	495	879	343	515	938	379	568	1110
	3000	320	370	945	375	430	1115	437	500	1410	—	—	—
	3300	310	360	912	370	430	1075	430	500	1379	—	—	—
	3600	310	366	906	364	430	1053	425	501	1351	—	—	—
	3900	310	371	896	361	433	1039	417	501	1318	—	—	—
	4200	310	377	884	354	433	1013	412	502	1282	447	543	1520
	4500	300	371	861	354	438	1006	410	506	1265	444	546	1494
	4800	300	377	852	354	445	998	405	507	1227	438	548	1453
	5100	300	382	843	353	449	983	402	509	1197	432	550	1414
	5400	290	376	816	350	456	975	396	512	1170	429	554	1383
14.0	5700	290	382	805	345	455	945	389	513	1145	421	554	1340
	6000	290	388	804	345	457	930	386	516	1110	421	558	1310
	6300	280	380	771	345	470	930	382	518	1088	413	559	1280
	6600	280	390	765	343	470	910	377	520	1060	408	560	1250
	6900	280	393	751	342	482	910	372	520	1034	403	563	1217
	7200	280	400	745	340	482	890	367	524	1010	397	564	1180
	7500	280	406	742	339	490	882	363	524	982	392	566	1156
	7800	280	415	742	334	493	875	354	524	960	385	566	1130
	8100	280	420	735	327	490	853	346	519	938	381	570	1110
	3000	320	370	930	373	428	1070	440	505	1410	—	—	—
	3300	310	360	898	368	428	1051	434	505	1380	—	—	—
	3600	310	366	889	363	428	1031	427	505	1351	—	—	—
	3900	310	371	881	359	431	1017	420	505	1317	—	—	—
	4200	310	377	872	352	431	995	414	505	1279	448	545	1520

Окончание табл. 7.11

Полет- мая масса, т	Высо- та, м	Режим наибольшей продолжительности полета			Режим наибольшей дальности полета 1,01 qmin			Режим 0,85 номинального			Номинальный режим		
		V _{пр} , км/ч	V _{ист} , км/ч	Q, кг/ч	V _{пр} , км/ч	V _{ист} , км/ч	Q, кг/ч	V _{пр} , км/ч	V _{ист} , км/ч	Q, кг/ч	V _{пр} , км/ч	V _{ист} , км/ч	Q, кг/ч
13.5	4500	300	371	845	352	436	984	413	509	1263	447	548	1494
	4800	300	377	837	352	443	980	407	510	1226	439	550	1453
	5100	300	382	828	350	446	961	403	512	1197	434	552	1413
	5400	290	376	802	346	448	947	397	515	1170	430	555	1380
	5700	290	382	790	342	450	915	390	515	1140	422	557	1340
	6000	290	388	785	342	453	905	390	522	1110	422	560	1315
	6300	280	380	756	342	466	905	385	522	1090	414	561	1280
	6600	280	390	750	340	467	885	380	525	1060	407	563	1245
	6900	280	393	735	340	477	883	376	526	1036	405	566	1217
	7200	280	400	730	333	475	850	372	526	1010	398	565	1180
	7500	280	406	725	333	485	852	366	529	980	393	567	1156
	7800	280	415	725	330	485	840	357	528	960	391	570	1130
	8100	280	420	722	324	486	830	348	522	936	382	572	1110

Основные параметры работы двигателя АИ-25

Параметр	Условное обозна- чение	Единица изме- рения	Режим							
			взлетный	номи- нальный	0,85 но- миналь- ного	0,7 номи- нального	0,6 номи- нального	0,4 номи- нального	малый газ	
Угол поворота рычага топливного агрегата 762МА по лимбу	α_b	град.	$100 \frac{+4}{-2}$	76 ± 2	66 ± 2	57 ± 2	50 ± 2	38 ± 2	12—20	
Частота вращения ротора КВД, приведенная к СА	$n_{квд}$	об/мин	16640	15675	15160	14610	14180	13010	8745	
		%	100,8	95	91,9	88,5	85,9	78,8	53	
Частота вращения ротора КНД	$n_{кнд}$	об/мин	10750	9560	8950	8270	7770	6500	—	
		%	90,7	80,7	75,5	69,8	65,5	54,8	—	
Температура масла на входе в двигатель	$t_{м,вх}$	°C	На всех режимах на земле и в полете от минус 5 до 90							
Давление масла на входе в двигатель на земле и в полете	p_m	кгс/см ²	На всех режимах на земле и в полете 2,0 — 4,5							
Часовой расход топлива	G_t	не более кг/ч	855	632	538	451	396	301	—	
Температура газов за турбиной, не более	T_b	°C	630	570	550	На всех режимах не более 550°C				600

2. Если кромка движка не пересекает линию графика для данной температуры (например, при $H=6$ км и $t_{\text{приб}} = -15^{\circ}\text{C}$); то в этом случае двигатель работает в зоне постоянной частоты вращения ротора КВД, которая должна быть равна для режимов: "Номинальный" $(95 \pm 1)\%$
 "0,85 номинального" $(92 \pm 1)\%$.

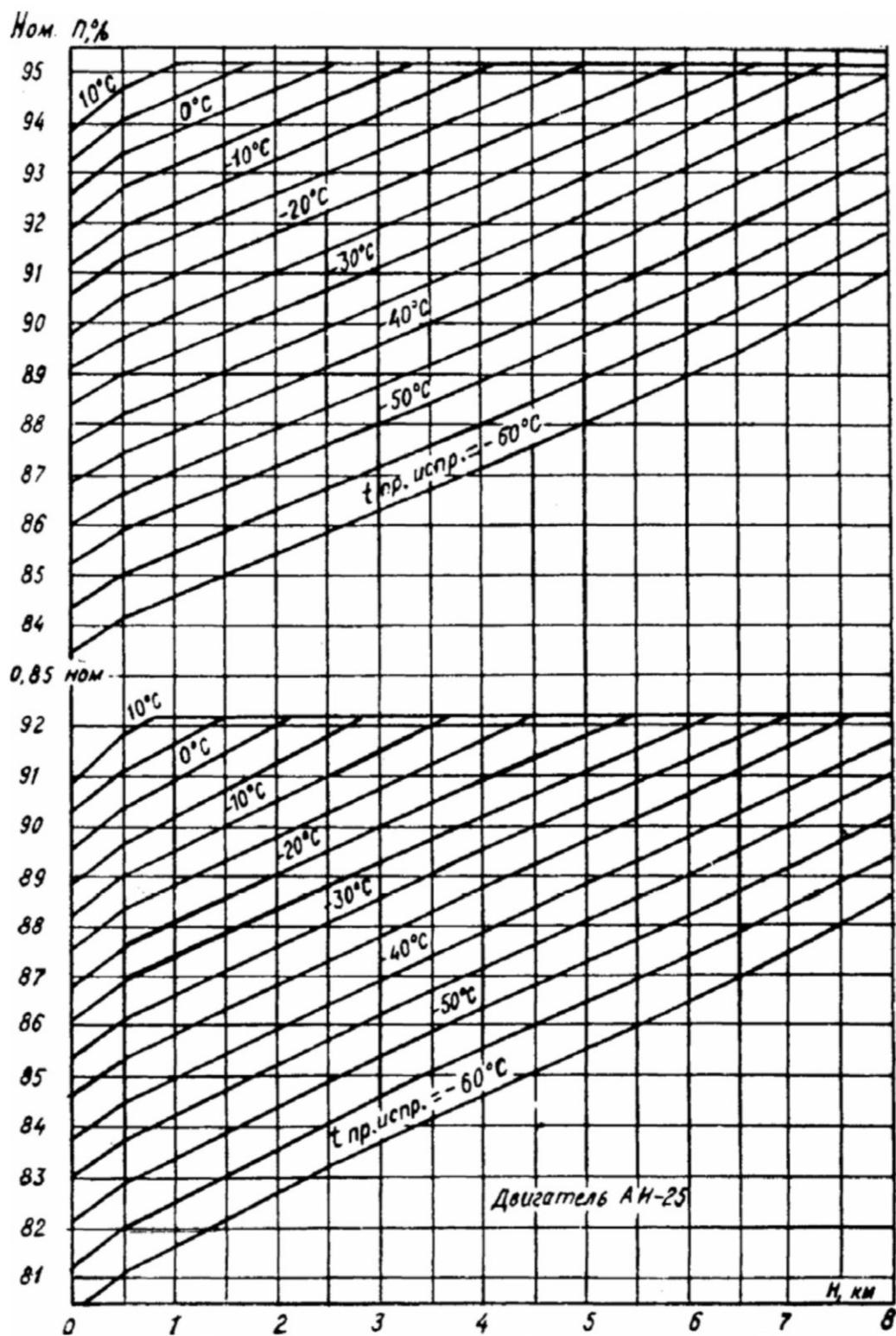


Рис. 6.5. График изменения частоты вращения ротора КВД в полете (на режимах "Номинальный" и "0,85 номинального")

Снижение с эшелона

-В целях экономии топлива снижение с эшелона выполнять на режиме «минимального километрового расхода топлива», для чего перед началом снижения установить режим работы двигателей 0,4 номинального и не изменяя высоты полета, уменьшить истинную скорость до 420 км/ч (по тонкой стрелке прибора), после чего производить снижение выдерживая эту скорость.

-Перед началом снижения установить задатчик «Начало герметизации» на давление аэродрома посадки. На аэродромах, расположенных выше 2400 м; установку задатчика производить за 5-10 мин до начала снижения.

-Снижение до высоты 6000 м выполнять на истинной скорости полета не более 600 км/ч, ниже 6000 м - на скорости не более $V_{пр}$ 450 км/ч. Снижение до высоты 4000 м выполнять на режимах работы двигателей не ниже полетного малого газа (ПМГ).

-Снижение с эшелона перехода до высоты круга выполнять с плавным уменьшением скорости до $V_{пр}=300$ км/ч и вертикальной скорости до нуля. Вертикальные скорости выдерживать путем подбора частоты вращения роторов двигателей.

Время, пройденное расстояние и расход топлива при снижении.
Полетная масса самолета 13 500 кг

Высота, м	Скоростное снижение $V_{\text{пп}}=450 \text{ км/ч}$				Снижение на режиме минимального расхода топлива					
	Время, мин	Расстояние, км	Расход топлива, кг	Вертикальная скорость, м/с	Частота вращения ротора двигателя, пквд, %	Время, мин	Путь, км	Расход топлива, кг	Вертикальная скорость, м/с	Частота вращения ротора двигателя, пквд, %
8100	24,7	221	428	4	88-91	29,7	206	345	4	70-80
8000	24,2	218	420	4	88-91	29,2	203	340	4	70-80
7000	19,6	176	344	4	88-91	24,5	170	295	4	70-80
6000	15,3	135	268	4	88-91	19,7	138	245	4	70-80
5000	11,1	96	186	4	88-91	15,1	106	191	4	70-80
4000	7,1	59	111	4-8	82-87	10,7	74	137	4	70-80
3000	5,1	41	78	8	73-77	6,4	44	79	4	70-80
2000	3	24	46	8	73-77	2,7	18	30	4-8	70-80
1000	1	8	14	8	69-72	0,8	6	9	8	70-80
500	0	0	0	0	69-72	0	0	0	0	70-80

Заход на посадку и посадка

-После снижения до высоты круга установить скорость $V_{пр}=300—280$ км/ч, включить кран кольцевания топлива, установив переключатель в положение «Открыто».

-В простых метеоусловиях днем третий и четвертый развороты выполнять с креном не более 30° , а в сложных метеоусловиях и ночью — не более 25° .

-Для обеспечения экономии топлива заход на посадку выполнять по следующей методике:

а) При заходе на посадку с прямой или в случае, если выход из четвертого разворота предполагается на удалении не менее 5—6 км до точки входа в глиссаду (ТВГ) независимо от ширины маршрута:

— четвертый разворот выполнять с убранным шасси и закрылками на $V_{пр}=300—280$ км/ч с креном не более 25° ;

— на прямой за 5 км до ТВГ дать команду выпустить шасси;

— за 3-4 км до ТВГ начинать выпуск закрылков на 20° с одновременным уменьшением скорости до $V_{пр}=270—250$ км/ч;

— за 1—2 км до ТВГ начинать довыпуск закрылков на 35° с одновременным уменьшением скорости до $V_{пр}=210—200$ км/ч;

б) При заходе на посадку в случае, если выход из четвертого разворота предполагается на удалении не более 3 км до ТВГ при ширине прямоугольного маршрута 12 и 7 км;

— между третьим и четвертым разворотами (за 2—3 км до начала четвертого разворота) последовательно выпустить шасси и закрылки на 20° с одновременным уменьшением скорости до $V_{пр}=270—250$ км/ч;

— четвертый разворот выполнять на скорости $V_{пр}=270—250$ км/ч с углом крена не более 25° ;

— после выхода из четвертого разворота начинать довыпуск закрылков на 35° с одновременным уменьшением скорости до $V_{пр}=210—200$ км/ч;

в) При ширине прямоугольного маршрута 4 км в случае, если выход из четвертого разворота предполагается на удалении не более 3 км до ТВГ;

— перед третьим разворотом (за 2-3 км до третьего разворота) последовательно выпустить шасси и закрылки на 20° с одновременным уменьшением скорости до $V_{пр}=270—250$ км/ч;

— выполнить третий и четвертый развороты на $V_{пр}=270—250$ км/ч с креном не более 25° ;

— после выхода из четвертого разворота на $V_{пр}=250—230$ км/ч довыпустить закрылки на 35° с одновременным уменьшением скорости до $V_{пр}=210—200$ км/ч.

-Перед входом в глиссаду выпустить фары. Включить свет фар на высоте не менее 100м.

-После выпуска закрылков в посадочное положение установить скорость снижения 200—210 км/ч. В случае наличия на штурвале остаточных тянувших усилий при полностью отклоненном стабилизаторе $\varphi = -6^\circ$ разрешается отклонить закрылки до 30° с сохранением скорости захода на посадку.

-При подходе к ДПРМ выключить систему кондиционирования, если нет условий для обледенения.

-До высоты 4—6 м выполнять полет по продолженной глиссаде с пролетом торца ВПП на высоте 15—10 м. На высоте 6—4 м уменьшить режим работающих двигателей до малого газа и начать выравнивание самолета. Приземление производить без длительного выдерживания над полосой на скорости на 10-20 км/ч меньше скорости пересечения порога ВПП с вертикальной скоростью 0,5—1,0 м/с. Через 2—3 с после приземления самолета на основные колеса плавно опустить колесо передней стойки шасси после чего приступить к эффективному торможению.

Применение РТУ на посадке

Посадку самолета с использованием РТУ следует выполнять на аэродромы с ограниченной длиной ВПП, на мокрые, заснеженные и обледеневшие полосы и в особых случаях посадки.

Примечания: 1. При выполнении посадки с использованием РТУ на аэродромах, расположенных с превышением над уровнем моря более 1000 м, рекомендуется устанавливать боковым двигателям режим 80% по КВД.

2. При заходе на посадку в условиях обледенения с закрылками, отклоненными на 20°, применение РТУ осуществляется без предварительной установки среднего двигателя на номинальный режим, т. е. на высоте полета не более 15 м вначале включается РТУ (открываются створки), а затем средний двигатель выводится на номинальный режим.

-После пролета ДПРМ установить среднему двигателю «Номинал», уточнив режим работы боковых двигателей. До высоты 6—4 м выполнить полет по продолженной глиссаде с пролетом торца ВПП на высоте 10—15 м.

-На высоте 6—4 м уменьшить режим работающим боковым двигателям до малого газа и начинать выравнивание самолета, дав команду: «Реверс».

Контроль включения реверсивного устройства осуществляется по загоранию желтого светосигнального табло «Реверс вкл.» и появлению характерного шума.

-Приземление самолета происходит на скорости на 10—20 км/ч меньше скорости пересечения порога ВПП с вертикальной скоростью 0,5—1,0 м/с. В остальном посадка самолета осуществляется так же, как и без использования реверсивного устройства. Скорость начала торможения не ограничивается.

-Перед остановкой самолета, на скорости 10—20 км/ч, уменьшить режим работы среднего двигателя до малого газа и выключить РТУ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:

-ПОСЛЕ ВКЛЮЧЕНИЯ РТУ УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ НЕВОЗМОЖЕН.

-УСТАНОВКУ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЯ «РЕВЕРС ВКЛ. — ОТКЛ.» В НЕЙТРАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ ПРОИЗВОДИТЬ НЕ РАНЕЕ ЧЕМ ЧЕРЕЗ 5 с ПОСЛЕ ЗАГОРАНИЯ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОРА «РЕВЕРС ОТКЛ.».

Уход на второй круг

Уход на второй круг с выпущенным шасси и закрылками, отклоненными в посадочное положение, разрешается выполнять независимо от полетной массы самолета с любой высоты, вплоть до высоты начала выравнивания для аэродромов, расположенных с превышением над уровнем моря до 800 м. На аэродроме, расположенном с превышением над уровнем моря от 800 до 1500 м, уход на второй круг следует выполнять с высоты не менее 20 м, на аэродромах от 1500 до 2200 м - с высоты не менее 30 м.

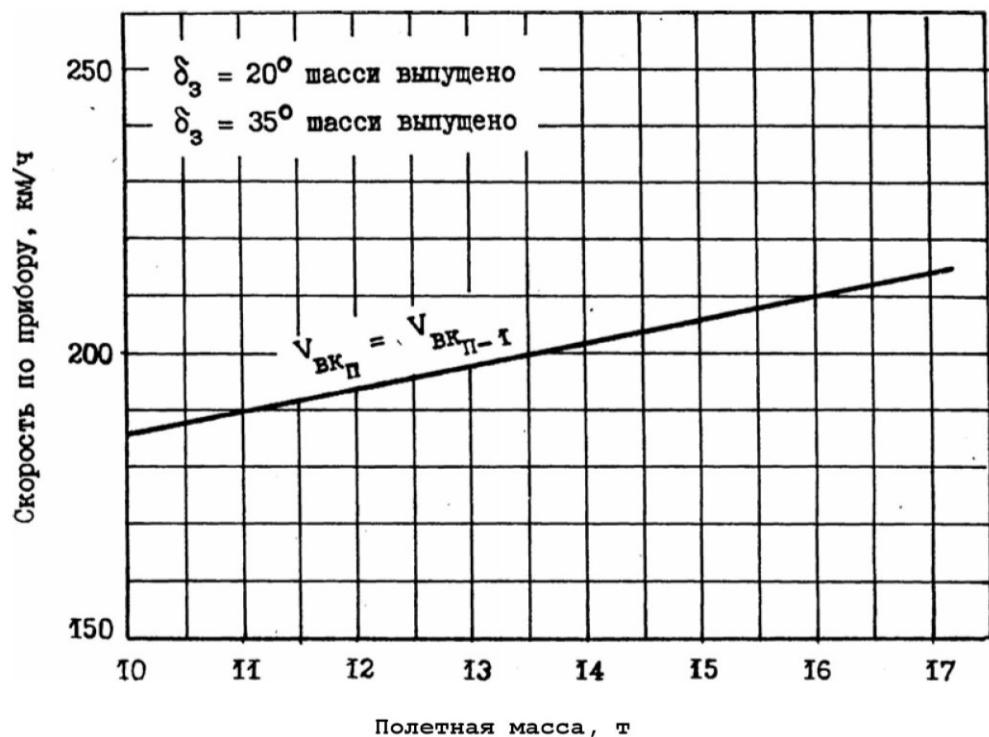


Рис. 7.22. Скорости на посадке

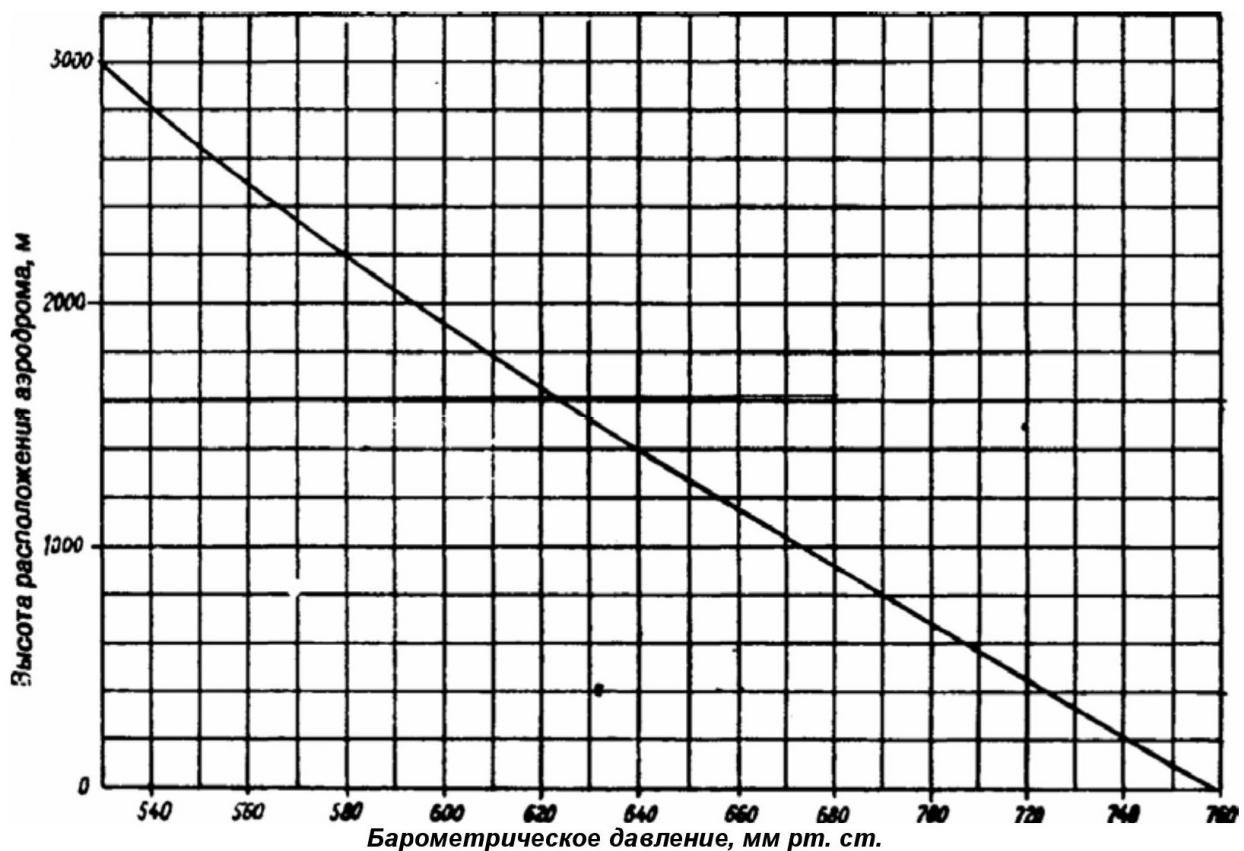


Рис. 7.2. Перевод барометрического давления в высоту расположения аэродрома

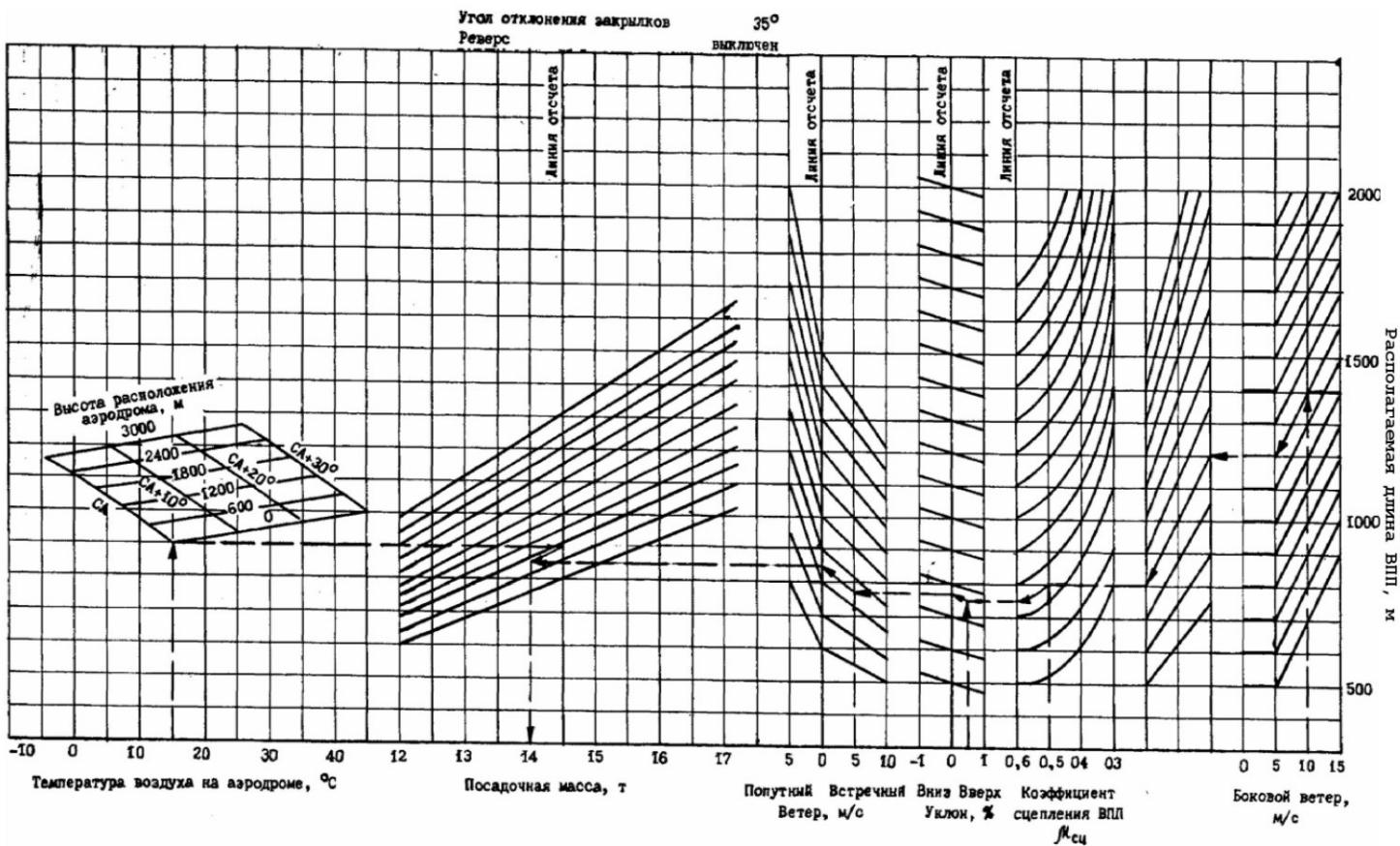


Рис. 7.23. Максимальная посадочная масса в зависимости от расположаемой длины ВПП (с использованием реверсивного устройства среднего двигателя)

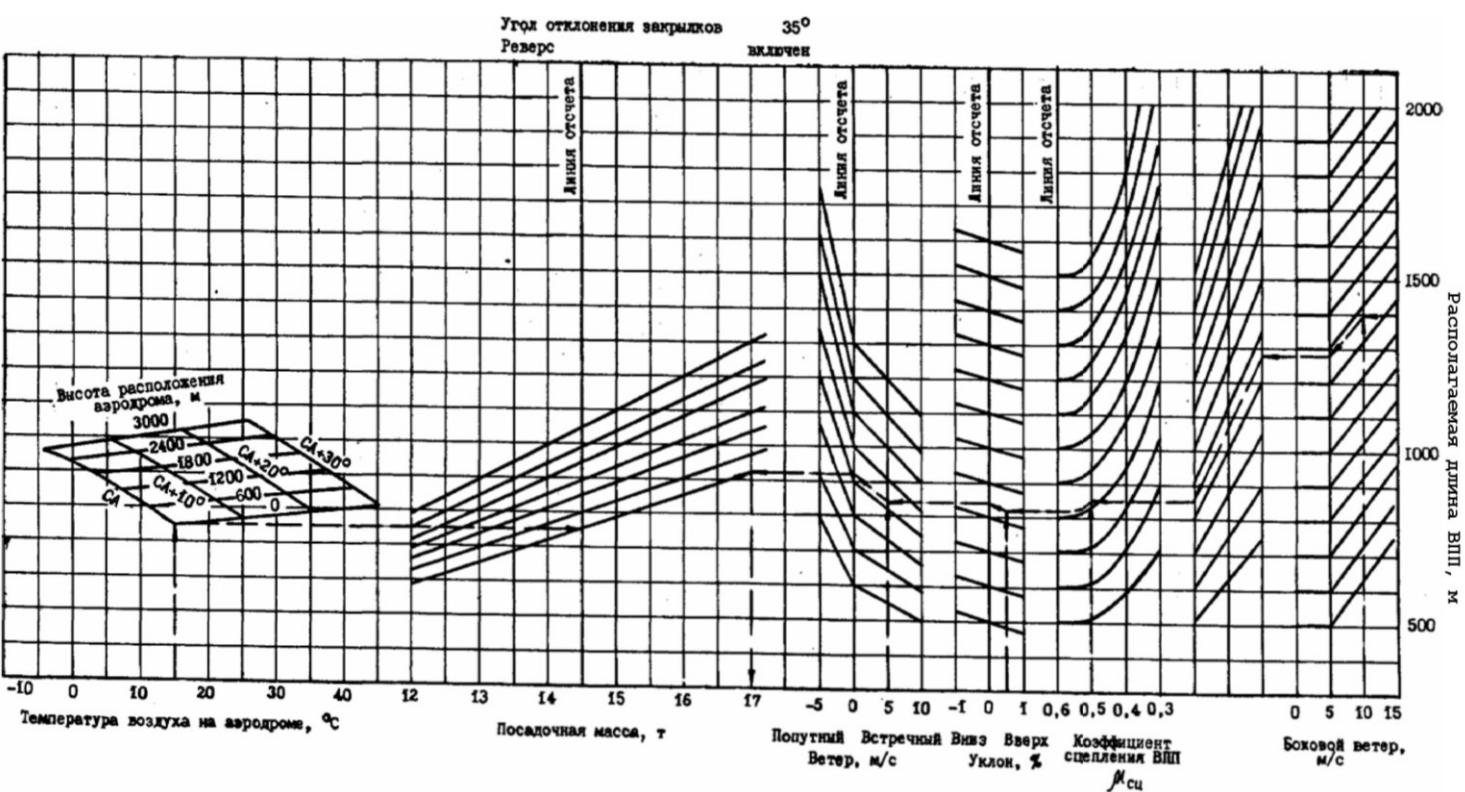


Рис. 7.24. Максимальная посадочная масса в зависимости от расположаемой длины ВПП (без использования реверсивного устройства среднего двигателя)

4.14. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНИЯ

4.14.1. ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ И РУЛЕНИЕ

1. Перед запуском двигателей переключатели противообледенительной системы, расположенные на правом пульте, должны быть выключены.
2. При температуре воздуха у земли 8°C и ниже, наличии облачности, тумана, снегопада, дождя или мороси, после запуска каждого двигателя включить соответствующий переключатель «Обогрев двигателей на земле», при этом должен загореться светосигнализатор того двигателя, обогрев которого включен.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ПРИ НАЛИЧИИ НА ЗЕМЛЕ УСЛОВИЙ ОБЛЕДЕНИЯ РАБОТА ДВИГАТЕЛЕЙ БЕЗ ВКЛЮЧЕНИЯ СИСТЕМЫ ОБОГРЕВА ДВИГАТЕЛЕЙ НА ЗЕМЛЕ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.
2. ВКЛЮЧАТЬ НА ЗЕМЛЕ ОБОГРЕВ НЕРАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.
3. ПРИ ВКЛЮЧЕННОМ ОБОГРЕВЕ ДВИГАТЕЛЯ НА ЗЕМЛЕ РАБОТА ЕГО НА РЕЖИМЕ ВЫШЕ НОМИНАЛЬНОГО ДОПУСКАЕТСЯ НЕ БОЛЕЕ ЧЕМ 1 МИН ИЗ-ЗА ОПАСНОСТИ ПЕРЕГРЕВА КОНСТРУКЦИИ ВОЗДУХОЗАБОРНИКА.

3. После запуска среднего двигателя для обеспечения обогрева канала воздухозаборника этого двигателя необходимо включить систему кондиционирования переключателем «Включение сист. норм.» При этом должен погаснуть светосигнализатор «Сист. выкл.».

Расход воздуха, поступающего в систему кондиционирования, контролировать по УРВК-18К, показания которого должны быть в пределах 5-8 ед. (при работе системы кондиционирования на 1-м режиме).

В целях предупреждения повышенного отбора воздуха от среднего двигателя систему кондиционирования следует включать, как минимум, при двух работающих двигателях, т.е. средний двигатель в условиях обледенения запускать последним.

4. На стоянке, перед выруливанием на исполнительный старт независимо от метеоусловий, на все время полета:
 - включить АЗС сигнализатора обледенения РИО-3 «Сигнал, обледен. двиг. лев., прав.» (на самолетах с 36-й серии — АЗС «Сигнал, облед.»);
 - установить переключатель «Авар, обогрев РИО—Работа—Контроль—Лев. Прав.» (на самолетах 36-й серии — переключатель «Работа — Контроль») в положение «Работа»;
 - установить выключатель обогрева стекол «I ступень» — «II ступень» («Слабо» — «Сильно») в положение «I ступень» («Слабо»);
 - включить АЗС «Обогрев стекол — Лев., прав.».

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. АЗС «ОБОГРЕВ СТЕКОЛ — ЛЕВ., ПРАВ.» РАЗРЕШАЕТСЯ ВКЛЮЧАТЬ В ТОМ СЛУЧАЕ, ЕСЛИ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ «I СТУПЕНЬ» — «II СТУПЕНЬ» («СЛАБО» — «СИЛЬНО») НАХОДИТСЯ В ПОЛОЖЕНИИ «I СТУПЕНЬ» («СЛАБО»).
2. РАБОТА ДВИГАТЕЛЕЙ НА ЗЕМЛЕ НА РЕЖИМАХ НИЖЕ 0,4 НОМИНАЛЬНОГО В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНИЯ РАЗРЕШАЕТСЯ В ТЕЧЕНИЕ НЕ БОЛЕЕ 5 МИН С ПОСЛЕДУЮЩИМ УВЕЛИЧЕНИЕМ РЕЖИМА ДО 0,6 НОМИНАЛЬНОГО, НА КОТОРОМ НЕОБХОДИМО ПРОРАБОТАТЬ НЕ МЕНЕЕ 1 МИН.

5. Перед взлетом, на исполнительном старте, независимо от метеоусловий, включить обогрев приемников полного давления и датчика ДУА-3М на все время полета.

6. Перед взлетом при температуре воздуха у земли 8°C и ниже и наличии в районе аэродрома облачности, тумана, снегопада, дождя или мороси на исполнительном старте после получения разрешения на взлет:

- на режиме работы двигателей не ниже 0,6 номинального включить противообледенительную систему на «Предварительный режим», при этом должны гореть светосигнализаторы «Обогрев двигателей включен» и дополнительно загореться светосигнализатор «Предвар.» Выключить переключатели «Обогрев двигателей на земле»;
- установить переключатель обогрева стекол в режим «II ступень» («Сильно»).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ВО ИЗБЕЖАНИЕ ПЕРЕГРЕВА КОНСТРУКЦИИ ВРЕМЯ РАБОТЫ НА ПРЕДВАРИТЕЛЬНОМ РЕЖИМЕ СИСТЕМЫ ПРОТИВООБЛЕДЕНИЯ НА ЗЕМЛЕ НЕ ДОЛЖНО ПРЕВЫШАТЬ 5 с ПОСЛЕ УСТАНОВКИ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЯ В ПОЛОЖЕНИЕ «ПРЕДВ.».

2. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ВКЛЮЧАТЬ НА ЗЕМЛЕ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНУЮ СИСТЕМУ ПЛАНЕРА НА ПОЛНЫЙ РЕЖИМ ВВИДУ ОПАСНОСТИ ПЕРЕГРЕВА КОНСТРУКЦИИ.

3. ЭЛЕКТРООБОГРЕВ СТЕКОЛ НАЧИНАЕТ ЭФФЕКТИВНО РАБОТАТЬ ЧЕРЕЗ 4-5 МИН ПОСЛЕ ПЕРЕКЛЮЧЕНИЯ С РЕЖИМА «I СТУПЕНЬ» («СЛАБО») НА РЕЖИМ «II СТУПЕНЬ» («СИЛЬНО»).

4.14.2. ВЗЛЕТ И НАБОР ВЫСОТЫ

1. Запрещается производить взлет, если на поверхности самолета имеются какие либо отложения льда, снега или инея.

2. На взлете и в наборе высоты при температуре воздуха 8°C и ниже и наличии облачности, тумана, снегопада, дождя или мороси сразу после перевода двигателей на номинальный режим:

- включить противообледенительную систему на режим «Полн.» и убедиться в том, что загорелся светосигнализатор «Полн.» и продолжают гореть светосигнализаторы «Обогрев двигателей включен»;
- переключить обогрев стекол на режим «II ступень» («Сильно»).

3. На всех этапах полета следует контролировать работу противообледенительной системы по загоранию светосигнализаторов, расположенных на правом пульте кабины пилотов, «Полн.» и «Обогрев двигателей включен».

Контроль за попаданием самолета в зону обледенения производится по загоранию красных светосигнальных табло на приборной доске «Облед. Лев.» и «Облед. прав.» (на самолетах с 36-й серией светосигнальное табло "Обледенение") или визуально по отложению льда на стеклах, крыле и стеклоочистителях.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ПЕРЕКЛЮЧЕНИЕ РЕЖИМА ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ СБЛОКИРОВАНО С ПОЛОЖЕНИЕМ РУД СРЕДНЕГО И ПРАВОГО ДВИГАТЕЛЕЙ ВКЛЮЧЕНИЕ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ НА РЕЖИМ «ПОЛН.» ПРОИЗВОДИТСЯ ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА РЕЖИМЕ «НОМИНАЛЬНЫЙ» И НИЖЕ. ПРИ УСТАНОВКЕ РЕЖИМОВ ДВИГАТЕЛЕЙ ВЫШЕ НОМИНАЛЬНОГО, СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКИ ПЕРЕКЛЮЧАЕТСЯ С ПОЛНОГО РЕЖИМА НА ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ.

2. В СВЯЗИ С НЕУСТОЙЧИВОЙ РАБОТОЙ СИГНАЛИЗАТОРА ОБЛЕДЕНИЯ РИО-3 УСТАНОВКА ВЫКЛЮЧАТЕЛЯ АВТОМАТИЧЕСКОГО ВКЛЮЧЕНИЯ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ В ПОЛОЖЕНИЕ «АВТОМ.» ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

3. НА ВСЕХ ЭТАПАХ ПОЛЕТА ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ОБОГРЕВА КАНАЛА СРЕДНЕГО ДВИГАТЕЛЯ ДОЛЖНА БЫТЬ ВКЛЮЧЕНА СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ.

4. Набор высоты с включенной противообледенительной системой выполнять на скоростях, соответствующих максимальной скороподъемности (рис.7.30—7.34). Время набора высоты 6000 м с включенной противообледенительной системой увеличивается на 3 мин.

5. После выхода самолета из зоны обледенения при полной уверенности в отсутствии льда на защищаемых поверхностях выключить противообледенительную систему самолета и двигателей, а выключатель обогрева стекол установите в положение «I ступень».

4.14.3. ПОЛЕТ НА ЭШЕЛОННЕ

1. При полете на эшелоне противообледенительную систему включать на режим «ПОЛН.», а обогрев стекол переключать на режим «II ступень» («Сильно») перед входом в облачность, туман, снегопад, дождь или морось при температуре воздуха 8°C и ниже.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВКЛЮЧЕНИЕ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ НА РЕЖИМ «ПОЛН.» В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ НА ВСЕХ ВЫСОТАХ ПРИ СОХРАНЕНИИ РЕЖИМА РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ ВЕДЕТ К УМЕНЬШЕНИЮ СКОРОСТИ $V_{\text{пр}}$ НА 20-30 КМ/Ч И УВЕЛИЧЕНИЮ КИЛОМЕТРОВЫХ РАСХОДОВ ТОПЛИВА НА 10—12%.

2. В полете в условиях обледенения при уменьшении дальности радиосвязи по УКВ-2 вести связь с УВД по УКВ-1.

4.14.4. СНИЖЕНИЕ, ЗАХОД НА ПОСАДКУ И ПОСАДКА

1. Перед входом в облачность, туман, снегопад, дождь или морось при температуре воздуха 8°C и ниже снижение, заход на посадку и посадку выполнять с включенной противообледенительной системой в режиме «полн.» и обогревом стекол в режиме «II ступень» («Сильно»). Для повышения эффективности работы противообледенительной системы режим работы двигателей должен быть не ниже 0,4 номинального.

При заходе на посадку в условиях обледенения применение РТУ осуществлять без предварительной установки среднего двигателя на номинальный режим, т. е. на высоте полета не более 15 м вначале включается РТУ, а затем средний двигатель выводится на номинальный режим.

2. Выключение противообледенительной системы при посадке в условиях возможного обледенения производить в следующем порядке.

В конце пробега:

- выключить противообледенительную систему самолета и включить «Обогрев двигателей на земле»;
- переключить обогрев стекол с режима «II ступень» («Сильно») на режим «I ступень» («Слабо»);
- выключить обогрев ППД и датчика ДУА-3М.

После зарулевания на стоянку перед выключением двигателей выключить:

- обогрев двигателей на земле;
- обогрев стекол;
- сигнализаторы обледенения РИО-3.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: 1. РУЛЕНИЕ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ПРОИЗВОДИТЬ НА РЕЖИМЕ РАБОТЫ СРЕДНЕГО ДВИГАТЕЛЯ НЕ НИЖЕ 0,4 НОМИНАЛЬНОГО.
2. ВО ИЗБЕЖАНИЕ ОБЛЕДЕНЕНИЯ КАНАЛА СРЕДНЕГО ДВИГАТЕЛЯ СИСТЕМУ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ОТКЛЮЧАТЬ ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ СРЕДНЕГО ДВИГАТЕЛЯ.

4.14.5. УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ

1. При уходе на второй круг в условиях обледенения противообледенительную систему не выключать.
2. Уход на второй круг с тремя работающими двигателями при включенной противообледенительной системе с выпущенным шасси и закрылками, отклоненными на угол 35° , разрешается выполнять независимо от полетной массы самолета с высоты не менее 50 м над уровнем аэродрома. (Действия экипажа при уходе самолета на второй круг см. 4.8).

4.14.6. ОСОБЫЕ СЛУЧАИ ПРИ ПОЛЕТЕ В ЗОНЕ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

1. При отказе двух двигателей противообледенительная система автоматически отключается. В этом случае необходимо включить обогрев работающего двигателя, установив переключатель «Обогрев двигателей на земле» в положение «Включено», доложить о возникшей аварийной ситуации диспетчеру УВД и принять все меры к немедленному выводу самолета из зоны обледенения.