

033-41
ВУД

НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ

~~_____~~

Экз. № ~~1461~~

ВЗЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ
САМОЛЕТОВ Ил-12, С-47, Ли-2
и По-2

Составил старший инженер П. П. АКИЛОВ
Ответственный редактор М. П. МОГИЛЕВСКИЙ

1933 ~~17~~



1961 г.



ПРИКАЗАНИЕ

заместителя начальника Главного управления
Гражданского воздушного флота

30 апреля 1948 г.

№ 102/п.

Москва

СОДЕРЖАНИЕ: О введении в действие материалов по «Взлетным характеристикам самолетов: Ил-12, С-47, Ли-2 и По-2».

Ввести в действие разработанные НИИ ГВФ материалы «Взлетные характеристики самолетов: Ил-12, С-47, Ли-2 и По-2».

Заместитель начальника Главного управления
Гражданского воздушного флота
генерал-майор авиации ЧАНКОТАДЗЕ.

I. ВЗЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

В сводке летных данных самолетов приводятся значения их взлетных характеристик для некоторых определенных условий старта. Обычно такие характеристики даются для нормального полетного веса при взлете с аэродрома со стандартной поверхностью покрытия в безветрие.

Однако взлет самолета в реальных, различных условиях эксплуатации — при высокой температуре воздуха с высокогорных аэродромов с песчаным покровом, особенно в безветрие, — может быть значительно усложнен, в связи с чем для обеспечения безопасности самолета во время взлета, полетный вес самолета должен строго соответствовать стартовым условиям.

Для возможности оценки длин разбега и взлетных дистанций в таких сложных условиях старта, разработаны приводимые ниже таблицы взлетных характеристик для самолетов Ил-12, С-47, С-47А, С-47В, Ли-2 и По-2.

Взлетные характеристики в таблицах приводятся для различных вариаций полетного веса, высот превышения аэродромов над уровнем моря, типов поверхностей аэродромов и скоростей встречного ветра. Длины разбега (расстояния от начала старта до момента отрыва) обозначены буквой Р; дистанции взлета, т. е. горизонтальные проекции длин участков, проходимых самолетом от начала старта до преодоления препятствия высотой 25 м на полосе подхода, обозначены буквой Д.

Таблицы взлетных характеристик каждого из самолетов составлены для трех различных типов поверхностей аэродрома: бетонированной, твердой дерновой и мягкой (аэродром с высокой травой, с мягким дерновым грунтом).

Для каждого типа поверхностей приняты в расчете три высоты превышения аэродрома над уровнем моря по Международной стандартной атмосфере: на уровне моря, 1000 м и 2000 м.

Длины разбега и дистанции взлета даются для различных весов самолета, возможных в эксплуатации, и с учетом различных возможных скоростей встречного ветра: при штиле, 4 м/сек, 8 м/сек и 12 м/сек.

Значения длины разбега и взлетной дистанции для промежуточных величин полетного веса, высот аэродрома, скоростей ветра и

для промежуточных по типу поверхностей аэродромов определяются путем интерполяции, т. е. как среднее арифметическое между двумя соседними значениями.

Высота аэродрома определяется по специальной таблице в зависимости от фактических показаний давления и температуры наружного воздуха в момент старта (см. стр. 10.).

В этой таблице в верхней горизонтальной строке приведены давления наружного воздуха в пределах от 800 мм рт. ст. до 600 мм через каждые 10 мм. В вертикальном столбце слева указаны значения температуры наружного воздуха в пределах от -50°C до $+50^{\circ}\text{C}$ через каждые 5° .

1. Самолет Ил-12

При разработке таблиц для определения длины разбега (Р) и взлетной дистанции (Д) самолета Ил-12 в различных условиях старта были приняты следующие основные положения:

1. Используется форсированный режим работы моторов;

$$n=2500 \text{ об/мин и } P_0=1200 \text{ мм рт. ст.}$$

2. Щитки и закрылки отклонены во взлетное положение, на 17° .
3. Стартовая полоса не имеет уклона.
4. Взлет нормальный — без подрыва на разбеге и без излишнего выдерживания перед набором высоты.
5. Взлетная дистанция рассчитана на преодоление препятствия высотой 25 м.

Примечание. По сравнению с форсированным режимом использование для взлета номинального режима работы моторов ($n=2400$ об/мин и $P_0=1000$ мм рт. ст.) увеличивает длину разбега самолета и взлетную дистанцию на 20%.

2. Самолеты С-47, С-47А и С-47В

Таблица для определения взлетных характеристик составлена в соответствии с американской инструкцией для следующих основных условий взлета:

1. Взлетный режим работы моторов $n=2700$ об/мин, $P_0=46$ дюймов рт. ст.
2. Взлет с закрытыми щитками.
3. Юбки капотов моторов открыты на 15° .
4. Взлет производится на автоматически обогащенной смеси.
5. Взлетная дистанция рассчитана на преодоление препятствия высотой 15 м (50 футов).
6. Взлет нормальный, без подрыва на разбеге и без излишнего выдерживания перед набором высоты.

Примечание. На каждые 10°C выше 0°C необходимо полученную по таблице длину разбега для взлетную дистанцию увеличить на 10%.

3. Самолет Ли-2

При разработке таблицы для определения взлетных характеристик были приняты следующие основные условия:

1. Взлетный режим работы моторов: $n=2200$ об/мин, $P_0=1050$ мм рт. ст.
2. Взлет производится на полностью обогащенной смеси.
3. Щитки на взлете закрыты.
4. Взлет — нормальный, без подрыва на разбеге и без излишнего выдерживания перед набором высоты.
5. Взлетная дистанция рассчитана на преодоление препятствия высотой 25 м.

4. Самолет По-2

Особенности винтомоторной группы с винтом фиксированного шага заключаются в том, что при даче мотору полного газа на земле «на месте» он даст строго определенное число оборотов. С приобретением самолетом поступательной скорости число оборотов мотора растет за счет раскрутки винта. Эта раскрутка и была учтена при расчете взлетных характеристик самолета.

При разработке таблицы для определения взлетных характеристик за основу было принято число оборотов мотора n_0 при работе его на полном газе на земле «на месте».

Число оборотов «на месте» n_0 в зависимости от температуры и давления наружного воздуха меняется и для высот, исчисленных по стандартной атмосфере, будет следующим:

Для высоты $H=0$	— $n_0=1580$ об/мин
» » $H=1000$ м	— $n_0=1560$
» » $H=2000$ м	— $n_0=1540$

Предполагается нормальное пилотирование самолета на взлете, без подрыва на разбеге и без излишнего выдерживания перед набором высоты.

Взлетная дистанция рассчитана на преодоление препятствия высотой 25 м.

В случае установки на самолетах моторов, прошедших один или несколько ремонтов, следует учитывать, что у таких моторов число оборотов «на месте» n_0 может быть ниже обычного и это понижение числа оборотов должно учитываться как при определении длины разбега, так и при определении взлетной дистанции.

Для учета этого фактора даются две дополнительные таблицы: в одной приводится увеличение длины разбега в зависимости от возможного падения числа оборотов Δn_0 ; в другой — увеличение взлетной дистанции опять-таки в зависимости от падения n_0 .

Учет возможного падения числа оборотов производится следующим образом: по фактическим значениям давления и температуры наружного воздуха определяется высота аэродрома по Международной стандартной атмосфере и затем для этой высоты определяется нормальное число оборотов «на месте» путем интерполяции между тремя значениями n_0 , приведенными выше для МСА.

Сравнивая нормальное число оборотов с фактически имеющимся, определяют возможное падение оборотов как

$$\Delta n_0 = n_{0, \text{норм}} - n_{0, \text{факт}}$$

Далее, пользуясь таблицами, определяют поправки на увеличение длин разбега и взлетной дистанции в метрах.

II. ПРИМЕРЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЗЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

1. Для самолета Ил-12

Задано: температура наружного воздуха $t^{\circ} = +30^{\circ}\text{C}$. Атмосферное давление $P = 730$ мм рт. ст., аэродром с твердой дерновой поверхностью, полетный вес — 17 000 кг. Ветер отсутствует (штиль).

Определить: взлетные характеристики самолета: длину разбега — P и дистанцию взлета — D .

Пользуясь таблицей высот по Международной стандартной атмосфере, находим в точке пересечения горизонтали ($+30^{\circ}$) и вертикали (730 мм) значение высоты по МСА — 930 м.

Для твердой дерновой поверхности и полетного веса 17 000 кг при безветрии (штиль) из таблицы взлетных характеристик самолета Ил-12 получаем для высоты $H = 0$ длину разбега $P = 570$ м, а для высоты $H = 1000$ м длину разбега $P = 650$ м. Таким образом, при переходе от нуля к высоте 1000 м длина разбега увеличивается на 80 м, т. е. на каждые 100 м высоты разбег увеличивается на 8 м.

При вычислении поправок на промежуточные высоты следует высоту, полученную из таблицы МСА, округлять до целых сотен. В рассматриваемом примере поправки на влияние промежуточной высоты следует считать для 900 м при $H_{\text{МСА}} = 930$ м.

Таким образом, прибавка к длине разбега, взятой для нулевой высоты, составит 72 м, и разбег на высоте 930 м будет:

$$P = 570 + 72 = 642 \text{ м.}$$

Дистанция взлета — D определяется таким же образом, как и разбег.

Для высоты $H = 0$ дистанция $D = 1340$ м.

» » $H = 1000$ » $D = 1540$ м.

Мы имеем разницу 200 м на 1000 м высоты или 20 м на 100 м. Тогда, для высоты 930 м прибавка к дистанции при нулевой высоте будет 180 м, т. е. дистанция взлета будет равна 1520 м.

Определение взлетных характеристик для самолетов С-47 и Ли-2 производится таким же образом.

2. Для самолета По-2

Заданы те же атмосферные данные, что и в предыдущем примере: $t^{\circ} = +30^{\circ}\text{C}$, $P = 730$ мм рт. ст., скорость встречного ветра $W = 0$ (штиль), аэродром с твердой дерновой поверхностью.

Определить взлетные характеристики при полетном весе $G = 1100$ кг и при фактически полученном «на месте» количестве оборотов $n_0 = 1520$ об/мин.

Высота аэродрома по таблице высот равна $H = 930$ м.

По таблице взлетных характеристик для твердой дерновой поверхности и $G = 1100$ кг при безветрии длина разбега на нулевой высоте $P = 235$ м, а для высоты, равной 1000 м, $P = 330$ м. Таким образом, при изменении высоты от нуля до 1000 м длина разбега увеличивается на 95 м или на каждые 100 м высоты разбег увеличивается, примерно, на 10 м.

Прибавка к длине разбега на нулевой высоте составит 90 м, и разбег на высоте 930 м будет:

$$P = 235 + 90 = 325 \text{ м.}$$

По условиям примера при заданных t° и P мм мотор фактически дает «на месте» $n_0 = 1520$ об/мин.

Нормально работающий мотор должен давать для высоты $H = 0$ $n_0 = 1580$ об/мин; для высоты $H = 1000$ м $n_0 = 1500$ об/мин. Следовательно, для высоты $H = 930$ м n_0 должно быть $n_0 = 1562$ об/мин, т. е. примерно на 40 об/мин больше, чем это задано в примере.

Это уменьшение числа оборотов против нормального вызовет удлинение разбега. Поэтому нужно ввести поправку, найдя это удлинение.

В таблице увеличения разбега самолета По-2, в зависимости от падения числа оборотов, по $\Delta n_0 = 40$ об/мин.

для $P = 300$ м поправка — 40 м,

» $P = 400$ м поправка — 60 м.

Тогда для полученного ранее значения длины разбега $P = 325$ м поправка выразится в 45 м, и длина разбега с поправкой будет:

$$P = 325 + 45 = 370 \text{ м.}$$

Точно таким же образом определяется и дистанция взлета — D .

По таблице для $H = 0$ $D = 700$ м,

» $H = 1000$ м $D = 1000$ м.

Разница в дистанции будет 300 м на 1000 м высоты, или 30 м на 100 м высоты, и для высоты $H = 930$ м прибавка к дистанции на нулевой высоте выразится в 270 м (30×9).

Тогда дистанция будет: $D = 700 + 270 = 970$ м.

Введем поправку на снижение оборотов $\Delta n_0 = 40$ об/мин. По таблице увеличения дистанции при $\Delta n_0 = -40$ об/мин, читаем: для $D = 1000$ м поправку — 300 м. Эту поправку принимаем для дистанции 970 м, ввиду малого отличия от 1000 м.

Дистанция с поправкой на увеличение будет окончательно равна:

$$D = 970 + 300 = 1270 \text{ м.}$$

ТАБЛИЦА ВЫСОТ НАД УРОВНЕМ МОРЯ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ТЕМПЕРАТУРЫ И ДАВЛЕНИЯ НАРУЖНОГО ВОЗДУХА ПО МСА

P мм t°	P мм																			P мм t°		
	800	790	780	770	760	750	740	730	720	710	700	690	680	670	660	650	640	630	620		610	600
50	700	780	890	1020	1150	1280	1430	1570	1710	1860	2010											50
45	520	630	750	870	1000	1130	1270	1410	1560	1710	1860	2000	2130									45
40	350	470	590	720	840	970	1110	1250	1400	1550	1690	1830	1970	2110								40
35	170	300	430	570	670	800	950	1090	1250	1380	1530	1680	1800	1960	2110							35
30	0	+130	270	400	510	630	780	930	1080	1210	1360	1500	1630	1790	1950	2100						30
25		-50	+90	230	340	470	620	770	910	1050	1190	1320	1460	1610	1770	1930	2070					25
20			-90	+50	+170	300	460	600	740	880	1020	1150	1290	1450	1590	1750	1900	2060				20
15					0	+120	270	420	570	710	850	970	1120	1270	1420	1570	1720	1890	2040			15
10				-130		-60	+90	250	380	530	680	800	970	1100	1240	1400	1540	1700	1850	2030		10
5							-100	+50	200	350	500	630	780	920	1060	1210	1370	1530	1680	1850	2040	5
0								-150	0	+160	310	470	600	740	880	1030	1180	1350	1500	1660	1850	0
-5									-40	+130	250	410	560	700	850	1000	1160	1310	1470	1650	1850	-5
-10										-80	+70	220	370	510	660	810	980	1130	1290	1460	1650	-10
-15											-140	+20	+180	330	470	630	790	950	1090	1270	1470	-15
-20												-190	-40	+130	270	430	600	750	900	1060	1240	-20
-25														-90	+70	230	400	550	700	870	1050	-25
-30															-140	+20	+190	340	500	660	830	-30
-35																	-200	-30	+130	290	460	-35
-40																			-90	+70	240	-40
-45																				-150	+20	-45
-50																					-190	-50

ТАБЛИЦА ВЗЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА Ил-12 С МОТОРАМИ АШ-82

Покров аэродрома		Бетонированная поверхность						Твердая дерновая поверхность						Мягкая поверхность					
		на уровне моря		1000 м		2000 м		на уровне моря		1000 м		2000 м		на уровне моря		1000 м		2000 м	
полетный вес	скорости ветра	высота		P	D	P	D	P	D	P	D	P	D	P	D	P	D	P	D
		16 000 кг	Штиль	440	1130	510	1280	680	1530	470	1170	560	1330	750	1610	520	1210	620	1400
4 м/сек	360		970	420	1110	570	1330	380	1010	460	1150	630	1390	420	1070	510	1220	710	1480
8 м/сек	290		840	340	950	460	1150	310	860	370	990	510	1200	340	900	410	1070	580	1270
12 м/сек	230		730	270	820	370	980	240	760	290	750	420	1030	270	780	330	900	470	1100
16 500 кг	Штиль	480	1210	560	1380	740	1650	530	1260	610	1440	820	1750	580	1320	680	1530	920	1870
	4 м/сек	390	1050	460	1200	620	1430	430	1090	500	1250	690	1520	480	1150	570	1330	760	1620
	8 м/сек	320	900	370	1020	510	1230	340	930	400	1080	560	1300	380	980	470	1140	630	1390
	12 м/сек	250	780	300	890	410	1050	280	800	330	930	460	1120	310	860	380	980	510	1200
17 000 кг	Штиль	520	1290	600	1470	790	1790	570	1340	650	1540	880	1900	620	1410	720	1640	1000	2070
	4 м/сек	420	1110	490	1280	670	1560	470	1160	540	1340	740	1660	510	1230	610	1420	830	1780
	8 м/сек	340	950	400	1110	540	1340	370	1000	440	1140	600	1420	420	1060	500	1220	680	1530
	12 м/сек	270	880	320	950	440	1150	300	860	350	980	490	1220	330	900	410	1040	560	1300
17 500 кг	Штиль	560	1380	650	1590	860	1960	610	1440	710	1680	960	2090	680	1530	790	1790	1100	2290
	4 м/сек	460	1200	540	1380	720	1690	500	1250	590	1460	800	1800	560	1330	660	1560	920	1910
	8 м/сек	370	1020	440	1190	590	1450	410	1080	480	1250	650	1540	460	1140	540	1340	750	1620
	12 м/сек	290	890	350	1020	480	1250	330	930	400	1080	530	1320	370	980	440	1150	620	1320
18 000 кг	Штиль	590	1510	690	1730	920	2160	640	1580	760	1840	1020	2270	710	1680	850	1980	1160	2490
	4 м/сек	490	1320	580	1500	760	1850	530	1370	640	1600	850	1870	590	1460	720	1720	960	2190
	8 м/сек	400	1130	470	1290	630	1580	430	1170	520	1370	690	1600	480	1250	580	1470	780	1980
	12 м/сек	310	970	380	1110	510	1340	350	1000	430	1170	570	1360	390	1080	480	1260	640	1640

ТАБЛИЦА ВЗЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА Ли-2 С МОТОРАМИ АШ-62ИР

Покров аэродрома		Бетонированная поверхность						Твердая дерновая поверхность						Мягкая поверхность					
высота		на уровне моря		1000 м		2000 м		на уровне моря		1000 м		2000 м		на уровне моря		1000 м		2000 м	
полетный вес	скорости ветра	Р	Д	Р	Д	Р	Д	Р	Д	Р	Д	Р	Д	Р	Д	Р	Д	Р	Д
9 000 кг	Штиль	270	720	320	810	400	1000	285	735	345	890	450	1155	310	755	355	910	455	1205
	4 м/сек	210	615	255	740	325	955	230	625	275	770	355	1010	240	645	310	785	305	1055
	8 м/сек	160	515	190	630	225	815	175	530	210	655	255	870	180	545	240	670	310	925
	12 м/сек	115	430	145	530	185	685	130	440	155	540	215	735	130	450	185	560	235	770
10 000 кг	Штиль	305	935	405	1130	520	1485	375	960	470	1155	575	1550	410	1010	495	1230	635	1630
	4 м/сек	265	800	330	950	420	1305	300	805	355	1010	460	1345	340	880	405	1070	520	1420
	8 м/сек	205	690	255	855	330	1130	235	715	285	870	365	1155	260	750	320	925	420	1220
	12 м/сек	150	575	190	710	255	905	175	600	215	735	285	980	200	630	240	790	320	1055
11 000 кг	Штиль	425	1105	510	1450	655	1960	460	1230	570	1730	740	2055	510	1285	635	1610	835	2175
	4 м/сек	335	1035	410	1350	525	1730	380	1070	455	1320	615	1825	410	1120	520	1460	700	1890
	8 м/сек	265	890	325	1180	425	1520	295	925	355	1120	485	1570	325	970	420	1210	570	1680
	12 м/сек	200	760	250	1035	330	1320	230	790	275	970	395	1375	245	830	300	1045	460	1430
11 500 кг	Штиль	465	1350	565	1640	725	2265	515	1420	645	1725	840	2400	565	1485	730	1860	955	2520
	4 м/сек	375	1180	455	1470	600	1980	420	1235	530	1500	705	2120	460	1285	605	1640	815	2220
	8 м/сек	290	1025	350	1230	480	1705	330	1075	425	1300	575	1870	365	1110	485	1420	670	1935
	12 м/сек	220	870	280	1065	375	1485	255	910	330	1110	465	1615	280	955	380	1230	570	1680
12 000 кг	Штиль	515	1510	630	1860	815	2595	575	1585	705	1960	940		645	1670	805	2070	1090	
	4 м/сек	420	1325	515	1645	670	2315	465	1385	575	1680	790		530	1460	600	1825	925	
	8 м/сек	330	1150	410	1440	540	2045	365	1190	475	1465	660		425	1265	530	1585	780	
	12 м/сек	255	970	310	1245	430	1790	285	1025	375	1285	520		325	1090	420	1375	650	

ТАБЛИЦА ВЗЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТОВ С-47, С-47А И С-47В

Покров аэродрома		Бетонированная поверхность						Твердая дерновая поверхность						Мягкая поверхность					
высота		на уровне моря		1000 м		2000 м		на уровне моря		1000 м		2000 м		на уровне моря		1000 м		2000 м	
полетный вес	скорости ветра	Р	Д	Р	Д	Р	Д	Р	Д	Р	Д	Р	Д	Р	Д	Р	Д	Р	Д
10 000 кг	Штиль	280	425	330	500	460	640	285	435	340	520	480	660	305	475	380	570	555	730
	4 м/сек	220	360	260	430	375	540	230	370	270	440	390	560	240	400	310	485	470	620
	8 м/сек	160	290	200	350	300	450	170	300	210	370	315	470	185	330	245	400	380	510
	12 м/сек	110	230	150	280	230	370	125	240	160	300	240	380	145	260	190	330	290	420
11 000 кг	Штиль	345	530	420	615	545	800	350	550	435	640	570	820	395	610	500	700	670	920
	4 м/сек	280	450	340	525	450	690	290	465	355	540	480	710	325	510	410	600	565	800
	8 м/сек	220	370	275	440	360	580	225	385	285	450	390	600	255	430	330	500	470	690
	12 м/сек	165	300	210	350	280	475	170	315	220	370	300	490	190	350	260	400	370	580
12 000 кг	Штиль	410	650	515	740	655	980	425	670	535	765	680	1010	490	750	625	950	810	1150
	4 м/сек	330	560	420	630	550	860	330	585	440	630	580	890	400	640	510	830	690	1000
	8 м/сек	270	460	340	520	450	740	280	485	345	550	480	750	325	540	430	710	570	870
	12 м/сек	205	375	270	430	360	620	215	390	270	450	380	640	250	440	330	610	460	730
13 000 кг	Штиль	490	795	620	900	810	1200	510	820	645	930	870	1250	590	910	760	1030	1070	1440
	4 м/сек	410	680	515	780	690	1040	420	710	545	810	730	1050	500	790	640	900	890	1250
	8 м/сек	325	570	430	670	570	870	340	600	450	700	600	910	410	680	530	770	720	1070
	12 м/сек	250	470	340	560	460	750	265	490	350	590	480	790	320	570	420	650	570	900
13 500 кг	Штиль	540	890	685	1010	915	1340	560	915	720	1060	990	1400	655	1030	870	1200	1230	1660
	4 м/сек	445	770	590	880	770	1180	470	790	610	920	820	1220	550	900	730	1040	1040	1450
	8 м/сек	350	660	490	750	630	1010	380	690	510	790	670	1030	460	770	600	870	850	1240
	12 м/сек	275	530	390	640	490	850	290	580	410	670	530	870	360	650	480	750	680	1040

ТАБЛИЦА ВЗЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА По-2 С МОТОРОМ М-11Д

полетный вес	скорости ветра	Бетонированная поверхность						Твердая дорожная поверхность						Мягкая поверхность					
		на ур.-не моря		1000 м		2000 м		на ур.-не моря		1000 м		2000 м		на ур.-не моря		1000 м		2000 м	
		Р	Д	Р	Д	Р	Д	Р	Д	Р	Д	Р	Д	Р	Д	Р	Д	Р	Д
900 кг	Штиль	130	450	180	595	245	820	105	455	185	605	275	845	150	485	215	540	315	900
	4 м/сек	95	345	125	470	170	645	100	340	130	460	190	680	105	375	150	500	225	715
	8 м/сек	55	255	80	345	110	480	60	245	50	345	120	490	60	275	95	370	145	535
	12 м/сек	35	165	45	235	60	335	40	160	50	230	65	345	40	175	55	245	80	375
1000 кг	Штиль	170	550	230	755	330	1115	180	560	255	770	370	1150	175	585	285	810	440	1225
	4 м/сек	115	430	160	590	235	880	125	440	175	600	265	925	145	45	290	630	310	930
	8 м/сек	70	315	100	440	155	670	80	325	116	445	175	710	95	330	130	465	210	755
	12 м/сек	40	220	55	300	90	465	45	230	65	310	105	510	50	220	70	330	120	540
1100 кг	Штиль	220	680	300	975	450	1650	235	700	330	1065	495	1740	270	730	375	1080	630	1915
	4 м/сек	150	535	215	770	320	1315	165	545	235	790	355	1420	185	570	285	855	480	1550
	8 м/сек	90	400	150	570	210	1035	105	400	155	595	230	1100	130	475	190	655	315	1200
	12 м/сек	45	270	75	400	145	770	55	275	90	440	150	825	65	280	110	455	185	800
1200 кг	Штиль	285	870	395	1345	600	2750	310	800	440	1385	605	2845	355	945	555	1550	970	3100
	4 м/сек	200	680	285	1075	435	2240	220	705	310	1120	510	2375	265	705	485	1315	705	2385
	8 м/сек	130	510	190	815	295	1730	145	520	210	865	350	1825	170	485	325	1035	485	1635
	12 м/сек	70	365	110	575	180	1270	80	370	120	630	210	1340	90	310	200	770	310	1485
1300 кг	Штиль	365	1145	510	2000	805	3990	390	1180	585	2070	970	3230	450	1270	790	1790	1200	3600
	4 м/сек	260	920	370	1650	600	3290	290	945	430	1790	715	3230	320	1025	590	1815	1315	3800
	8 м/сек	170	705	240	1290	410	2090	200	725	355	1340	495	210	785	400	125	575	245	700
	12 м/сек	95	505	135	950	255	1115	115	520	165	990	315	1155	125	575	245	700	200	770
1350 кг	Штиль	415	1330	585	2530	925	4650	455	1330	670	2730	1155	3995	590	1440	925	2000	1400	4000
	4 м/сек	295	1045	420	2035	680	3335	335	1160	490	2290	860	3595	425	1175	680	2290	1615	4475
	8 м/сек	180	810	285	1595	475	2230	220	800	330	1595	595	2595	290	915	475	1710	1260	3600
	12 м/сек	110	590	165	1190	300	1330	130	570	205	1065	395	1595	170	670	300	1170	800	2300

ТАБЛИЦА УВЕЛИЧЕНИЯ ДИСТАНЦИИ ВЗЛЕТА САМОЛЕТА По-2 ДО ПРЕПЯТСТВИЯ ВЫСОТОЙ 25 м В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ПАДЕНИЯ ЧИСЛА ОБОРОТОВ МОТОРА ПРИ РАБОТЕ НА ЗЕМЛЕ «НА МЕСТЕ»

Дл ₀	Дистанция, м						
	200	400	600	800	1000	1200	1400
- 20 об/мин.	10	35	50	80	150	215	310
- 40	20	60	105	170	300	450	640
- 60	35	90	160	260	465	685	970
- 80	45	115	200	340	605	920	1285
- 90	50	125	220	385	685	1040	-

ТАБЛИЦА УВЕЛИЧЕНИЯ ДЛИНЫ РАЗБЕГА САМОЛЕТА По-2 ДО МОМЕНТА ОТРЫВА В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ПАДЕНИЯ ЧИСЛА ОБОРОТОВ МОТОРА ПРИ РАБОТЕ НА ЗЕМЛЕ «НА МЕСТЕ»

Дл ₀	Разбег, м									
	80	100	200	300	400	500	600	700	800	900
- 20 об/мин.	5	5	10	20	25	40	55	65	80	100
- 40	10	10	20	40	60	75	110	130	175	200
- 60	15	15	35	60	95	120	170	200	265	295
- 80	20	20	40	75	125	160	225	275	360	390
- 90	25	25	45	90	145	175	275	310	400	440

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
I. Взлетные характеристики	5
1. Самолет Ил-12	8
2. Самолеты С-47, С-47А и С-47В	7
3. Самолет Ли-2	—
4. Самолет По-2	8
II. Примеры определения взлетных характеристик	—
1. Для самолета Ил-12	—
2. Для самолета По-2	—
Таблица высот над уровнем моря в зависимости от температуры и давления наружного воздуха по МСА	10
Таблица взлетных характеристик самолета Ил-12 с моторами АИИ-82	11
Таблица взлетных характеристик самолета Ли-2 с моторами АИИ-62ИР	12
Таблица взлетных характеристик самолетов С-47, С-47А и С-47В	13
Таблица взлетных характеристик самолета По-2 с мотором М-11Д	14
Таблица увеличения дистанции взлета самолета По-2 до препятствия высотой 25 м в зависимости от падения числа оборотов мотора при работе на земле «на месте»	15
Таблица увеличения длины разбега самолета По-2 до момента отрыва в зависимости от падения числа оборотов мотора при работе на земле «на месте»	—

