

САМОЛЕТ Ла-11

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

КНИГА ПЕРВАЯ

ОБОРОНГИЗ
1950

САМОЛЕТ

Ла-11

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ



КНИГА ПЕРВАЯ

ОБЩИЕ ДАННЫЕ И ЛЕТНО-ТАКТИЧЕСКИЕ
ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

ГОСУДАРСТВЕННОЕ
ИЗДАТЕЛЬСТВО ОБОРОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ
Москва 1950

Составлено по материалам государственных
испытаний самолета Ла-11 в ГК НИИ ВВС,
акт № 198, июль 1948 г.

Книгу составили:
В. О. Токаев и Б. М. Каневский

ОГЛАВЛЕНИЕ

Глава I

Общие сведения

	Стр.
1. Краткие сведения о самолете	3
2. Геометрические данные самолета	7
3. Винтомоторная группа	8
4. Регулировочные данные	—
5. Весовые и центровочные данные	9

Глава II

Летно-тактические характеристики самолета

1. Горизонтальные скорости	11
2. Скороподъемность	13
3. Взлетно-посадочные характеристики	16
4. Взлетно-посадочные характеристики самолета, оборудованного противообледенительными устройствами и приборами слепой посадки	—
5. Маневренность самолета	19
6. Дальность и продолжительность полета на различных режимах	—

ГЛАВА I

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

1. КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЕТЕ

Самолет Ла-11 конструкции лауреата Сталинской премии С. А. Лавочкина представляет собой одноместный цельнометаллический истребитель-моноплан с мотором воздушного охлаждения АШ-82ФН и винтом ВИШ-105В4 диаметром 3,1 м.

На самолете установлены три синхронные пушки НС-23С калибра 23 мм. Увеличенный запас горючего позволяет использовать самолет в качестве истребителя сопровождения.

Для обеспечения безопасности полета в условиях обледенения самолеты с 4-й серии оборудованы противообледенительными устройствами крыла, винта, козырька и стабилизатора. На отдельных самолетах, начиная с самолета № 41 4-й серии, установлены приборы для слепой посадки.

Планер

Крыло трапецевидной формы в плане, с ламинарным профилем ЦАГИ, цельнометаллическое, разъемное, состоит из центроплана и двух отъемных частей. По силовой схеме крыло однолонжеронное, с обшивкой, работающей на кручение.

Лонжерон крыла (основной) несущий, задняя стенка—поддерживающая и участвует в работе на кручение.

Средние части нервюр центроплана имеют вырезы под кессон для установки бензобаков. Нервюры отъемной части крыла с № 1 по № 8 также имеют вырезы под кессоны для консольных бензобаков.

Для обогрева передней кромки отъемных частей крыла в отсеке между нервюрами № 8 и 10 в зоне между лонжеронами установлены обогревательные устройства (бензообогреватели БО-20) по одному на каждой.

Угол установки крыла $+1^\circ$. Поперечное V крыла равно 6° .

Элерон типа Фриз представляет собой дуралюминовый каркас с полотняной обшивкой. На левом элероне установлен управляемый триммер. Управление элеронами— жесткое, с помощью трубчатых тяг.

Посадочные щитки типа Шренк, расположены между элеронами и фюзеляжем. В месте разъема отъемной части крыла и центроплана щитки разделяются. Щитки подвешены на петлях. Уборка и выпуск щитков осуществляется от гидравлической системы. В убранном положении щитки запираются шариковым замком цилиндра уборки и выпуска.

Фюзеляж типа полумонокок состоит из трех частей: лафета, передней и хвостовой частей. Лафет представляет собой сварную ферму, служащую для крепления моторной рамы и агрегатов вооружения самолета.

Передняя и задняя части фюзеляжа изготовлены из дуралюмина и стыкуются между собой с помощью стальных узлов по шпангоуту № 7. Каркас фюзеляжа состоит из шпангоутов, лонжеронов, набора стрингеров и обшивки из дуралюминовых листов. Крепление фюзеляжа к центроплану осуществляется четырьмя стальными узлами и заклепочным швом по лонжеронам и бортовым нервюрам. На шпангоуте за спиной летчика установлена бронеспинка толщиной 8,5 мм.

Фонарь кабины летчика представляет собой каркас, застекленный плексигласом, и состоит из передней неподвижной части (козырька) средней, сдвижной части и задней, легкоъемной части. Козырек неподвижно закреплен на переднем борту кабины. Спереди в козырьке установлено бронестекло.

Средняя, сдвижная часть фонаря открывается и закрывается лебедкой, установленной на правом борту кабины, и имеет устройство для аварийного сбрасывания ее в полете. Сбрасывание осуществляется выдергиванием шарика-чеки, установленной в верхней части козырька. Задняя часть фонаря имеет бронестекло.

Оперение самолета свободнонесущее, имеющее симметричный профиль. Угол установки горизонтального оперения $+1^{\circ}30'$.

Стабилизатор цельнометаллический, состоит из двух частей (трапецевидной формы в плане), которые крепятся к хвостовой части фюзеляжа. По силовой схеме стабилизатор — однолонжеронный с обшивкой, работающей на кручение.

Лонжерон стабилизатора (задний) — основной, несущий: передняя стенка стабилизатора участвует только в работе на кручение. Угол установки стабилизатора не регулируется.

Стабилизатор имеет противообледенительное устройство, состоящее из токопроводящей резины, укрепленной на передней кромке стабилизатора.

Киль выполнен за одно целое с фюзеляжем.

Руль высоты состоит из двух половин и имеет дуралюминовый каркас с полотняной обшивкой. На левой половине руля установлен управляемый триммер.

Аэродинамическая компенсация осевая. В весовом отношении руль высоты скомпенсирован на 100%. Управление рулем высоты жесткое, при помощи трубчатых тяг. Управление триммером тросовое.

Руль поворота имеет дуралюминовый каркас с полотняной обшивкой, роговую компенсацию и управляемый триммер. В весовом отношении руль направления скомпенсирован до 75%. Управление рулем поворота и механизмом триммера тросовое.

Взлетно-посадочные устройства

Шасси консольное, с боковыми подкосами — цилиндрами уборки и выпуска, убирающееся в центроплан по направлению к оси самолета. Хвостовое колесо также убирающееся. Уборка и выпуск шасси и хвостового колеса осуществляется гидравлическими цилиндрами уборки и выпуска. Насос МШ-ЗА, установленный на моторе, создает давление жидкости, передаваемое поршням цилиндров для уборки и выпуска.

Гидросистема обеспечивает также выпуск и уборку посадочных щитков.

Шасси в убранном положении закрепляется в центроплане замками, которые при выпуске шасси открываются гидравлически. В выпущенном положении цилиндры уборки и выпуска шасси и хвостового колеса автоматически запираются гидравлически и шариковыми замками.

Аварийный выпуск шасси и хвостового колеса воздушный и осуществляется сжатым воздухом от бортового баллона. При аварийном выпуске шасси замки подвески шасси автоматически открываются воздушным цилиндром с тросовой проводкой.

Положения полного выпуска и уборки шасси отмечаются механическим указателем и световым сигнализатором. Сигнализация выпуска хвостового колеса только световая.

Амортизационные стойки шасси — воздушно-спирто-глицериновые, колеса однотормозные, колодочного типа, размером 660×160 мм.

Управление тормозами смонтировано на ручке управления самолетом. Дифференциал торможения колес связан с педалями ножного управления.

Амортизатор хвостового колеса воздушно-спирто-глицериновый с рычажной подвеской, колесо размером 300×125 мм. Вилка колеса может поворачиваться на 360° и имеет стопор, связанный с управлением рулем высоты.

Винтомоторная группа

На самолете установлен мотор АШ-82ФН воздушного охлаждения, имеющий взлетную мощность 1850 л. с. при 2500 об/мин и $p_k = 1200$ мм рт. ст. и номинальную мощность 1630 л. с. на высоте 1550 м при 2400 об/мин, $p_k = 1000$ мм рт. ст. На самолетах, начиная с 11-й серии, устанавливается автомат переключения скоростей нагнетателя АПСН-44. Редуктор мотора имеет передаточное число 11:16. Винт трехлопастный, типа ВИШ-105В4, диаметром 3,1 м, правого вращения. Запуск мотора осуществляется сжатым воздухом.

Управление шагом винта гидроцентробежное с автоматическим регулятором числа оборотов Р-7Е (или Р-7В). Углы установки лопастей винта от 22° (малый шаг) до 51° (большой шаг).

Выхлопные патрубки цилиндров № 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11 и 12 — индивидуальные. Патрубки цилиндров № 1 и 2, 13 и 14 — спаренные. Спаренные и индивидуальные патрубки имеют выход под боковые створки капота, по шесть патрубков с каждой стороны. Регулирование охлаждения цилиндровой группы осуществляется передними жалюзи и боковыми створками капота. Жалюзи управляются из кабины механически, боковые створки управляются электромеханизмом УР-7М.

Маслорадиатор ОП-812 сотовый, расположен в нижней части кольца капота мотора в туннеле, на выходе которого установлена управляемая створка (совок). Створка управляется электромеханизмом УР-7М.

Всасывающий патрубок расположен над мотором. Заборник всасывающего патрубка вписан в переднюю кромку кольца капота мотора. Во всасывающем патрубке имеется противопыльный фильтр, выключаемый в полете автоматически управляемой заслонкой. Управление заслонкой всасывающего патрубка гидравлическое, связанное с системой управления шасси.

Пять бензиновых баков общей емкостью 1070 — 1100 л расположены: три в центроплане, два в объемных частях крыла. Четыре бензобака мягкие, а центральный бензобак — жесткий, металлический и в нем установлен электрический поплавковый бензиномер БЭС-46. При расходовании бензина баки заполняются нейтральными газами из системы вы-

хлопа мотора, чем обеспечивается пожарная безопасность при простреле баков.

Масляный бак емкостью 63 л установлен внутри фюзеляжа впереди доски приборов и имеет центробежный воздухоотделитель.

Для предотвращения льдообразования и удаления льда с лопастей винта и передней части козырька фонаря на самолетах с 4-й серии введена установка противообледенителя, подающего спирт на лопасти винта и переднее стекло козырька. Установка состоит из бачка емкостью 15,3 л, электронасоса (агр. 256), системы трубопроводов и разбрызгивающих устройств.

Вооружение

На самолете установлены три синхронные пушки НС-23С конструкции Нудельмана и Суранова с боезапасом по 75 патронов на каждую. Пушки установлены на лафете фюзеляжа и стреляют через плоскость, ометаемую винтом.

Управление огнем воздушно-электрическое и обеспечивает стрельбу как залпом из всех трех пушек, так и раздельно — двух верхних или одной нижней. Управление перезаряданием — воздушное. Для стрельбы из пушек на ручке управления самолетом имеется кнопка, прикрываемая сверху предохранительной скобой.

Патроны к пушкам подаются из трех патронных коробок, установленных в металлической ферме фюзеляжа. Доступ к пушкам обеспечивается через съемные крышки капота мотора.

Автоматический прицел АСП-1Н или АСП-3Н установлен на специальном кронштейне под козырьком фонаря. Рукоятка ввода дальности в прицел смонтирована на рычаге газа двигателя.

Для контроля результатов боевой стрельбы самолет оборудован фотопулеметом С-13, установленным в носке правого крыла, в месте разема. Для контроля правильности прицеливания при учебно-тренировочных полетах предусмотрена установка над козырьком фонаря фотопулемета С-13.

Специальное оборудование

Специальное оборудование самолета состоит из пилотажно-навигационных приборов, приборов контроля работы мотора, радиооборудования, электрооборудования, кислородного оборудования и фотооборудования. Основные приборы расположены на амортизированной панели приборной доски. Средняя часть панели откидывается для обеспечения доступа к тыльной части приборов при монтаже и демонтаже их.

Радиооборудование самолета состоит из связной радиостанции РСИ-6, радиополукомпаса РПКО-10М и радиоопознавателя СЧ-3М. Основная антенная система самолета состоит из жесткой двухлучевой антенны (для радиостанции и радиополукомпаса), подвешенной на двух мачтах — основной и килевой. Основная мачта установлена с наклоном вперед. Дополнительная антенна — установки СЧ-3М — проходит от лобовых кромок стабилизатора до вводов на хвостовой части фюзеляжа.

Радиоаппаратура размещена в хвостовом отсеке фюзеляжа: радиостанция и радиополукомпас — между шпангоутами № 5 и 6 и СЧ-3М — между шпангоутами № 8 и 9 на специальных полках.

Рамка РПК типа РМД установлена в верхней части фюзеляжа, между шпангоутами № 8 и 9 в специальной коробке. Доступ к рамке обеспечивается через люк с крышкой из плексигласа, вписанной в контуры фюзеляжа.

Управление радиостанцией и радиополукомпасом — дистанционное. Щиток дистанционного управления радиоприемником установлен на левом борту кабины. Механизм дистанционной настройки РПК установлен на правой панели доски приборов. Переход с приема на передачу осуществляется кнопкой на рычаге газа.

Источником электроэнергии служит генератор ГСК-1500 без продува (номинальная мощность 1500 W) в комплекте с регуляторной коробкой РК-1500 А и аккумуляторная батарея 12А-10. На самолетах, оборудованных противообледенительными устройствами, генератор ГСК-1500 заменен генератором ГСН-3000 с регуляторной коробкой РК-3000.

Для локализации помех радиоприему, возникающих при работе генератора и регуляторной коробки, в электросистеме установлен сетевой электрический фильтр СФ-1А. Контроль за работой источников электроэнергии осуществляется вольтамперметром ВА-140.

Кислородное оборудование самолета состоит из кислородного прибора КП-14 типа «легочный автомат» и двух кислородных баллонов емкостью 4 и 8 л, установленных: первый — за шпангоутом № 5 фюзеляжа, второй — в правом носке центроплана и включенных в общий трубопровод параллельно. Кислородный прибор КП-14 обеспечивает также дополнительное питание непрерывным потоком кислорода посредством кнопки на приборе КП-14. Кран аварийной подачи кислорода установлен на правом пульте рядом с манометром и индикатором кислорода. На правом борту установлена коробка для кислородной маски.

В числе прочих приборов на самолете установлен дистанционный компас ПДК-45 и электрический комбинированный авиагоризонт с указателем поворота и скольжения.

На самолетах, оборудованных приборами для расчета слепой посадки, введены следующие дополнительные устройства:

1. Вместо радиополукомпаса РПКО-10М ставится радиокомпас АРК-5.

2. В целях определения абсолютной высоты полета на самолете устанавливается радиовысотомер РВ-2 с приемепередающими антеннами, расположенными под отъемными частями крыла.

3. Для приема сигналов УКВ маркерных радиомаяков предусмотрено маркерное радиоприемное устройство типа МРП-48 с антенной, расположенной в хвостовой части фюзеляжа снизу.

Бронирование самолета состоит из переднего и заднего бронестекол, установленных в фонаре, и бронеспинки, закрепленной на шпангоуте № 5 сзади сиденья летчика.

2. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

1. Размах крыльев	9800 мм
2. Удлинение	5,460
3. Длина корневой хорды	2491 мм
4. Длина концевой хорды	1080 "
5. Длина САХ	1932 "
6. Размах щитков	5450 "
7. Размах стабилизатора	3900 "
8. Длина самолета при стоянке	8460 "
9. Длина самолета в линии полета	8625 "
10. Высота самолета при стоянке	2990 "
11. Высота самолета в линии полета	3593 "
12. Ширина колеи шасси	2716 "
13. Расстояние между осями колеса шасси и хвостового колеса	5420 "
14. Расстояние от конца лопасти винта до земли (самолет в линии полета, пневматики колес и амортизационные стойки не обжаты)	278 "

15. Размах центроплана при снятых отъемных частях крыла (габаритный размер)	3250 мм
16. Площадь крыльев с элеронами	17,717 м ²
17. Аэродинамическая компенсация элеронов	25,3%
18. Весовая балансировка элеронов	100-10%
19. Площадь элеронов	1,18 м ²
20. Площадь посадочных щитков	2,5 "
21. Общая площадь горизонтального оперения без под- фюзеляжной части	3,567 "
22. Площадь стабилизатора	2,082 "
23. Площадь руля высоты с триммером	1,485 "
24. Площадь триммера руля высоты	0,05 "
25. Площадь осевой компенсации руля высоты	0,319 "
26. Общая площадь вертикального оперения	1,720 "
27. Площадь киля	0,739 "
28. Площадь руля поворота с триммером	0,981 "
29. Профиль крыла:	
а) у борта фюзеляжа	ЦАГИ-160545
б) на расстоянии 1635 мм от оси самолета в направлении размаха	ЦАГИ-150545
в) у начала элеронов	ЦАГИ-14145
г) на конце крыла	ЦАГИ-14145
30. Вывос шасси от оси переднего лонжерона	510 мм

3. ВИНТОМОТОРНАЯ ГРУППА

1. Мощность мотора при работе на первой скорости нагнетателя:

а) взлетная при $n=2500$ об/мин и $p_k=1200$ мм рт. ст.	1850 л. с.
б) номинальная у земли при $n=2400$ об/мин и $p_k=1000$ мм рт. ст.	1530 "
в) номинальная на высоте 1550 м при $n=2400$ об/мин и $p_k=1000$ мм рт. ст.	1630 "
г) эксплуатационная у земли при $n=2300$ об/мин и $p_k=900$ мм рт. ст.	1380 "

2. Мощность мотора при работе на второй скорости нагнетателя:

а) номинальная у земли при $n=2400$ об/мин и $p_k=1000$ мм рт. ст.	1210 л. с.
б) номинальная на высоте 4550 м при $n=2400$ об/мин и $p_k=1000$ мм рт. ст.	1430 "

3. Тип винта	ВИШ-105В4
4. Диаметр винта	3,1 м
5. Число лопастей	3
6. Суммарная емкость бензобаков	1070 - 1100 л
7. Емкость масляного бака	68 "

4. РЕГУЛИРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ

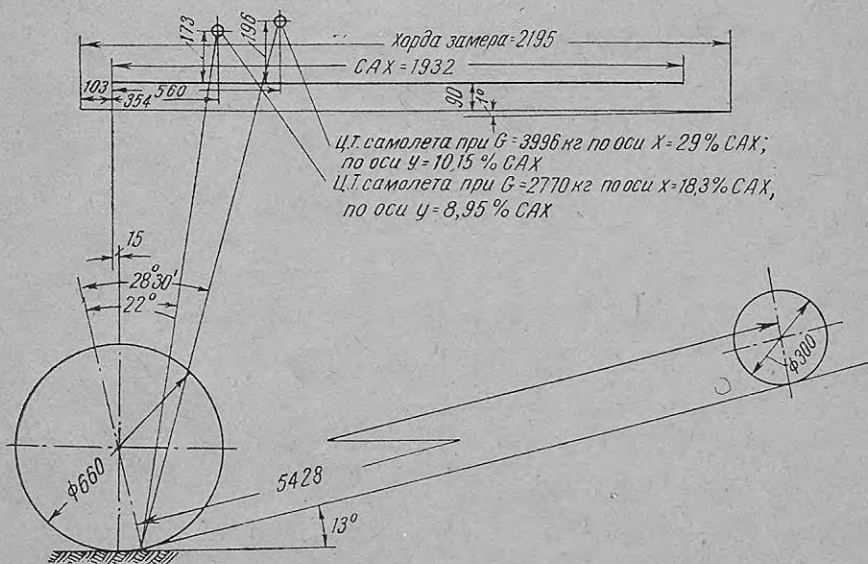
1. Угол установки крыла	$+1^{\circ} \pm 10'$
2. Поперечное V крыла по переднему лонжерону	$+6^{\circ} \pm 15'$
3. Угол установки стабилизатора	$+1^{\circ} 30'$
4. Угол установки киля	0
5. Отклонение руля высоты:	
вверх	21°
вниз	12°
6. Отклонение триммера руля высоты вверх и вниз	$\pm 17^{\circ}$
7. Отклонение руля поворота:	
вправо	25°
влево	25°
8. Отклонение триммера руля поворота вправо и влево	$\pm 17^{\circ}$
9. Отклонение элеронов:	
вверх	18°30'
вниз	18°30'

10. Отклонение посадочных щитков $60^{\circ} - 10^{\circ}$
11. Угол отклонения педали до ограничителя от нейтрального положения $25^{\circ} - 1^{\circ}$
12. Ход ручки управления самолетом от нейтрального положения:
 - от себя $16^{\circ} 30'$
 - на себя 27°
 - вправо 21°
 - влево 21°

5. ВЕСОВЫЕ И ЦЕНТРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ

Схема центровки показана на фиг. 1.

№ по пор.	Наименование варианта	Вес, кг		Центровка при выпущенном положении шасси в % САХ		Углы капотажа при торможении	
		Эталона	С установкой противообледенительных устройств и приборов слепой посадки	Эталона	С установкой противообледенительных устройств и приборов слепой посадки	Эталона	С установкой противообледенительных устройств и приборов слепой посадки
1	Вес пустого	2770	2793	18,3	16,5	22°	$21^{\circ} 30'$
2	Нормальный полетный вес (горючее в пяти баках)	3996	4070	29,0	28,9	$28^{\circ} 30'$	$28^{\circ} 20'$
3	Полетный вес при заполнении трех центральных баков	3730	—	27,8	—	$27^{\circ} 45'$	—



Фиг. 1. Центровка самолета.

В нагрузку нормального полетного веса входят следующие веса:

№ по пор.	Наименование	Вес на эталоне кг	Вес на самолете с установкой противообледенительных устройств и приборов слепой посадки, кг
1	Летчик с парашютом	90	90
2	Горючее	810	803
3	Масло	70	56
4	Вооружение (три пушки НС-23С)	111	111
5	Боезапас (225 патронов)	87	87
6	Спирт для противообледенительного устройства	—	14
7	Съемное оборудование	58	116
Всего		1226	1277

Предельно-эксплуатационные центровки

Передняя

При израсходованном боекомплекте (10% запаса горючего, 50% запаса масла) без АФА-ИМ 23,4% САХ
Капотажный угол с учетом торможения 25°

Задняя

а) При нормальном полетном весе 29% САХ
Капотажный угол с учетом торможения 28°30'
б) При заполнении трех центропланых баков 27,8% САХ
Капотажный угол с учетом торможения 27°45'

Примечание. Весовые и центровочные данные составлены по актам государственных и контрольных испытаний самолетов в ГК НИИ ВВС (акты № 115 и 198).

ГЛАВА II

ЛЕТНО-ТАКТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА ¹

1. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЕ СКОРОСТИ

Максимальные горизонтальные скорости по высотам при $G_n = 3996$ кг, $p_k = 1000$ мм рт. ст., $n = 2400$ об/мин (номин. режим) и 2500 об/мин (форсир. режим) приведены на фиг. 2 и в табл. 1.

Таблица 1

Максимальные горизонтальные скорости и значения наддува по высотам

$H_{ст}$ м	$V_{ст}$, км/час		p_k , мм рт. ст.	
	на номинальном режиме	на форсированном режиме	на номинальном режиме	на форсированном режиме
0	562	600	1000	1200
1000	591	627	1000	1200
2000	620	—	1000	—
3000	648	—	1000	—
3250*	656	—	1000	—
4000	650	—	920	—
5000	644	—	1015	—
6000	669	—	1015	—
6200**	674	—	1015	—
7000	662	—	915	—
8000	647	—	800	—

* Граница высотности на первой скорости нагнетателя на номинальном режиме.

** Граница высотности на второй скорости нагнетателя

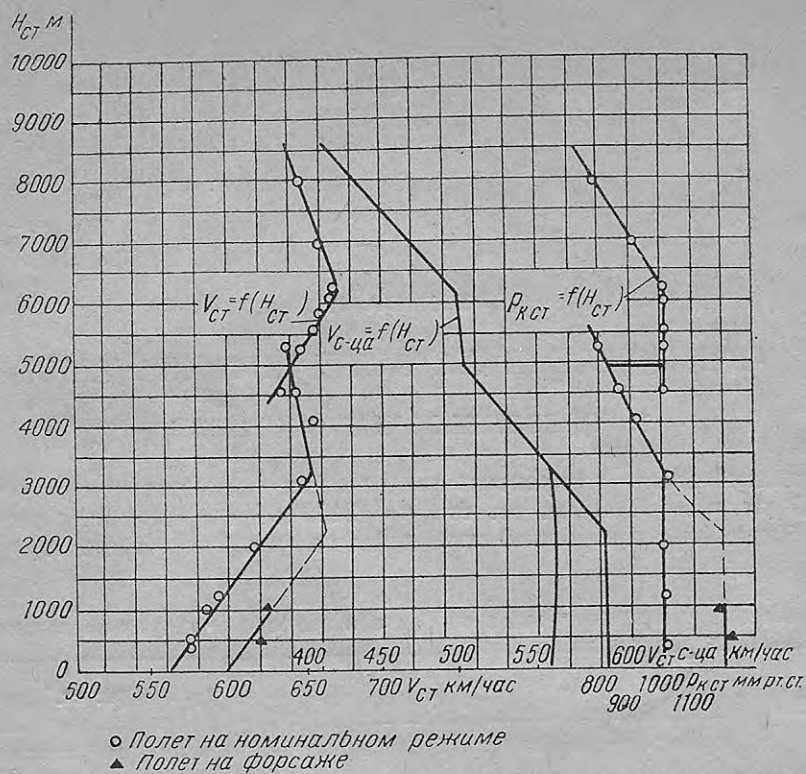
Максимальные скорости (см. табл. 1) соответствуют следующим положениям створок капота:

а) боковые створки капота мотора и заслонка маслорадиатора установлены по потоку;

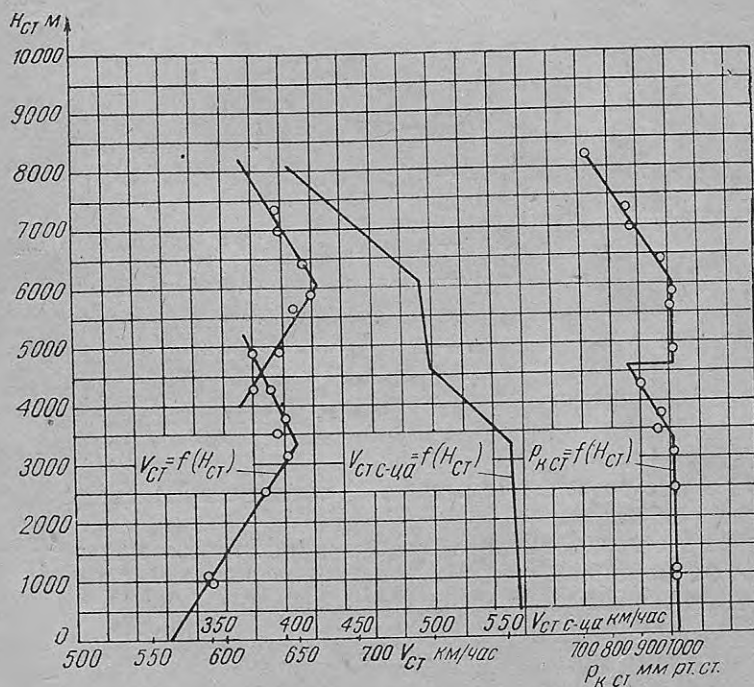
б) передние жалюзи мотора полностью убраны.

Примечание. Составлено по материалам государственных испытаний самолета в ГК НИИ ВВС, акт № 115, август 1947 г.

¹ По актам ГК НИИ ВВС № 115 и № 198.



Фиг. 2. График максимальных горизонтальных скоростей самолета и значений наддува по высотам.



Фиг. 3. График максимальных горизонтальных скоростей самолета и значений наддува по высотам. $G_n = 4070$ кг.

Максимальные горизонтальные скорости по высотам для самолета, оборудованного противообледенительными устройствами и приборами расчета на слепую посадку, $G_n = 4070$ кг, $p_k = 1000$ мм рт. ст., $n = 2400$ об/мин, приведены на фиг. 3 и в табл. 2.

Таблица 2

Максимальные горизонтальные скорости самолета и значения наддува по высотам для самолета, оборудованного противообледенительными устройствами и приборами слепой посадки

Полетный вес $G_n = 4070$ кг

Номинальный режим $n = 2400$ об/мин

$H_{ст}$ м	$V_{ст}$ км/час	$P_{кст}$ мм рт. ст.	$H_{ст}$ м	$V_{ст}$ км/час	$P_{кст}$ мм рт. ст.
0	563	1020	5000	638	1020
1000	589	1020	6000	662	1020
2000	615	1020	6050**	664	1020
3000	642	1020	7000	640	890
3300*	649	1020	8000	616	760
4000	636	935			

* Граница высотности на первой скорости нагнетателя.

** Граница высотности на второй скорости нагнетателя.

Максимальные горизонтальные скорости самолета (см. табл. 2) измерялись:

- при полностью открытых передних жалюзи мотора;
- при боковых створках капота и заслонках маслорадиатора, установленных по потоку;
- при открытых заслонках выхода воздуха из противообледенителя;
- на высотах более 6000 м при открытых на 70 мм боковых створках капота мотора.

2. СКОРОПОДЪЕМНОСТЬ

Скороподъемность самолета и значения наддува по высотам на номинальном режиме работы мотора при $G_n = 3996$ кг, $n = 2400$ об/мин приведены на фиг. 4 и в табл. 3.

Скороподъемность самолета (см. табл. 3) измерялась:

- при полностью открытых боковых створках капота мотора и заслонке маслорадиатора;
- при полностью закрытых передних жалюзи мотора.

Скороподъемность самолета и значения наддува по высотам на номинальном режиме работы мотора самолета, оборудованного противообледенительными устройствами и приборами расчета на слепую посадку, при $G_n = 4070$ кг, $n = 2400$ об/мин, приведены на фиг. 5 и табл. 4.

Скороподъемность самолета и значения наддува по высотам

Полетный вес $G_{\Pi} = 3996 \text{ кг}$ На номинальном режиме $n = 2400 \text{ об/мин}$

$H_{\text{ст}}$ м	Вертикальная скорость, м/сек	Время набора, мин.	P_k мм рт. ст.	Скорость набора высоты по прибору км/час
0	13,8	0	1010	322
1000	13,8	1,2	1010	322
2000	13,8	2,4	1010	322
2500*	13,8	3,0	1010	320
3000	12,9	3,6	950	318
4000	11,1	5,1	840	312,5
5000	10,4	6,6	1010	305
5500**	10,4	7,4	1010	299,5
6000	9,5	8,3	950	293,5
7000	7,3	10,3	830	279
8000	5,2	12,9	710	262,5
9000	3,1	16,9	580	242
10000	1,0	25,9	460	216
10250***	0,5	30,0	430	209

* Граница высотности при наборе на первой скорости нагнетателя на номинальном режиме.

** Граница высотности при наборе на второй скорости нагнетателя.

*** Практический потолок.

Таблица 4

Скороподъемность и значения наддува по высотам для самолета, оборудованного противообледенительными устройствами и приборами для слепой посадки

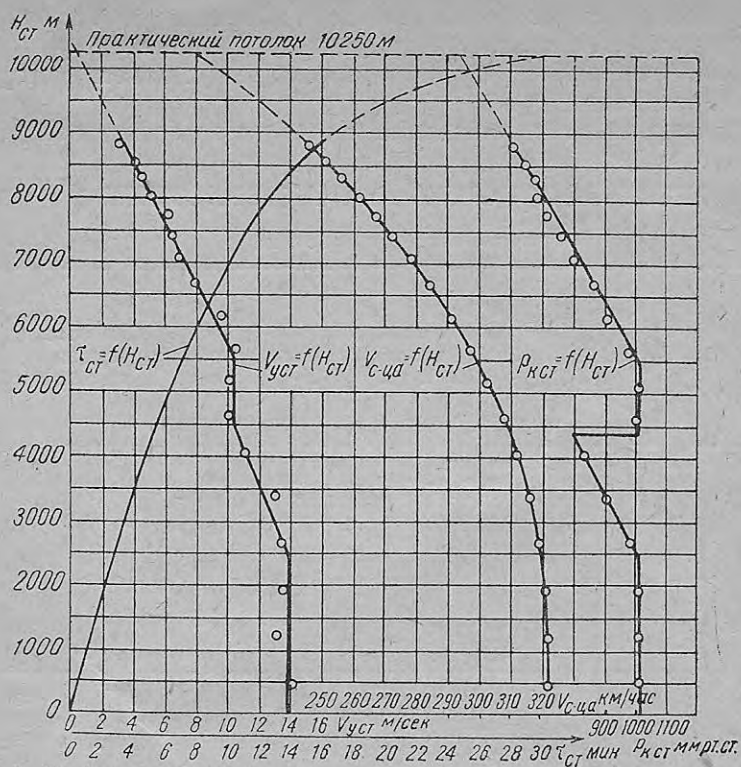
Полетный вес $G_{\Pi} = 4070 \text{ кг}$ Номинальный режим $n = 2400 \text{ об/мин}$

$H_{\text{ст}}$ м	Вертикальная скорость, м/сек	Время набора высоты, мин.	$P_{k\text{ст}}$ мм рт. ст.	Скорость набора высоты по прибору км/час
0	14,6	0	1018	300
1000	14,6	1,2	1018	300
2000	14,6	2,4	1018	300
2200*	14,6	2,6	1018	300
3000	12,8	3,6	900	300
4000	10,5	5,0	765	298
5000	10,0	6,6	1018	290
5250**	10,0	7,0	1018	288
6000	7,8	8,4	850	280
7000	6,8	10,4	740	266
8000	5,0	13,3	670	250
9000	3,1	17,6	615	230
10000	1,2	25,4	—	—
10400***	0,5	32,0	—	—

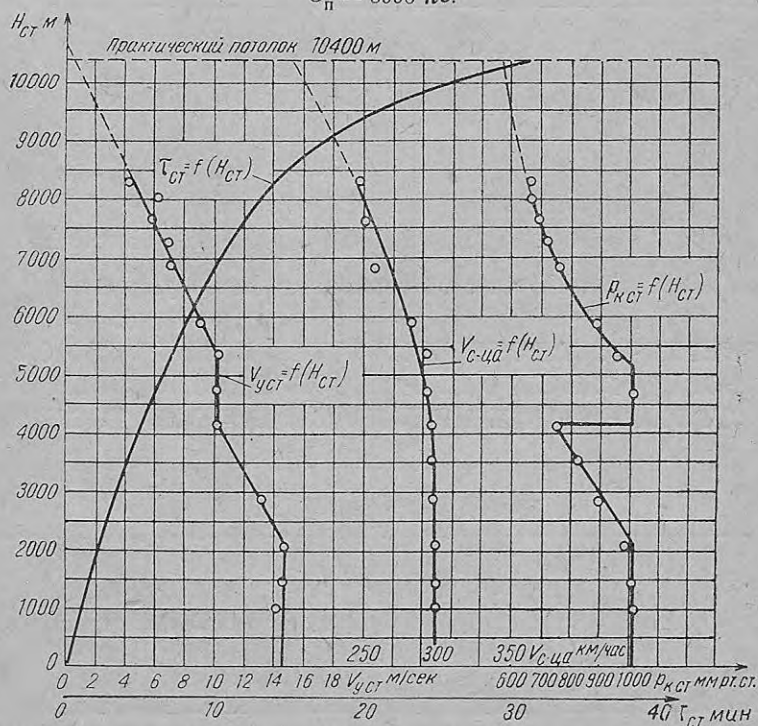
* Граница высотности при наборе на первой скорости нагнетателя.

** Граница высотности при наборе на второй скорости нагнетателя.

*** Практический потолок.



Фиг. 4. График скороподъемности самолета и значений наддува по высотам.
 $G_n = 3996$ кг.



Фиг. 5. График скороподъемности самолета и значений наддува по высотам.
 $G_n = 4070$ кг.

Скороподъемность самолета (см. табл. 4) определялась:

- а) при полностью открытых передних жалюзи мотора;
- б) при полностью открытых боковых створках капота мотора и заслонке маслорадиатора;
- в) при открытых заслонках выхода воздуха из противообледенителя.

3. ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ (фиг. 6)

Взлетные характеристики

Положение щитков	Полетный вес кг	Число оборотов мотора об/мин	Давление наддува p_k мм рт. ст.	Длина разбега м	Время разбега сек.	Скорость отрыва км/час	Взлетная дистанция до набора высоты $H=25$ м м
Убраны	3996	2500	1180	535	18,2	197	1240
"	3996	2400	1000	600	21,5	197	1440
"	3730	2400	1000	520	17,5	190	1180

Посадочные характеристики

Положение щитков	Полетный вес кг	Применение тормозов	Длина пробега м	Время пробега сек.	Посадочная скорость км/час	Длина посадочной дистанции с $H=25$ м м
Полностью выпущены	3520	С тормозами	600	20,9	149	1080
Убраны	3520	Без тормозов ¹	1380	41,1	167	2240

¹ В конце пробега частично применялись тормоза.

Примечания. 1. Взлеты и посадки проводились на бетонированной дорожке.

2. Данные приведены к стандартным и штилевым условиям.

4. ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА, ОБОРУДОВАННОГО ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНЫМИ УСТРОЙСТВАМИ И ПРИБОРАМИ СЛЕПОЙ ПОСАДКИ

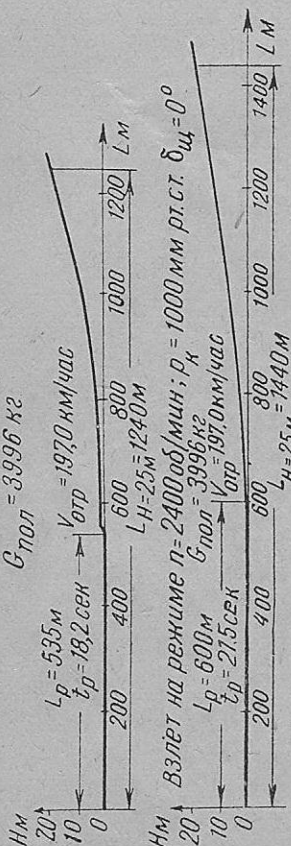
(фиг. 7)

Взлетные характеристики

Положение щитков	Полетный вес кг	Число оборотов мотора	Давление наддува p_k мм рт. ст.	Длина разбега м	Время разбега сек.	Скорость отрыва км/час	Длина взлетной дистанции до $H=25$ мм
Убраны	4070	2400	1000	635	20,5	195	1900

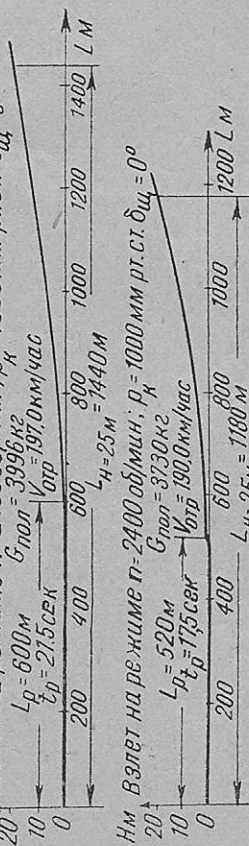
Взлет на режиме $n = 2500$ об/мин; $r_K = 1180$ мм рт.ст. $\delta_{\text{ц}} = 0^\circ$

$G_{\text{пол}} = 3996$ кг



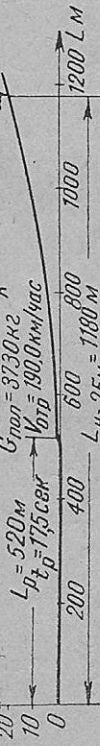
Взлет на режиме $n = 2400$ об/мин; $r_K = 1000$ мм рт.ст. $\delta_{\text{ц}} = 0^\circ$

$G_{\text{пол}} = 3996$ кг



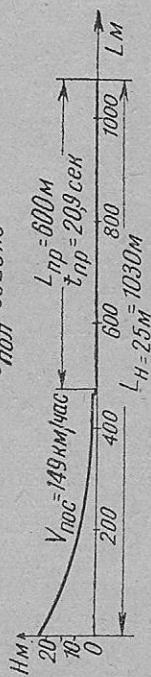
Взлет на режиме $n = 2400$ об/мин; $r_K = 1000$ мм рт.ст. $\delta_{\text{ц}} = 0^\circ$

$G_{\text{пол}} = 3730$ кг



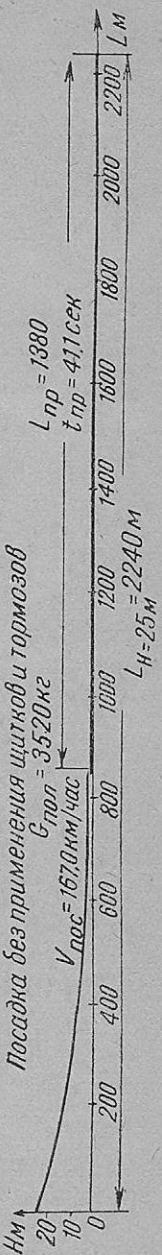
Посадка с применением щитков и тормозов

$G_{\text{пол}} = 3520$ кг

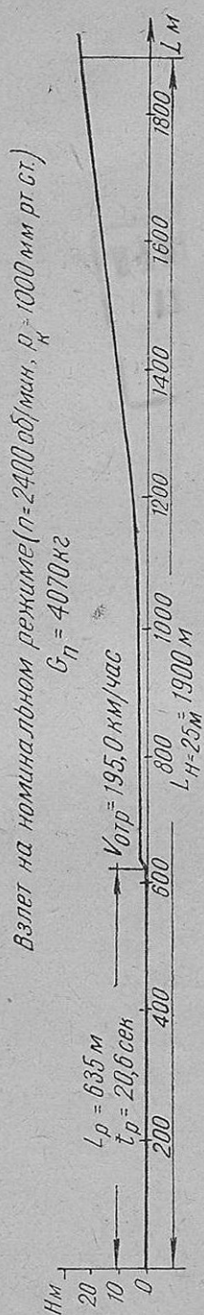


Посадка без применения щитков и тормозов

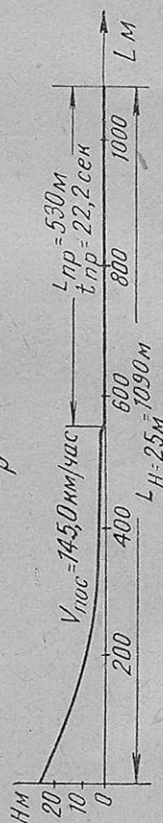
$G_{\text{пол}} = 3520$ кг



Фиг. 6. Взлетно-посадочные характеристики.



Посадка с применением щитков и тормозов
 $G_p = 3350 \text{ кг}$



Фиг. 7. Взлетно-посадочные характеристики.

Посадочные характеристики

Положе- ние щитков	Применение тормозов	Полетный вес, кг.	Длина пробега м	Время пробега сек.	Посадочная скорость км/час	Длина поса- дочной дистанции с $H=25$ м м.
Полно- стью выпуще- ны	С тормозами	3350	530	22,2	145,0	1090

5. МАНЕВРЕННОСТЬ САМОЛЕТА

$$G_n = 3996 \text{ кг}$$

Предельный установившийся вираж

Высота м	Наименование виража	Скорость по прибору км/час	Время выпол- нения одного витка, сек.	Радиус м	Угол крена
1000	Правый	370—380	24	420—440	68°—70°
	Левый	370—380	25	435—460	68°—70°
5000	Правый	340—360	35	600—620	63°—65°
	Левый	340—360	36	620—640	63°—65°

Боевой разворот

Начальная высота м	Наименование разворота	Скорость ввода по прибору км/час	Скорость вывода по прибору км/час	Набор высоты м
1000	Правый	550	300	1050
	Левый	550	300	1050
5000	Правый	500	300	750
	Левый	500	300	750

6. ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА НА РАЗЛИЧНЫХ РЕЖИМАХ

Начальный полетный вес $G_n = 3996 \text{ кг}$

Полный запас горючего 1100 л

Дальность и продолжительность полета самолета следует рассчиты-
вать в соответствии с «Инструкцией по расчету дальности и продолжи-
тельности полета самолета Ла-11 с мотором АШ-82ФН и винтом
ВИШ-105В4», утвержденной главнокомандующим ВВС ВС СССР.

Техническая дальность и продолжительность полета самолета, оборудованного
противообледенительными устройствами и приборами слепой посадки

Начальный полетный вес $G_n = 4070$ кг

Полный запас горючего 1070 л

Высота полета м	Величины, характеризующие режим полета	Техническая дальность полета км	Техническая продол- жительность полета час.-мин.
1060	$V_{пр} = 338$ км/час $n = 1570$ об/мин		
	Первая скорость нагнетателя	2505	6-50
4900	$V_{пр} = 339$ км/час $n = 1700$ об/мин		
	Первая скорость нагнетателя	2550	6-02

Примечания. 1. При подсчете дальности и продолжительности полета
учтен расход горючего:

а) на работу мотора на земле в течение 15 мин. — 25 л;

б) на набор высоты на режиме максимальной скороподъемности

$H = 1000$ м 20 л

$H = 5000$ » 75 »

в) на полет по кругу перед посадкой — 30 л.

2. Указанные дальность и продолжительность полета обеспечиваются имею-
щимся запасом масла на самолете при расходе масла мотором не более 4 л/час
на режиме максимальной дальности.

Редактор Л. М. Согалов

Техн. ред. И. М. Зудакин

Подп. к печ. 13/III 1950 г. Объем 1¹/₄ печ. л. Формат 70×108¹/₁₆. Уч.-изд. 1,24

Тип. ЦАГИ. Зак. 5/114