

“УТВЕРЖДАЮ”
Главный конструктор
ОСКБЭС МАИ

Н.П. Горюнов
“ 30 ” мая 2002 г.

УЧТЕНО ОГК
Экз № 3/8

ВВЕСТИ В ДЕЙСТВИЕ
Зам. Руководитель департамента летных
стандартов МинТранса России
Ю.П. Таршин
“ 15 ” мая 2002 год
А.М. Павленко

“СОГЛАСОВАНО”
Зам. Руководителя Департамента
ПЛГ ГВС и ТР ГА
МинТранса России
А.А. Емцов
“ 1 ” июня 2002 год



Директор
АСЦ ГОСНИИ ГА
О.Ю. Страдомский
“ 04 ” 2002 год

САМОЛЕТ “АВИАТИКА-МАИ-890” РУКОВОДСТВО ПО ЛЁТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

НЕ ЭТАЛОН

Копия верна


Главный конструктор
ОСКБЭС МАИ

Н.П. Горюнов

Москва

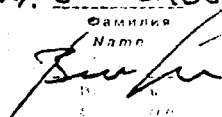


“УТВЕРЖДАЮ”
Главный конструктор
ОСКБЭС МАИ

 ГОРЮНОВ Н.П.
“30” ноября 1999г.

САМОЛЕТ “АВИАТИКА-МАИ-890”

РУКОВОДСТВО ПО ЛЁТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

МЕЖГОСУДАРСТВЕННЫЙ АВИАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ INTERSTATE AVIATION COMMITTEE	
АВИАЦИОННЫЙ РЕЕСТР AVIATION REGISTER	
ОДОБРЕНО (2-браздел.) APPROVED <small>кроме роз. 4</small>	
нач. отд. легких сам. В.А. Володарский	
Должность Title	Подпись Name
17 декабря 99	
Дата Date	



МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

Государственное образовательное учреждение высшего
профессионального образования

МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(государственный технический университет)

“МАИ”

“МАИ”, Волоколамское ш., д. 4, Москва, А-80, ГСП-3 125993

Факс: (095) 158-29-77 Телефон: (095) 158-00-02, 158-58-70

Электронная почта: aet@mai.ru

19 05 03, № 111-10-172

На № _____

Руководителю Департамента
ПЛГ ГВС и ТРГА ГСГА Мин.Транса России
Елистратову А.В.

125993, Москва А-167, ГСП-3,
Ленинградский проспект, 37.

В соответствии с Распоряжениями Мин.Транса России и Росавиакосмоса от 15.12.02 №НА-418р/177 и от 29.04.03 №НА-103-р/52 (пункты соответственно 3,5 и 3) представляю для постоянного пользования введенную в действие ГСГА Мин.Транса России Эксплуатационно техническую документацию по самолетам «Авиатика-МАИ-890» и «Авиатика-МАИ-890СХ», допущенным к эксплуатации в гражданской авиации выше указанными распоряжениями.

Одновременно сообщая, что указанные в приложении Руководства и Дополнения №1 к ним взяты на учет в отделе Главного конструктора (ОГК) ПЦ им. П.А. Воронина ФГУП «РСК «МИГ», к которым ОГК будет поставлять в Ваш адрес листы под замену к РЛЭ и ДРЛЭ и бюллетени к РЭ и РО.

Приложения:

1. Руководство по технической эксплуатации и регламент технического обслуживания самолета «Авиатика-МАИ-890» с оригиналами листов введения в действие РЭ и РО ГСГА Мин.Транса России – 1бр. (экз. 3/8).
2. Дополнение №1 к РЭ и РО для самолета «Авиатика-МАИ-890СХ» с оригиналами листов введения в действие ГСГА Мин.Транса России – 1 бр. (экз. 2/8).
3. Руководство по летной эксплуатации самолета «Авиатика-МАИ-890» (РЛЭ) с копией листа введения в действие ГСГА Мин.Транса России – 1 бр. (экз. 3/8).
4. Дополнение №1 к РЛЭ для самолета «Авиатика-МАИ-890СХ» с копией листа введения в действие ГСГА Мин.Транса России – 1 бр. (экз. 8).

Главный Конструктор ОСКБЭС МАИ
Н.П. Горюнов



МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

Государственное образовательное учреждение высшего
профессионального образования

МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(государственный технический университет)

“МАИ”

“МАИ”, Волоколамское ш., д. 4, Москва, А-80, ГСП-3 125993
Факс: (095) 158-29-77 Телефон: (095) 158-00-02, 158-58-70
Электронная почта: aet@mai.ru

19.05.03г. № 111-10-171

Руководителю Департамента

Летных стандартов Мин.Транса России
Лобачеву Е.Н.

На № _____

125993, Москва А-167, ГСП-3,
Ленинградский проспект, 37.

В соответствии с Распоряжениями Мин.Транса России и Росавиакосмоса от 15.12.02 №НА-418р/177 и от 29.04.03 №НА-103-р/52 (пункты соответственно 3,5 и 3) представляю для постоянного пользования введенную в действие ГСГА Мин.Транса России Эксплуатационно техническую документацию по самолетам «Авиатика-МАИ-890» и «Авиатика-МАИ-890СХ», допущенным к эксплуатации в гражданской авиации выше указанными распоряжениями.

Одновременно сообщая, что указанные в приложении Руководства и Дополнения №1 к ним взяты на учет в отделе Главного конструктора (ОГК) ПЦ им. П.А. Воронина ФГУП «РСК «МИГ», к которым ОГК будет поставлять в Ваш адрес листы под замену к РЛЭ и ДРЛЭ и бюллетени к РЭ и РО.

Приложения:

1. Руководство по летной эксплуатации самолета «Авиатика-МАИ-890» с оригиналом листа введения в действие РЛЭ ГСГА Мин.Транса России – 1бр. (экз. №7).
2. Дополнение №1 к РЛЭ для сельскохозяйственной модификации самолета «Авиатика-МАИ-890СХ» с оригиналом листа введения в действие Дополнения №1 к РЛЭ ГСГА Мин.Транса России – 1 бр. (экз. №7).
3. Руководство по технической эксплуатации и регламент технического обслуживания самолета «Авиатика-МАИ-890» (РЭ и РО) с копией листов введения в действие ГСГА Мин.Транса России – 1 бр. (экз. 3/7).
4. Дополнение №1 к РЭ и РО для сельскохозяйственной модификации самолета «Авиатика-МАИ-890СХ» с копией листов введения в действие ГСГА Мин.Транса России – 1 бр. (экз. 2/7).

Главный Конструктор ОСКБЭС МАИ
Н.П. Горюнов

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации
0.2. ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ

Раздел Подраздел	Страни- ца	Дата Утверждения	Раздел Подраздел	Страни- ца	Дата Утверждения
Лист регистрации изменений	1	июль 30/99	Раздел 3 Особые случаи в полёте	25	июль 30/99
				26	июль 30/99
				27	июль 30/99
				28	июль 30/99
Перечень дейст- вующих страниц	1	июль 30/99		29	июль 30/99
	2	июль 30/99		30	июль 30/99
				31	июль 30/99
Содержание	1	июль 30/99		32	июль 30/99
				33	июль 30/99
Раздел 1 Общие положения	1	июль 30/99	Раздел 4 Нормальная эксплуатация	1	июль 30/99
	2	июль 30/99		2	июль 30/99
	3	июль 30/99		3	июль 30/99
	4	июль 30/99		4	июль 30/99
	5	июль 30/99		5	июль 30/99
	6	июль 30/99		6	июль 30/99
	7	июль 30/99		7	июль 30/99
Раздел 2 Эксплуатационные ограничения	1	июль 30/99		8	июль 30/99
	2	июль 30/99		9	июль 30/99
	3	июль 30/99		10	июль 30/99
	4	июль 30/99		11	июль 30/99
	5	июль 30/99		12	июль 30/99
	6	июль 30/99		13	июль 30/99
	7	июль 30/99		14	июль 30/99
	8	июль 30/99		15	июль 30/99
	9	июль 30/99		16	июль 30/99
	10	июль 30/99		17	июль 30/99
	11	июль 30/99		18	июль 30/99
	12	июль 30/99		19	июль 30/99
	13	июль 30/99		20	июль 30/99
	14	июль 30/99		21	июль 30/99
	15	июль 30/99		22	июль 30/99
Раздел 3 Особые случаи в полёте	1	июль 30/99		23	июль 30/99
	2	июль 30/99		24	июль 30/99
	3	июль 30/99		25	июль 30/99
	4	июль 30/99		26	июль 30/99
	5	июль 30/99		27	июль 30/99
	6	июль 30/99		28	июль 30/99
	7	июль 30/99		29	июль 30/99
	8	июль 30/99	Раздел 5 Лётные характе- ристики и аэро- динамические особенности самолёта	1	июль 30/99
	9	июль 30/99		2	июль 30/99
	10	июль 30/99		3	июль 30/99
	11	июль 30/99		4	июль 30/99
	12	июль 30/99		5	июль 30/99
	13	июль 30/99		6	июль 30/99
	14	июль 30/99		7	июль 30/99
	15	июль 30/99		9	июль 30/99
	16	июль 30/99		10	июль 30/99
	17	июль 30/99		11	июль 30/99
	18	июль 30/99		12	июль 30/99
	19	июль 30/99		13	июль 30/99
	20	июль 30/99		14	июль 30/99
	21	июль 30/99		15	июль 30/99
	22	июль 30/99		16	июль 30/99
	23	июль 30/99		17	июль 30/99
	24	июль 30/99		18	июль 30/99

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по лётной эксплуатации

0.2. ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ

Раздел Подраздел	Страница	Дата Утверждения	Раздел Подраздел	Страница	Дата Утверждения
Раздел 5 Лётные характеристики и аэродинамические особенности самолёта	19	июль 30/99	Раздел 7 Описание самолёта и его систем	26	июль 30/99
	20	июль 30/99		27	июль 30/99
	21	июль 30/99		28	июль 30/99
	22	июль 30/99		29	июль 30/99
	23	июль 30/99		30	июль 30/99
	24	июль 30/99		31	июль 30/99
	25	июль 30/99		32	июль 30/99
	26	июль 30/99		33	июль 30/99
	27	июль 30/99		34	июль 30/99
	28	июль 30/99		35	июль 30/99
	29	июль 30/99		36	июль 30/99
	30	июль 30/99		37	июль 30/99
	31	июль 30/99		38	июль 30/99
	32	июль 30/99		39	июль 30/99
	33	июль 30/99		40	июль 30/99
	34	июль 30/99		41	июль 30/99
	35	июль 30/99		42	июль 30/99
	36	июль 30/99	Раздел 8 Уход за самолётом. Обслуживание и техническая эксплуатация	1	июль 30/99
	37	июль 30/99		2	июль 30/99
	38	июль 30/99		3	июль 30/99
Раздел 6 Масса и центровка самолёта	1	июль 30/99		4	июль 30/99
	2	июль 30/99		5	июль 30/99
	3	июль 30/99		6	июль 30/99
	4	июль 30/99		7	июль 30/99
	5	июль 30/99	Приложения Приложение № 1 Инструкция по выполнению опробования двигателя "Rotax-912A" Приложение № 2 Руководство по эксплуатации воздушного винта ВВ-89Д-7 Приложение № 3 Величины коэффициента трения в зависимости от состояния поверхности ВПП	1	июль 30/99
Раздел 7 Описание самолёта и его систем	1	июль 30/99		1	июль 30/99
	2	июль 30/99		2	июль 30/99
	3	июль 30/99		3	июль 30/99
	4	июль 30/99		4	июль 30/99
	5	июль 30/99		5	июль 30/99
	6	июль 30/99		6	июль 30/99
	7	июль 30/99		7	июль 30/99
	8	июль 30/99		1	июль 30/99
	9	июль 30/99		2	июль 30/99
	10	июль 30/99		3	июль 30/99
	11	июль 30/99		1	июль 30/99
	12	июль 30/99		2	июль 30/99
	13	июль 30/99		3	июль 30/99
	14	июль 30/99		1	июль 30/99
	15	июль 30/99		1	июль 30/99
	16	июль 30/99		1	июль 30/99
	17	июль 30/99		1	июль 30/99
	18	июль 30/99		1	июль 30/99
	19	июль 30/99		1	июль 30/99
	20	июль 30/99		1	июль 30/99
	21	июль 30/99		1	июль 30/99
	22	июль 30/99		1	июль 30/99
	23	июль 30/99		1	июль 30/99
	24	июль 30/99		1	июль 30/99
	25	июль 30/99		1	июль 30/99

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

Содержание

- Раздел 1 Общие положения
- Раздел 2 Эксплуатационные ограничения
- Раздел 3 Особые ситуации в эксплуатации
- Раздел 4 Нормальная эксплуатация
- Раздел 5 Лётные характеристики и аэродинамические особенности самолёта
- Раздел 6 Масса и центровка самолёта
- Раздел 7 Описание самолёта и его систем
- Раздел 8 Уход за самолётом, обслуживание и техническая эксплуатация

ПРИЛОЖЕНИЯ:

- 1. Инструкция по выполнению опробования двигателя "Rotax-912A"*
- 2. Руководство по эксплуатации воздушного винта ВВ-89Д-7*
- 3. Величины коэффициента трения ($f_{тр.}$) качения в зависимости от состояния поверхности ВПП (для самолёта "Авиатика-МАИ-890")*

РАЗДЕЛ 1
ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Содержание

- 1.1. Введение
- 1.2. Сертификационный базис
- 1.3. Предупреждения, предостережения и примечания.
Принятые символы и сокращения
- 1.4. Описательная информация
- 1.5. Чертеж самолета в трех проекциях

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

1.1. Введение

Руководство по летной эксплуатации (РЛЭ) самолета "Авиатика-МАИ-890" подготовлено для пилотов и содержит данные, необходимые для безопасной и эффективной эксплуатации данного самолета.

РЛЭ является основным техническим документом, определяющим и регламентирующим для самолета данного типа конкретные правила его летной эксплуатации, технику и методику выполнения полета с учетом особенностей его пилотирования в объеме, необходимом для обеспечения летной годности в соответствии с Сертификационным базисом.

1.2. Сертификационный базис

Данный тип самолета сертифицирован на соответствие требованиям сертификационного базиса, утвержденного Авиарегистром МАК 12 апреля 1999г. Авиарегистром МАК выдан сертификат типа № СТ - 176 от 17 декабря 1999 г. Категория летной годности данного самолета - *н о р м а л ь н а я*.

1.3. Предупреждения, предостережения и примечания

Принятые символы и сокращения

В Руководстве по летной эксплуатации используются следующие определения, обозначающие **"ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ"**, **"ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ"** и **"ПРИМЕЧАНИЕ"**.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: *Означает, что несоблюдение соответствующих процедур приводит к немедленному или значительному снижению безопасности полета.*

ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ: *Означает, что несоблюдение соответствующих процедур приведет к незначительному или к более или менее продолжительному снижению безопасности полета.*

ПРИМЕЧАНИЕ : *Привлекает внимание к любому явлению, непосредственно не связанному с безопасностью полета, но важному или необычному; или содержит разъяснение предшествующего основного материала.*

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

Для быстрого определения характера и содержания вводимых в Руководство последующих изменений или дополнений, соответствующие части текста отмечены на полях вновь изданных листов вертикальной чертой.

Для сокращения объема Руководства в его тексте использованы сокращения и символические обозначения отдельных наиболее часто употребляемых терминов, слов, групп слов:

РЛЭ - Руководство по летной эксплуатации,

РУД - рычаг управления двигателем,

РУС - ручка управления самолетом,

ВПП - взлетно-посадочная полоса,

ИВПП - ВПП с искусственным покрытием,

ГВПП - грунтовая ВПП,

РВ - руль высоты,

РН - руль направления,

ПВД - приемник воздушного давления,

АЗС - автомат защиты сети,

МГ - малый газ,

МАКС - максимальный режим работы двигателя,

Н - высота,

ПВП - правила визуального полета,

V_{пр} - приборная скорость (IAS),

V_{из} - индикаторная земная скорость (CAS),

V_{max max} - максимальная эксплуатационная (непревышаемая)
скорость (V_{NE}),

V_{max крейс} - максимальная крейсерская скорость полёта (V_{NO}),

| V_{max ман.} - максимальная расчетная маневренная скорость (V_A),

V_{ис} - истинная воздушная скорость,

δV_a - аэродинамическая поправка.

РП - руководитель полётов.

1.4. Описательная информация

1.4.1. Основные сведения о самолете.

Самолет относится к категории очень легких самолетов и предназначен для тренировочных полетов, авиатуризма, патрулирования, аэросъёмки и других полетов неакробатического применения, при выполнении которых разрешены любые маневры, необходимые для осуществления нормального полета: боевые развороты, плоские восьмерки, крутые развороты, при которых угол крена не превышает 60°, сваливания (кроме фигуры "Колокол").

Самолет представляет собой одноместный расчалочный биплан с полотноной обшивкой крыла, рулевых поверхностей и оперения, трех-

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

опорным неубирающимся шасси с передним управляемым колесом и кабиной закрытого типа, имеющий две двери, открывающиеся против полета.

На самолете установлен один поршневой четырехтактный двигатель "Rotax-912A" (Австрия) с оппозитным расположением цилиндров, двойным бесконтактным разрядным зажиганием, одним центральным распределительным валом, расположенным ниже коленчатого вала. Двигатель имеет жидкостное охлаждение головок цилиндров и воздушное охлаждение стенок цилиндров, систему смазки с "сухим картером" электрический стартер, механический и резервный электрический топливный насосы.

Привод воздушного винта осуществляется через редуктор с интегральным поглотителем ударных нагрузок. Воздушный винт - двухлопастной, деревянный, моноблочный (фиксированного шага), толкающий.

Конструкция и оборудование самолета позволяют выполнять полеты до высоты 3000 м в светлое время суток, в простых метеоусловиях по правилам визуальных полетов с грунтовых площадок (плотностью грунта не менее 4 кгс/см.кв) и с твердым покрытием взлетно-посадочных полос.

ПРИМЕЧАНИЕ: В составе оборудования типовой конструкции сертифицированного самолёта радиостанция не предусмотрена. Пилот может в полёте использовать автономную переносную радиостанцию типа "Айком".

1.4.2. Геометрические характеристики и нагрузка на крыло

Длина,м	5,5
Размах крыла,м	
верхнего	8,11
нижнего	5,88
Высота,м	2,25
Площадь крыла (общая), кв.м	14,29
Средняя аэродинамическая хорда (САХ) крыла, м	1,03
нагрузка на крыло, кг/кв.м	31,49
Удлинение крыла:	
верхнего	8,1
нижнего	5,6
Эффективное удлинение бипланной коробки	5,9

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

Угол стреловидности крыла, град:

верхнего	6
нижнего	2

Угол установки крыла, град:

верхнего	$7 \pm 0,5$
нижнего	$8 \pm 0,5$

Угол поперечного V крыла, град :

верхнего	0
нижнего	3

Площадь элеронов, кв.м 1,78

Угол отклонения элеронов, град:

вверх	24 ± 1
вниз	20 ± 1

Вертикальное оперение:

площадь вертикального оперения, кв.м 0,96

площадь руля направления, кв.м 0,73

Угол отклонения руля направления, град:

влево	17 ± 1
вправо	17 ± 1

ПРИМЕЧАНИЕ: *Нейтральное положение руля направления это такое его положение, когда педали находятся в нейтральном положении, а руль направления отклонен вправо на 4 град. (если смотреть по направлению полёта)*

Ход педалей, мм 97+3

Диапазон регулировки педалей

по росту пилота, мм ± 55

Горизонтальное оперение

Размах, м 2,74

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

Площадь, кв.м 1,71

Угол отклонения руля
высоты, град:

вверх	32±1
вниз	13±1

Угол отклонения триммера
руля высоты, град:

вверх	6±1
вниз	+5 19-1

Шасси

Колея на стоянке, м	1,52
База на стоянке,	1,75

Размеры колес основных опор шасси, мм	300x125
--	---------

Размеры переднего колеса, мм	300x125
------------------------------	---------

Максимальный угол поворота передней стойки шасси, град	±22 ±1
---	--------

Давление в пневматиках колес, атм	2,8±0,2
--------------------------------------	---------

1.5. Чертеж самолета в трех проекциях
На рис. 1.1 представлен чертеж самолета (общий вид) в трех проекциях.

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

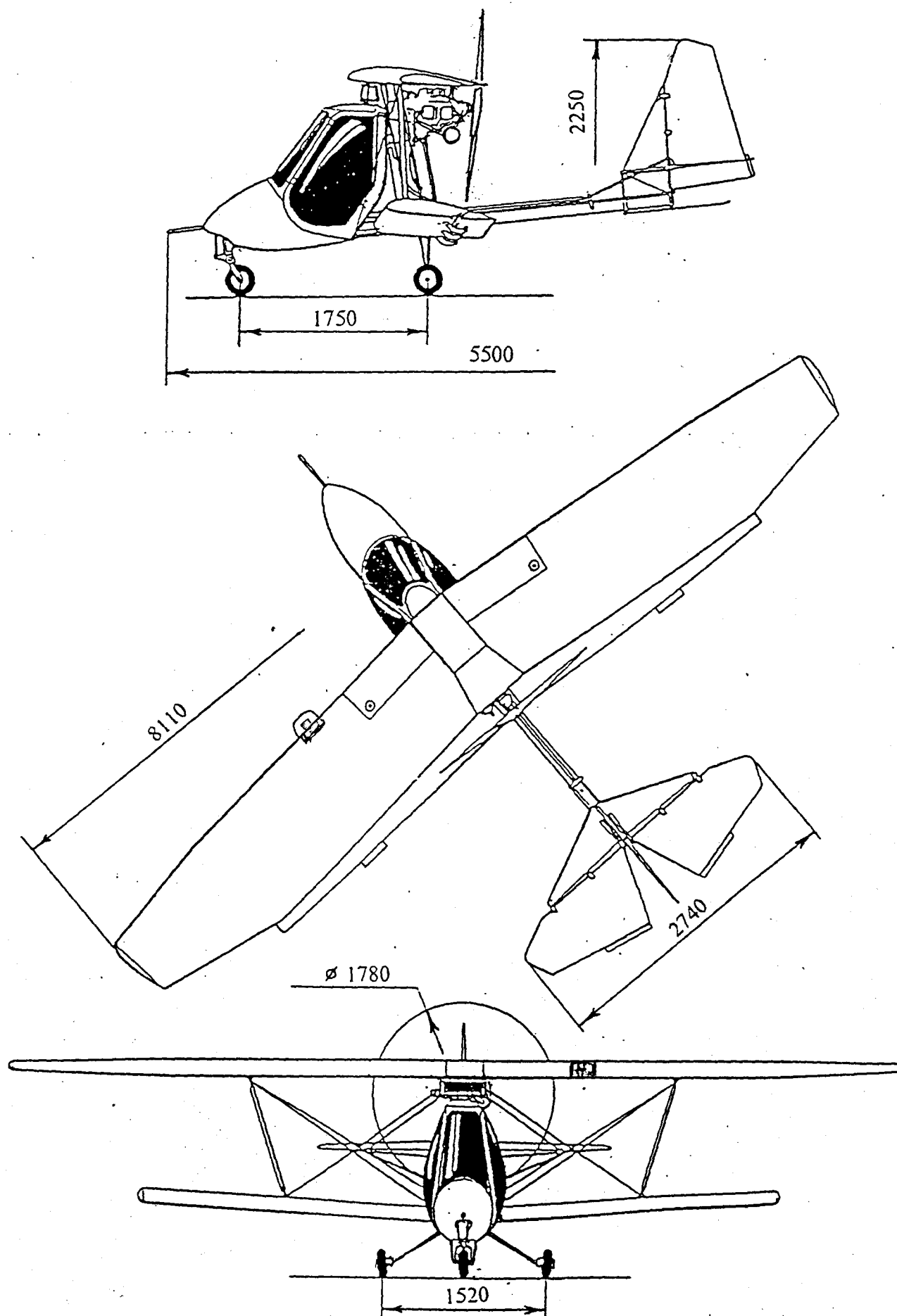


Рис.1.1. Общий вид самолёта

РАЗДЕЛ 2

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Содержание

- 2.1. Введение
- 2.2. Ограничения по самолёту
 - 2.2.1. Ограничения по скоростям полёта
 - 2.2.2. Разметка указателя приборной скорости и смысл используемых цветов
 - 2.2.3. Ограничения по скорости отрыва (приземления), вертикальной скорости планирования
 - 2.2.4. Ограничения по углу крена
 - 2.2.5. Ограничения по высотам полёта и высоте расположения аэродрома (площадки)
- 2.3. Ограничения по ветру (на взлёте, посадке, рулении)
- 2.4. Ограничения по массе самолёта, центровкам и перегрузкам
- 2.5. Лётный экипаж
- 2.6. Минимальная длина и ширина взлётно-посадочной полосы
- 2.7. Ограничения по силовой установке
 - 2.7.1. Ограничения по минимальной и максимальной частоте вращения вала двигателя и минимальной перегрузке
 - 2.7.2. Ограничения по высоте запуска двигателя в полёте
 - 2.7.3. Ограничения по минимальной и максимальной температуре головок цилиндров (охлаждающей жидкости), сорт применяемой охлаждающей жидкости
 - 2.7.4. Ограничения по температуре и давлению масла в двигателе
 - 2.7.5. Сорта применяемых масел в двигателе. Максимальный и минимальный объём заправляемого масла

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

- 2.7.6. Сорт применяемого топлива для двигателя, максимальный и минимальный запасы топлива. Ограничения по минимальному давлению топлива.
- 2.7.7. Ограничения по максимальной температуре выхлопных газов двигателя
- 2.7.8. Воздушный винт
- 2.7.9. Разметка комплексного прибора контроля параметров двигателя "FLYDAT"
- 2.7.10. Максимальный и минимальные разрешенные значения параметров двигателя
- 2.8. Разрешенные маневры и виды применения
- 2.9. Ограничения накладываемые на самолёт эксплуатационными факторами и воздействием внешней среды
- 2.10. Трафареты с информацией об эксплуатационных ограничениях

2.1. Введение

Раздел 2 включает в себя эксплуатационные ограничения, которые пилот не должен превышать (нарушать) как при подготовке самолёта к полёту, так и при его наземной и лётной эксплуатации, разметку шкал указателей приборов и основные трафареты, необходимые для безопасной эксплуатации самолёта.

Для большей части ограничений даётся объяснение их физического смысла, что позволит пилоту максимально эффективно использовать возможности самолёта, сохраняя высокий уровень безопасности полётов.

Самолёт относится к категории очень лёгких летательных аппаратов и по своему составу оборудования, прочности конструкции планера, особенностям конструкции силовой установки предназначен только для выполнения нормального полёта и выполнения маневров в нормальном (неакробатическом) полёте, днём, в простых метеоусловиях, по правилам визуального полёта (ПВП) в условиях неограниченной видимости без условий: обледенения, грозовой деятельности, атмосферных осадков, турбулентности атмосферы выше умеренной ($V_y \leq \pm 1,0$ м/с), скопления насекомых, а также на данном самолёте не предусмотрены полёты над водными пространствами.

Другие ограничения приведены ниже.

Ограничения, включенные в этот раздел, утверждены Авиарегистром МАК 17 декабря 1999 г.

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

2.2. Ограничения по самолёту

2.2.1. Ограничения по скоростям полёта и пояснения этих ограничений применительно к лётной эксплуатации самолёта приведены ниже в таблице

Скорость	V _{из} (км/ч)	V _{пр} (км/ч)	Примечание
Максимальная эксплуатационная скорость (V _{maxmax})	158 (V _{NE})	160	Не превышайте эту скорость ни на каком эксплуатационном режиме. Не делайте полного и резкого отклонения органов управления на этой скорости. Указанная скорость ограничена из условий прочности самолёта. Используйте эту скорость только для экстренного снижения в спокойной атмосфере
Максимальная крейсерская скорость полёта (V _{maxкрейс})	140 (V _{NO})	142	Не превышайте эту скорость за исключением случаев полёта в спокойной атмосфере и лишь с предосторожностью. Не делайте полного и резкого отклонения органов управления. При длительном планировании на этой скорости не превышайте ограничений по двигателю.
Максимальная крейсерская скорость гориз.полёта (V _{max.г.п.})	125+5 (V _H)	125+5	Ограничена энерговооруженностью самолёта
Максимальная маневренная скорость (V _{maxман})	132 (V _A)	133	Не делайте полного или резкого отклонения органов управления при скорости полёта, превышающей эту скорость. Не превышайте эту скорость при полётах в турбулентной атмосфере. На этой скорости разрешены любые маневры для выполнения нормального полёта только в спокойной атмосфере
Минимальная скорость горизонтального полёта (V _{min})	77	77	Не уменьшайте в полёте скорость меньше указанной, особенно при полётной массе более 400 кг и работе двигателя на режиме "МГ" для исключения попадания в режим сваливания, особенно в неспокойной атмосфере

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

2.2.2. Разметка указателя приборной скорости и смысл используемых цветов показаны ниже в таблице

Разметка	Величина или диапазон скорости		Значения разметки
	Vиз, км/ч	Vпр, км/ч	
Зелёная дуга	70..140	70...142	Нормальный эксплуатационный диапазон скоростей. Нижний предел - скорость сваливания (V_s) при предельно передней центровке. Верхний предел - максимальная крейсерская скорость полёта (V_{no})
Жёлтая дуга	140...158	142...160	Нижний предел соответствует максимальной крейсерской скорости полёта (V_{no}). Верхний предел ограничен максимальной эксплуатационной скоростью.
Красная линия	158	160	Максимальная эксплуатационная скорость для всех режимов полёта. Не превышайте эту скорость ни на каком эксплуатационном режиме. При выводе из снижения не отклоняйте резко РВ, чтобы не превысить максимальную перегрузку.

ПРИМЕЧАНИЕ: *Разметка других приборов и указателей не предусмотрена, кроме указателя положения триммера и топливомеров - имеется градуировка, а также указателя скольжения - имеются белые ограничительные линии максимальных углов скольжения.*

2.2.3. Ограничения по скорости отрыва (приземления),
 вертикальной скорости планирования

2.2.3.1. Максимальная скорость отрыва
 (приземления), км/ч

80

2.2.3.2. Максимальная вертикальная скорость
 планирования с работающим двигателем
 (при заходе на посадку), м/с

5,0

(Ограничена из условий обеспечения безопасности посадки, простоты расчета начала выравнивания и прочностью шасси при допущении грубых ошибок в расчете на посадку - приземление с повышенной вертикальной скоростью снижения)

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

2.2.4. Ограничения по углу крена

2.2.4.1. Максимальный угол крена, град..... 60
(на скорости по прибору не менее 95 км/ч)

**2.2.5. Ограничения по высотам полёта и высоте
расположения аэродрома (площадки)**

2.2.5.1. Максимальная высота полёта, м 3000
(Ограничена из-за отсутствия на самолёте
кислородного оборудования и составом
пилотажно-навигационного оборудования)

2.2.5.2. Максимальная высота расположения
аэродрома (площадки), м 2000
(ограничена энерговооруженностью
самолёта)

2.2.5.3. Минимальная высота ухода на второй
круг, м *любая*
до H=0

2.3. Ограничения по ветру, м/с
(на взлете, посадке, рулении)

встречного	10
бокового	6
попутного	2

**2.4. Ограничения по массе самолёта,
центровкам и перегрузкам**

2.4.1. Максимальная взлетная и посадочная
масса самолёта, кг

взлётная	450
посадочная.....	450

2.4.2. Максимальная масса без топлива, кг.....413

2.4.3. Эксплуатационный диапазон центровок,
%САХ.....20...29,5

ПРИМЕЧАНИЕ: *1.Значение эксплуатационных центровок в зави-
симости от массы топлива и массы пилота при-
ведены на графике Рис.б.1, помещенном в разде-
ле 6 РЛЭ.*

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

2. Эксплуатационный диапазон центровок обеспечивается при минимальной массе пилота 55 кг (при любом количестве топлива) и максимальной 100 кг при заправке топливом на взлёте не более 20 л (см.рис.6.1., помещенном в разделе 6 РЛЭ). К полётам с другими массами пилота (менее 55 кг и более 100 кг) необходимо подходить с предосторожностью, рассчитывая остаток топлива на посадке (взлёте), обеспечивающей не выход центровки самолёта за эксплуатационные пределы или (в зависимости от потребного значения топлива) устанавливая на самолёт соответствующий центровочный груз, используя для расчета его массы рекомендации раздела 6 РЛЭ.

2.4. 4.Предельные эксплуатационные перегрузки
(по оси"У") -2,0...+4,0
(из условий прочности планера самолёта
для массы 450 кг)

2.5. Лётный экипаж
Состав экипажа 1 пилот

ПРИМЕЧАНИЕ: *Перевозка пассажиров и багажа на данном самолёте не предусмотрена*

2.6. Минимальная длина и ширина
взлётно-посадочной полосы, м 500x15
(Ограничена из условий обеспечения безопасного
взлёта и посадки)

2.6.1. Минимальная прочность грунта для
взлёта и посадки, кгс/см² 9

2.7. Ограничения по силовой установке
Изготовитель двигателя: фирма"ROTAH"
(Австрия); тип двигателя "Rotax-912A"
Максимальная мощность двигателя:
взлётная 80 л.с (60 кВт)
при пдв=5800 об/мин
продолжительная (неограниченная
по времени) 77,8 л.с.(58кВт)
при пдв=5500 об/мин

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

- 2.7.1. Ограничения по максимальной и минимальной частоте вращения вала двигателя и минимальной перегрузке
- 2.7.1.1. Максимальная разрешенная частота вращения вала двигателя, об/мин 5800+100
в течение не более 5 мин
- 2.7.1.2. Максимальная неограниченная по времени (продолжительная) частота вращения вала двигателя, об/мин 5500+50
- 2.7.1.3. Минимальная разрешенная частота вращения вала двигателя на режиме "Малый газ", об/мин 1700±50
(Ограничена из условий устойчивой работы двигателя при положении РУД на упоре "Малый газ")
- 2.7.1.4. Максимальная разрешенная продолжительность работы двигателя на режиме "Малый газ", мин 5,0
- 2.7.1.5. Минимальная эксплуатационная перегрузка +0,5
(из условий обеспечения надежной работы двигателя)

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: 1. *При околонулевых и отрицательных перегрузках возможна неустойчивая работа или выключение (останов) двигателя; в этом случае следует руководствоваться указаниями раздела 3 РЛЭ (пункты 3.2.3) по запуску двигателя в полёте. Если двигатель не запускается, руководствоваться пунктом 3.6.1 РЛЭ.*

- 2.7.2. Ограничения по высоте запуска двигателя в полёте
Минимальная высота полёта, с которой разрешена попытка запуска двигателя в полёте, м 300
(Ограничена из условий обеспечения безопасности полётов)
- 2.7.3. Ограничения по минимальной и максимальной температуре головок цилиндров (охлаждающей жидкости), сорт применяемой охлаждающей жидкости и её заправляемый объём.

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

2.7.3.1. Максимальная температура головок цилиндров (охлаждающей жидкости) двигателя, град С 110

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Температура ограничена 110°C, установкой двигателя и радиатора системы охлаждения на самолёте из условий исключения выбивания охлаждающей жидкости из расширительного бачка. Поэтому пилоту необходимо вести контроль за этим параметром, не допуская его роста более 110°C изменением режима двигателя (режима полёта).

2.7.3.2. Минимальная допустимая температура головок цилиндров (охлаждающей жидкости), градС 60
 (Ограничена из условий обеспечения устойчивой работы двигателя)

2.7.3.3. Сорт охлаждающей жидкости, разрешенной к применению для двигателя "Rotax-912A":

- этиленгликоль с антикоррозионными добавками "BASF Glysantion Antikorrosion";
- тосол А-40

ПРИМЕЧАНИЕ. При температуре атмосферного воздуха ниже минус 15°C и применении этиленгликоля добавляется 20% воды.

2.7.3.4. Количество охлаждающей жидкости в системе, л 3,0 (2,75 кг)

2.7.4. Ограничения по температуре и давлению масла в двигателе

2.7.4.1. Максимальная допустимая температура масла в двигателе, град. С 140

2.7.4.2. Минимальная допустимая температура масла в двигателе, град.С 50

2.7.4.3. Давление масла в двигателе, бар:

- минимальное (при $P_{дв} = 2800$ об/мин) 1,5
- максимальное 5,0
- кратковременно при запуске холодного двигателя 7,0

2.7.5. Сорт применяемых масел в двигателе. Максимальный и минимальный объём масла в двигателе

2.7.5.1. Сорт применяемого масла: автомобильное масло для двигателей высокой мощности KFZ классификации "SF" или "SG" по системе API, но не авиационное (см. табл. Рис.7.11.)

2.7.5.2. Количество масла в системе, л

- максимальное 3,0 (2,7 кг)
- минимальное 2,0 (1,8 кг)

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

- 2.7.6. Сорт применяемого топлива для двигателя, максимальные и минимальные запасы топлива. Ограничения по минимальному давлению топлива
- 2.7.6.1. Сорт применяемого топлива:
автомобильный неэтилированный бензин с октановым числом не ниже 95 по исследовательскому методу;
- отечественный - автомобильный бензин АИ-95, ГОСТ 2084-77
- зарубежный - автомобильный бензин SUPER по спецификации DIN 51600; ONORM C 1103 или автомобильный бензин EURO-SUPER ROZ95 по спецификации DIN 51603, ONORM 1101.
- 2.7.6.2. Максимальный объём заправляемого топлива, л 50 (37 кг)
- 2.7.6.3. Расходуемый запас топлива, л:
- максимальный до полной выработки баков 49,65
- невырабатываемый остаток 0,35
- остаток топлива на 15 мин. полёта 8
- 2.7.6.4. Минимальный запас топлива, с которым разрешен вылет, л 15
При равномерной заправке обоих баков
- 2.7.6.5. Давление топлива, бар:
- минимальное 0,15
(контроль по сигнальной лампочке на приборной доске)
- максимальное 0,4
- 2.7.7. Максимальная температура выхлопных газов, град.С 900
- 2.7.8. Воздушный винт:
изготовитель воздушного винта фирма "ДиД" (Россия)
тип воздушного винта ВВ-89Д-7, двухлопастной, деревянный, моноблочный, толкающий, фиксированного шага
- Диаметр воздушного винта, м 1,78
Угол установки лопастей воздушного винта (на относительном радиусе 75%), град 13

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

Направление вращения

Против часовой стрелки,
если смотреть в направлении полёта

Абсолютный шаг винта, мм

968

2.7.8.1. Максимально допустимая частота

вращения воздушного винта, об/мин

2550+50(при $n_{дв}=$
=5900 об/мин и
 $i=2,273$)

**2.7.9. Разметка дисплея прибора контроля
параметров двигателя "FLYDAT"**
приведена ниже

1	2	3	4
5	6	7	8

Рис.2.1. Внешний вид дисплея прибора "FLYDAT",
расположенного на приборной доске.

- 1 - окно индикации частоты вращения вала двигателя (об/мин);
- 2 - окно индикации температуры выхлопных газов передних цилиндров (град.С);
- 3 - окно индикации температуры головок цилиндров (град.С);
- 4 - окно индикации температуры масла (град.С);
- 5 - окно индикации суммарной наработки двигателя (час);
- 6 - окно индикации температуры выхлопных газов задних цилиндров (град.С);
- 7 - окно индикации опроса температуры выхлопных газов: "← ---" - левой группы цилиндров, "---->" - правой группы цилиндров;
- 8 - окно индикации давления масла (бар).

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. На дисплее прибора "FLYDAT" в окнах 2,6,7 информация отсутствует, так как канал температуры выхлопных газов на двигателе самолёта "Авиатика-МАИ-890" не задействован (окна 2, 6, 7 закрыты).

" 2. При включении питания "FLYDAT" на экране дисплея высвечивается надпись "V01.22°C" и в течение 10 с после запуска двигателя в каждом окне должны появляться числовые значения параметров двигателя.

3. При нажатии на кнопку "Запуск" может произойти самовыключение прибора "FLYDAT". После запуска двигателя на экране дисплея должна высветиться надпись "V01.22°C".

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

2.7.10. Ниже в таблице приведены минимальные и максимальные эксплуатационные параметры двигателя, которые высвечиваются на дисплее прибора "FLYDAT" и которые подлежат контролю.

При этом на всех этапах полёта необходимо постоянно контролировать частоту вращения вала двигателя и температуру головок цилиндров. Остальные параметры не требуют постоянного контроля.

Прибор "FLYDAT" имеет встроенную систему сигнализации о превышении эксплуатационных ограничений (не зависимо от того, на каком ВС установлен двигатель "Rotax-912A")

Измеряемый параметр	Номер окна дисплея "FLYDAT"	Минимум		Максимум	
		Желтая зона	Красная зона	Желтая зона	Красная зона
Частота вращения вала двигателя, об/мин	1	-	-	5600	5900
Температура выхлопных газов, град.С	2,6	-	-	880	900*)
Температура головок цилиндров, град.С	3	60	-	145	150**)
Температура масла, град.С	4	50	-	135	140
Давление масла, бар	8	1,5	1,0	6,0	7,0

*) Канал измерения указанного параметра двигателя на самолёте "Авиатика-МАИ-890" не задействован.

**) Максимальная температура головок цилиндров двигателя на самолёте "Авиатика-МАИ-890" ограничена 110°C из условий обеспечения надежной работы жидкостной системы охлаждения двигателя и невыбивания охлаждающей жидкости из расширительного бачка. Пилоту необходимо вести контроль за этим параметром, не допуская его роста более 110°C

При превышении указанных в таблице ограничений параметров:
-светосигнализатор "ОПАСН.РЕЖ.ДВИГ." пульсирует в "желтой" и высвечивается непрерывно в "красной" зоне;
-значение параметра пульсирует постоянно в "желтой" или "красной" зоне.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. 1. Эксплуатация двигателя с неисправным прибором "FLYDAT" ЗАПРЕЩАЕТСЯ.
2. При отказе прибора "FLYDAT" в полёте выполнение задания прекратить и произвести посадку.

2.8. Разрешенные маневры и виды применения

2.8.1. Данный самолёт сертифицирован в нормальной категории.

Разрешены любые маневры, необходимые для выполнения нормального (неакробатического) полёта, а также плоские восьмерки, виражи, сваливание (кроме фигуры "Колокол") и крутые развороты, при которых угол крена не превышает 60° (при скорости по прибору не менее 85 км/час).

Фигуры высшего пилотажа и преднамеренный ввод самолёта в штопор ЗАПРЕЩЕНЫ.

2.8.2. Виды применения

Самолёт предназначен для тренировочных полётов, авиатуризма, патрулирования, аэросъёмки и других полётов, при выполнении которых разрешены любые маневры, необходимые для выполнения нормального (неакробатического) полёта.

2.9. Ограничения, накладываемые на самолёт эксплуатационными факторами и воздействием внешней среды.

2.9.1. Параметры состояния и факторы воздействия на самолёт внешней среды:

а) массовая плотность воздуха в соответствии с диапазоном температуры наружного воздуха у земли (пункт "б") и барометрического давления (пункт "в") по международной стандартной атмосфере (ГОСТ 4401-81);

б) температура наружного воздуха у земли: от минус 20°C до плюс 40°C ;

в) барометрическое давление - во всем диапазоне высот полёта (от - 300 м до +3000 м) в соответствии с ГОСТ 4401-81;

г) относительная влажность у земли до 98%;

д) внешние воздействующие факторы - характерные для условий умеренного климата в диапазоне 60° северной и южной широты, в простых метеоусловиях, кроме условий обледенения, грозовой деятельности, снежных и пыльных бурь, атмосферных осадков, наличия скопления насекомых, над горной или пустынной местностью, водными пространствами и турбулентности атмосферы выше умеренной ($V_y \leq \pm 1,0 \text{ м/с}$)

2.9.2. Эксплуатационные факторы:

а) тип ВПП - грунтовая, подготовленная в соответствии с требованиями РЭГА РФ-94 (без травы и с короткой сухой травой) и с искусственным покрытием;

б) состояние ИВПП - сухая и влажная, заснеженная подготовленная, но не обледенелая;

в) состояние ГВПП - сухая, влажная, подготовленная с минимальной эксплуатационной плотностью грунта 9 кгс/см^2 , заснеженная подготовленная (укатанная и выровненная);

г) полёты - днём в простых метеоусловиях (ПМУ) по правилам визуального полёта (ПВП) в зоне УВД и по маршруту только по согласованию с УВД, по маршруту-за лидером;

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

- д) полётная видимость и расстояние до облаков:
высота нижней границы облаков, м 150
минимальное расстояние самолёта до нижней границы облаков
не менее, м 50
видимость, не менее, м 2000
- в) периодичность технического обслуживания -
- кратная 50 л.ч.
- ж) ресурсы и сроки службы самолёта, двигателя
и воздушного винта приведены ниже в таблице;

№№ п.п.	Ресурсы (сроки службы)	Самолёт	Двигатель	Воздушный винт
1	Назначенный ресурс (срок службы)	- (10 лет)	3000 м.ч. (-)	200*)м.ч. (-)
2	Ресурс (срок службы) до 1-го капитального ремон- та	- (5 лет)**)	1000 м.ч. (-)	- (-)

**) Эксплуатация - по техническому состоянию, гарантийный ресурс 20 часов или 1 год после установки на самолёт (см.инструкцию по воздушному винту ВВ-89Д-7).*

***) Из расчета 700 л.ч., 2100 пос. при эксплуатации 85% с ИВПП, 15% с ГВПП.*

з) типовой профиль полёта:

взлёт и набор высоты круга;
набор высоты крейсерского полёта;
крейсерский полёт;
снижение до высоты круга;
полёт по кругу и посадка.
Время типового полёта - 0,3 часа.

2.10. Трафареты с информацией об эксплуатационных ограничениях.

Ниже приведены трафареты с информацией об эксплуатационных ограничениях, которые размещены в кабине пилота

КУРЕНИЕ ЗАПРЕЩЕНО

Расчетная приборная скорость маневрирования (V_A)	133 км/ч
--	----------

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

Этот самолёт относится к категории очень лёгких самолётов и сертифицирован только для дневных полётов в условиях неограниченной видимости, без обледенения, грозовой деятельности, атмосферных осадков и скопления насекомых. Все акробатические маневры, включая преднамеренное выполнение штопора и полёты над водными пространствами **ЗАПРЕЩЕНЫ**. Прочие ограничения - в "Руководстве по лётной эксплуатации"

ПРИМЕЧАНИЕ. *Другие трафареты и надписи приведены в
Руководстве по технической эксплуатации.*

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

РАЗДЕЛ 3

ОСОБЫЕ СЛУЧАИ В ПОЛЁТЕ

Содержание

- 3.1. Введение
- 3.2. Отказ двигателя
 - 3.2.1. Отказ двигателя на разбеге
 - 3.2.2. Отказ двигателя в наборе высоты
 - 3.2.3. Отказ двигателя в горизонтальном полете
 - 3.2.4. Отказ двигателя на снижении
 - 3.2.5. Отказ двигателя после первого разворота на кругу
 - 3.2.6. Переохлаждение двигателя
 - 3.2.7. Перегрев двигателя
 - 3.2.8. Мало давление масла или его отсутствие по показаниям дисплея прибора «FLYDAT»
 - 3.2.9. Падение давления топлива
 - 3.2.10. Неустойчивая работа двигателя при отрицательных температурах атмосферного воздуха
 - 3.2.11. Отказ прибора «FLYDAT», сопровождающийся сбросом показаний параметров двигателя с дисплея
 - 3.2.12. Показания частоты вращения вала двигателя не соответствуют положению РУД и режиму полета
 - 3.2.13. Самопроизвольное включение в полете электростартера.
 - 3.2.14. Отказ в работе одного из топливомеров
 - 3.2.15. Попадание посторонних предметов в воздушный винт
- 3.3. Отказ системы электроснабжения
 - 3.3.1. Отсутствие показаний на индикаторе напряжения и на дисплее комплексного прибора «FLYDAT»
 - 3.3.2. Загорание светосигнализатора «ОТКАЗ.ГЕНЕРАТ.»
- 3.4. Пожар на двигателе
- 3.5. Снижение с выключенным двигателем
- 3.6. Аварийные посадки
 - 3.6.1. Вынужденная посадка с отказавшим (выключенным) двигателем
 - 3.6.2. Посадка со спущенной шиной колеса
 - 3.6.3. Посадка с неисправным шасси
 - 3.6.4. Отказ системы торможения колес шасси
 - 3.6.5. Отказ в системе управления самолетом
 - 3.6.6. Отказ указателя скорости
 - 3.6.7. Отказ указателя высоты (отсутствие или неправильные показания)
 - 3.6.8. Отказ канала статического давления ПВД
 - 3.6.9. Отказ системы сигнализации предупреждения о приближении скорости сваливания (ССПС-1)
- 3.7. Вывод из непреднамеренного штопора
- 3.8. Аварийное покидание самолёта.

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

3.1. Введение

Раздел 3 содержит перечень и полный объем рекомендаций по действиям пилота при возникновении особых случаев в полете.

Особые ситуации, вызванные неисправностями самолета, его систем, двигателя, крайне редки, если производится качественный предполетный осмотр и обслуживание самолета, его грамотная эксплуатация в воздухе с соблюдением ограничений указанных в разделе 2 настоящего РЛЭ, соблюдаются процедуры и объем технического обслуживания, согласно Руководства по технической эксплуатации самолета, а также рекомендации и указания настоящего РЛЭ.

Однако, в случае возникновения в полете особой ситуации пилотом должны быть использованы основные приемы и рекомендации, описанные в этом разделе для правильного выхода из трудного положения и благополучного завершения полета.

Раздел утвержден Авиарегистром МАК " 17 " декабря 1999г.

3.2. Отказ двигателя

Признаки:

- уменьшение частоты вращения вала двигателя, при положении РУД > МГ;
- отсутствие звука работающего двигателя или двигатель работает с хлопками и перерывами или со скрипом и посторонними шумами;
- отсутствие тяги воздушного винта и уменьшение скорости полета (разбега);
- загорание сигнальной лампы «ОТКАЗ ГЕНЕРАТ.»;
- «ОПАСН.РЕЖ.ДВИГ.», «ДАВЛ.ТОПЛ.МАЛО»;
- уменьшение давления масла по указателю;
- отсутствие реакции двигателя на перемещение РУД (или режим двигателя не соответствует положению РУД).

Действия:

3.2.1. Отказ (останов) двигателя на разбеге:

- прекратить взлет, переместив РУД в положение МГ, выдерживая направление пробега отклонением педалей, кренящий момент парировать ручкой управления самолетом (РУС), остановить самолет, применив тормоза колес шасси, нажимая на гашетку тормозов короткими импульсами;
 - выключить зажигание, переместив оба переключателя «ЗАЖИГАНИЕ» в положение «ВЫКЛ.», обесточить самолет, переместив переключатели «АККУМ», «ГЕНЕРАТ.» в положение «ВЫКЛ.»;
- доложить РП (если самолет оборудован радиостанцией) о причине прекращения взлета;

- закрыть перекрывной (пожарный) кран.

ПРИМЕЧАНИЕ. В дальнейшем по тексту РЛЭ, где требуется “*должить РП*”, это действие исполнять при наличии на борту автономной радиостанции типа “Айком”

3.2.2. Отказ (останов) двигателя в наборе высоты:

а) при отказе двигателя в наборе на $H=12-15$ м.

Посадку произвести перед собой с небольшим отворотом от возможного препятствия, избегая лобового столкновения, для чего:

- РУС незамедлительно (не более чем через одну секунду) энергично отдать «от себя» на $1/3...1/2$ хода. При этом, после уменьшения скорости от 90 до 75 км/ч, в момент выключения двигателя, скорость быстро увеличивается до 85 км/ч. Потеря высоты в этом случае составляет 10..15 м. С высоты 2,5...3 м РУС плавно, но энергично взять «на себя», создав самолету посадочное положение, при этом вертикальную скорость полностью погасить не удастся.

Приземление произойдет с вертикальной скоростью снижения до 1,8 м/с возможно на три точки или даже возможно первое касание произойдет передним колесом. Самолет при этом не «козлит».

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: 1. При меньшей высоте отказа двигателя и энергичной отдаче РУС «от себя» и с $H=2,5-3$ м энергичном взятии РУС «на себя» обеспечивается более или менее благополучное завершение полета для пилота, но посадка будет грубой, возможна поломка самолета.

2. Задержка в действиях “РУС незамедлительно “от себя” на $1/3...1/2$ хода” в течение 2 с, приводит к уменьшению скорости на глиссаде снижения с 90 км/ч до 60-65 км/ч. При этом потеря высоты до выхода самолёта на скорость 85 км/ч составляет 20..25 м, самолёт находится в режиме сваливания, работает звуковая и световая сигнализация “сваливание”. Поэтому действия пилота при таком отказе двигателя должны быть незамедлительными, быстрыми и энергичными.

3. При отказе двигателя на больших высотах (до 50 м) действия пилота аналогичны действиям, изложенным в подпункте «а», при этом на снижении выдерживать скорость 80...90 км/ч посадку произвести перед собой или с небольшими отворотами с креном не более 15° , учитывая повышенную вертикальную скорость снижения.

б) при отказе (останове) двигателя на высоте 50-100 м в наборе высоты:

- РУС энергично отдать «от себя», после достижения скорости 90-100 м/ч взятием РУС «на себя» уменьшить вертикальную скорость снижения до 4,5-5,0 м/с, выполнив доворот с креном не более 45° в сторону выбранной площадки (дороги) и произвести вынужденную посадку с отказавшим двигателем, руководствуясь рекомендациями пункта 3.6.1. РЛЭ;

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

- на снижении выключить зажигание и обесточить самолет, переместив переключатели «АККУМ.» и «ГЕНЕРАТ.» в положение «ВЫКЛ.», РУД установить в положение МГ;
- закрыть перекрывной (пожарный) кран;
- доложить РП о причинах и месте вынужденной посадки;
в) при отказе (останове) двигателя на высоте более 100м в процессе выполнения набора высоты, можно выполнить посадку на аэродром (площадку) взлета, выполнив разворот на 180° с креном не более 45° или произвести посадку перед собой на выбранную площадку или дорогу, для чего:
- РУС незамедлительно и энергично отдать «от себя» на $1/3 \dots 1/2$ хода;
- установить РУД в положение МГ ;
- по достижении на снижении скорости 85-90 км/ч выполнить разворот с креном не более 45° на 180° и произвести посадку с обратным курсом на аэродром (площадку) взлета, руководствуясь рекомендациями п.3.6.1. РЛЭ;
- на снижении выключить зажигание и обесточить самолет, установив переключатели «АККУМ.» и «ГЕНЕРАТ.» в положение «ВЫКЛ.», по возможности закрыть перекрывной (пожарный) кран.

ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ. *Потеря высоты за разворот самолета на 180° с креном 45° на скорости 85...90 км/ч с выводом самолета на посадочную прямую составляет 70-80 м (при полетной массе самолета 365-370 кг) и 110...120 м (при полетной массе 400-450 кг.), что необходимо учитывать при выполнении посадки с отказавшим двигателем с разворотом на 180° .*

3.2.3. Отказ (останов) двигателя в горизонтальном полете.

В случае отказа (самоостанова) двигателя на высоте менее 300м попытки запуска двигателя в полете не производить, а выполнить вынужденную посадку с отказавшим двигателем согласно рекомендаций п.3.6.1. РЛЭ.

В случае отказа (самоостанова) двигателя на высоте более 300м:

- прекратить выполнение задания;
- установить скорость планирования 90-100 км/ч;
- переместить РУД в положение МГ;

убедиться в том, что АЗС «ГЕНЕРАТ.» и АЗС «ЗАПУСК» включены, оба переключателя «ЗАЖИГАНИЕ» находятся в положении «ВКЛ», переключатели «АККУМ.» и «ГЕНЕРАТ.» находятся в положении «ВКЛ», переключатель «ТОПЛ. НАС.» находится в положении «АВТ», рычаг перекрывного (пожарного) крана находится в положении «ОТКР.», в обоих баках имеется топливо (в достаточном количестве), температура охлаждающей жидкости и масла в норме, давление масла - в норме, воздушный винт авторотирует, (обороты по дисплею

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

«FLYDAT» около 1000 об/мин) или не авторотирует (обороты по дисплею «FLYDAT» около 0 об/мин) попытаться запустить двигатель, строя маршрут полета для выполнения вынужденной посадки с выключенным двигателем, для чего:

а) если воздушный винт авторотирует:

- установить переключатель «ТОПЛ.НАС.» из положения «АВТ.» в положение «ВКЛ.»;
- выключить и вновь включить оба переключателя «ЗАЖИГАНИЕ»: убедиться по звуку и по показаниям дисплея «FLYDAT», что двигатель запустился;
- плавно переместить РУД в положение МАКС (полностью «от себя»), проконтролировать параметры работы двигателя по дисплею «FLYDAT», а затем установить двигателю требуемый для полета режим;
- вывести самолет из режима снижения, прекратив выполнение задания;
- произвести заход, снижение и посадку на аэродром (площадку) взлета, строя маршрут полета таким образом, чтобы можно было выполнить вынужденную посадку с отказавшим двигателем на выбранную с воздуха площадку (дорогу);
- доложить РП о причине прекращения выполнения задания.

Если двигатель не запустился, выполнить вынужденную посадку с выключенным двигателем, руководствуясь рекомендациями п.3.6.1. РЛЭ.

б) если воздушный винт не авторотирует:

- выполните действия, указанные в начале пункта 3.2.3.;
- установите переключатель «ТОПЛ.НАС.» в положение «ВКЛ.»; нажмите на кнопку «ЗАПУСК», по звуку и по показаниям дисплея «FLYDAT» убедитесь, что двигатель запустился, отпустите кнопку «ЗАПУСК».

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. 1. Кнопку «ЗАПУСК» держать в нажатом положении не более 10 с, повторное нажатие не ранее, чем через 2с.

2. Надежный запуск двигателя обеспечивается на скоростях полёта 95...130 км/ч по прибору в диапазоне высот 300...3000м.

Как только двигатель запустился, плавно перевести РУД в положение МАКС, проконтролировать параметры работы двигателя по дисплею прибора «FLYDAT», установить двигателю необходимый режим для продолжения полета;

- прекратить выполнение задания и произвести посадку на аэродром (площадку) взлета или на ближайший аэродром.

Если двигатель не запустился и высота полета позволяет, повторить попытку запуска двигателя.

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

Минимальная высота попыток запуска двигателя не менее 300м. На высоте менее 300м, прекратить попытки запуска двигателя.

Все внимание направить на расчет и подготовку к посадке с выключенным двигателем на аэродром или выбранную с воздуха площадку (дорогу), строя маршрут захода, по возможности против ветра.

Вынужденную посадку производить, руководствуясь рекомендациями п.3.6.1. РЛЭ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Если двигатель остановился с посторонними шумами (повышенная тряска, скрежет, выхлоп в карбюратор и т.п.) или если на скорости по прибору 90-100 км/ч воздушный винт не авторотирует, попытки запуска не производить, а выполнить вынужденную посадку, руководствуясь рекомендациями п.3.6.1. РЛЭ.

3.2.4. Отказ (останов) двигателя на снижении:

- выполнить действия согласно п. 3.2.3. РЛЭ.

3.2.5. Отказ двигателя после первого разворота на кругу:

- выполнить действия согласно п. 3.2.2. РЛЭ.

3.2.6. Переохлаждение двигателя.

Отказ определяется по признакам:

- неустойчивая работа двигателя (по звуку) и по показаниям дисплея «FLYDAT» (мигание цифры в жёлтой зоне дисплея); температура головок цилиндров (охлаждающей жидкости) менее 60°C, температура масла менее 50°C.

Действия:

- плавно, за 2..3 с переместить РУД в сторону увеличения частоты вращения вала двигателя до режима, обеспечивающего прогрев двигателя до температуры более 60°C;
- выдерживать температурный режим двигателя в пределах 60-110°C (головок цилиндров) и 50-130°C масла.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Переохлаждение двигателя возможно при отрицательных температурах атмосферного воздуха и длительной работе двигателя на режиме МГ (при экстренном снижении). Поэтому в такой ситуации пилот должен вести постоянный контроль за температурой масла и температурой головок цилиндра (охлаждающей жидкости), не допуская их снижения менее допустимой (соответственно 50°C и 60°C).

3.2.7. Перегрев двигателя.

Отказ определяется по признакам:

- температура головок цилиндра более 110°C и стремится к росту;
- температура масла более 140°C и стремится к росту;
- давление масла - в норме;

Эти признаки могут наступить одновременно или каждый в отдельности.

Действия:

- уменьшить частоту вращения вала двигателя, переместив РУД по возможности до режима МГ;
- перевести самолет в режим снижения на скорости 90-100 км/ч;
- при прекращении роста температуры головок цилиндров и масла и снижении ее соответственно менее 110°C и 140°C увеличить режим двигателю, вывести самолет из снижения и продолжить полет.

В случае, если рекомендованные действия не привели к снижению температуры головок цилиндров или температуры масла, один или оба параметра продолжают увеличиваться, выключить двигатель и выполнить действия согласно п.3.6.1. РЛЭ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: 1. При длительной работе двигателя, когда температура головок цилиндров (охлаждающей жидкости в двигателе) выше 110°C , возможно ее выбивание из дренажа, что может привести к отказу двигателя, а это потребует его ремонта.

2. Перегрев возможен из-за снижения эффективности радиаторов системы охлаждения и масляной системы (засорение сот радиаторов травой, грязью, пылью и т.п.) или из-за утечки охлаждающей жидкости или масла из системы по причине нарушения герметичности.

3.2.8. Мало давление масла или его отсутствие по показаниям дисплея прибора «FLYDAT».

Признаки:

- на приборной доске загорелась сигнальная лампа «ОПАСН. РЕЖ.ДВИГ.», а на приборе «FLYDAT» параметр давления масла высвечивается в пульсирующем режиме (желтая или красная зона). Давление масла находится на нуле или колеблется в диапазоне 0-МАКС, что может свидетельствовать как об отказе датчика давления масла, так и об утечке масла из двигателя или из системы или малом его запасе в баке.

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

Действия:

- проверить показания температуры масла.

Если температура масла в норме и соответствует режиму работы двигателя, двигатель работает устойчиво без перебоев (температура охлаждающей жидкости в норме), то продолжить полет, усилить контроль за температурой масла и температурой охлаждающей жидкости (головок цилиндров);

- выполнить заход и посадку на ближайший аэродром или аэродром (площадку) взлета для выяснения причин отказа маслосистемы двигателя.

Если при колебании давления масла или отсутствии показаний давления масла, температура масла растет до максимального значения и более, это может свидетельствовать об утечке масла из маслосистемы двигателя. В этом случае необходимо:

- уменьшить режим двигателю до минимально возможного для выполнения горизонтального полета;
- подобрать с воздуха площадку (дорогу) для выполнения вынужденной посадки и произвести на них вынужденную посадку, руководствуясь п.3.6.1. РЛЭ;
- после приземления выключить двигатель и обесточить самолет;
- доложить РП о месте и причине вынужденной посадки.

ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ. *При подборе площадки для выполнения вынужденной посадки и при заходе на посадку быть готовым к самовыключению двигателя и выполнению посадки с выключенным двигателем;*

3.2.9. Падение давления топлива и загорание светосигнализатора «ДАВЛ.ТОПЛ.МАЛО»

Признаки:

- неустойчивая работа двигателя, сопровождающаяся падением или колебанием частоты вращения вала двигателя, повышенной тряской;
- устойчиво горит светосигнализатор «ДАВЛ.ТОПЛ.МАЛО»

Действия:

- если самолет имел отрицательную или близкую к нулю перегрузку, вывести самолет на положительную перегрузку;

- включить резервную линию подачи топлива в карбюраторы для чего переключатель «ТОПЛ.НАС.» установить в положение «ВКЛ.»

ПРИМЕЧАНИЕ. *Переключатель «ТОПЛ.НАС.» в полете должен быть установлен в положение «АВТ.». В этом случае при отказе механического топливного насоса резервный электрический топливный насос должен автоматически включаться в работу.*

- установить двигателю наиболее устойчивый режим работы. РУД перемещать плавно, не допуская резких движений и встречных приёмистостей;
- проверить, открыт ли полностью пожарный кран;
- по топливомерам определить наличие топлива в обоих баках в достаточном количестве.

Если после указанных действий и определения наличия топлива в обоих баках в достаточном количестве, полном открытии пожарного крана двигатель при изменении режима работает неустойчиво, частота вращения вала двигателя меньше, чем обычно на данном режиме полета, это может свидетельствовать об отказе одного из карбюраторов двигателя из-за появления трещины (разрыва) на резиновой муфте крепления карбюратора к всасывающему патрубку двигателя, в этом случае необходимо:

- прекратить выполнение задания и произвести посадку на ближайший аэродром или аэродром (площадку) взлета. Быть готовым для посадки с выключенным двигателем.

Если произошло самовыключение двигателя или двигатель продолжает работать с перебоями, повышенной тряской, хлопками и т.п., то необходимо выключить двигатель и выполнить действия, указанные в п.3.6.1. РЛЭ;

- доложить РП о причине и месте вынужденной посадки.

Если произошло загорание светосигнализатора «ДАВЛ.ТОПЛ.МАЛО», а двигатель работает устойчиво на всех режимах, это может свидетельствовать о ложном срабатывании светосигнализатора.

Действия:

- убедиться в достаточном количестве топлива в обоих баках;
- установить переключать «ТОПЛ.НАС.» из положения «АВТ.» в положении «ВКЛ.»
- Если при этом двигатель продолжает устойчиво работать на режимах от МГ до МАКС, а светосигнализатор «ДАВЛ.ТОПЛ.МАЛО» продолжает периодически срабатывать или устойчиво горит, то продолжить полет до аэродрома (площадки) назначения.

По звуку двигателя и параметрам прибора «FLYDAT» усилить контроль за работой двигателя.

3.2.10. Неустойчивая работа двигателя при отрицательных температурах воздуха

Признаки:

- неустойчивая работа двигателя, сопровождающаяся падением частоты вращения вала двигателя, хлопками и повышенной тряской двигателя;
- сигнальная лампа «ОТКАЗ Карб.ПОС.» горит устойчиво, что свидетельствует об отказе системы подогрева карбюраторов.

Действия:

- переместить РУД на пониженный режим, обеспечивающий продолжение полета и снижающим вибрацию двигателя;
- проверить, включен ли АЗС «Карб.ПОС.»;
- убедиться по дисплею прибора «FLYDAT», что параметры двигателя (температура и давление масла, температура головок цилиндров, температура выхлопных газов) в норме;
- прекратить выполнение задания. Выполнить заход и посадку на ближайший аэродром или аэродром (площадку) взлета.

Если при загорании лампы «ОТКАЗ ПОС.» двигатель работает устойчиво, параметры силовой установки в норме, продолжить полет по заданию, усилить контроль за параметрами двигателя. Не допускать резких и энергичных действий РУД на всех этапах полета. Быть готовым к выполнению действий на случай появления неустойчивой работы двигателя из-за обледенения карбюраторов, особенно при полетах с повышенной (близкой к 98%) относительной влажностью воздуха при температурах 0 - минус 5°C.

3.2.11. Отказ прибора «FLYDAT», сопровождающийся сбросом показаний параметров двигателя

Признаки:

- двигатель работает устойчиво;
- на дисплее прибора «FLYDAT» отсутствуют показания всех параметров двигателя (из-за отказа «FLYDAT» по причине срабатывания встроенного предохранителя или из-за обрыва провода его питания).

ПРИМЕЧАНИЕ. При обрыве электропроводки питания «FLYDAT» сигнальная лампа «ОПАСН.РЕЖ.ДВИГ.» и дисплей «FLYDAT» не работают. При срабатывании встроенного предохранителя «FLYDAT» или отказа дисплея «FLYDAT» сигнальная лампа «ОПАСН.РЕЖ.ДВИГ.» работоспособна и сигнализирует о превышении одного из параметров двигателя.

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

Действия:

3.2.11.1. На разбеге:

- прекратить взлет, зарулить на стоянку и выключить двигатель, выяснить и устранить причину отказа.

3.2.11.2. В полете:

- уменьшить режим двигателю до потребного для полета со скоростью 90-100 км/ч;
- выполнить посадку на аэродром (площадку) назначения или взлета.

ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ. В полете по звуку контролировать устойчивость работы двигателя, не допускать длительной работы двигателя на режиме МГ и на максимальном режиме.

На снижении с $V_y=3,0-4,0$ м/с и скорости 90-100 км/ч частота вращения вала двигателя будет около 4000 об/мин. В горизонтальном полете на высоте 300м с полетной массой 365-375 кг на скорости 85-90 км/ч частота вращения вала будут 4400-4500 об/мин. В наборе высоты с $V_y=3,5-4,0$ м/с и скорости 85-90 км/ч частота вращения вала двигателя будет около 5250-5350 об/мин (при положении РУД на упоре МАКС).

3.2.12. Показания частоты вращения вала двигателя не соответствует положению РУД и режиму полета.

Действия:

3.2.12.1. На разбеге:

- прекратить взлет ;
- зарулить на стоянку и выключить двигатель, выяснить и устранить причину отказа.

3.2.12.2. В полете:

- установить РУД в положение, обеспечивающее выдерживание скорости полета 90-100 км/ч;
- прекратить выполнение задания;
- усилить контроль за показаниями параметров двигателя на дисплее «FLYDAT»;
- выполнить посадку на аэродром (площадку) назначения или взлета, руководствуясь при необходимости рекомендациями п.3.2.9. настоящего РЛЭ.

3.2.13. Самопроизвольное включение в полете электростартера.

Признаки:

- появление характерного шума работающего стартера.

Действия:

- прекратить выполнение задания;
- подобрать и выполнить вынужденную посадку на площадку;
- доложить РП о причине и месте вынужденной посадки;
- после посадки выключить двигатель.

3.2.14. Отказ в работе одного из топливомеров

Признаки:

- существенная разница в показаниях топливомеров с перебалансировкой самолета по крену в сторону бака, где большая часть топлива, что свидетельствует о невыработке топлива из одного бака или о преждевременной выработке (утечке) топлива из одного бака.

Действия:

- балансировать самолет по курсу отклонениями элеронов и руля направления;
- визуально осмотреть бак с меньшим остатком топлива, на предмет отсутствия течи топлива из бака.

Если обнаружена течь топлива из бака, необходимо:

- прекратить выполнение задания;
- подобрать с воздуха площадку и выполнить на нее вынужденную посадку, по возможности, против ветра;
- доложить РП о причине и месте вынужденной посадки.

Если течь топлива не обнаружена, выполнить скольжение в сторону бака с большим остатком топлива на скорости 90-100 км/ч (угол скольжения до 2-х диаметров шарика). Вывести самолёт в горизонтальный полет. По топливомерам убедиться, что в баке с меньшим запасом топлива, количество топлива увеличилось, что свидетельствует о нормальной работе топливной системы и работе топливомеров;

- продолжить полет до аэродрома посадки или аэродрома вылета;
- усилить контроль за выработкой топлива и за полетом без скольжения (по возможности).

Если показания одного из топливомеров неправильны (поплавок топливомера утоплен), а перебалансировка самолета по крену отсутствует, что свидетельствует об отказе топливомера, необходимо:

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

- продолжить полет до аэродрома посадки или аэродрома (площадки) вылета;
- усилить контроль за выработкой топлива.

3.2.15. Попадание постороннего предмета в воздушный винт.

Признаки:

- появление дисбаланса на воздушном винте, что вызывает повышенную тряску самолета;

Действия:

3.2.15.1. На рулении, разбеге и пробеге:

- энергично установить РУД в положение МГ;
- выключить двигатель, установить переключатели «ЗАЖИГАНИЕ» в положение «ВЫКЛ.»;
- остановить самолет, применив тормоза колес;

В полете (на любом этапе):

- установить РУД в положение МГ;
- выключить двигатель;
- выполнить вынужденную посадку с выключенным двигателем в соответствии с рекомендациями п.п. 3.2.2.-3.2.4. РЛЭ (в зависимости от этапа полета, в котором проявился отказ воздушного винта).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. *Действия пилота в случае попадания постороннего предмета в воздушный винт должны быть четкими и быстрыми, так как появление большого дисбаланса воздушного винта может привести к разрушению опор крепления двигателя с трудно предсказуемыми последствиями.*

3.3. Отказ системы электроснабжения

3.3.1. Отсутствие показаний на индикаторе напряжения и на дисплее комплексного прибора «FLYDAT».

Действия:

- контролировать работу двигателя по шуму и параметрам движения самолета;
- проверить, включены ли АЗС «ГЛАВНЫЙ» и «ГЕНЕРАТ.», а переключатели «АККУМ.» и «ГЕНЕРАТ.» находятся в положении «ВКЛ.»;

- перемещения РУД ограничить диапазоном от режима МГ до максимального продолжительного режима (не более 5500 об/мин);
- на снижении не допускать вертикальную скорость более 5 м/с;
- выдерживать скорость планирования 90-100 км/ч;
- выполнить вынужденную посадку на ближайший аэродром или ближайшую площадку, подобранную с воздуха.

3.3.2. Загорание светосигнализатора «ОТКАЗ ГЕНЕРАТ.».

Причиной отказа могут быть:

- отказ системы генерирования постоянного тока, в этом случае стрелка индикатора напряжения будет показывать разряд аккумулятора;
- ложное срабатывание сигнализации об отказе генератора, в этом случае стрелка индикатора напряжения будет показывать подзаряд аккумулятора.

Действия:

В случае действительного отказа системы генерирования постоянного тока необходимо:

- отключить генератор, установив переключатель «ГЕНЕРАТ.» в положение «ВЫКЛ.»;
- усилить контроль за показаниями индикатора напряжения и за показаниями дисплея комплексного прибора «FLYDAT»;
- учитывая, что электропитание от аккумуляторной батареи обеспечивается в течение 30 мин, завершить за это время выполнение полетного задания, либо выполнить посадку на ближайший аэродром либо пригодную площадку;
- доложить РП о причине и месте выполнения вынужденной посадки (если осуществляется управление полетом).

В случае ложного срабатывания сигнализации об отказе генератора:

- продолжить выполнение задания;
- усилить контроль за показаниями индикатора напряжения.

3.4. Пожар на двигателе

Признаком пожара на двигателе является появление пламени и дыма. Пожар обнаруживается пилотом с помощью зеркал заднего обзора.

Действия пилота при возникновении пожара на двигателе.

3.4.1. На земле (при опробовании двигателя и на рулении):
установить РУД в положение МГ;

- выключить двигатель и обесточить самолет, установив переключатели «ЗАЖИГАНИЕ», «АККУМ.», «ГЕНЕРАТ.» в положение «ВЫКЛ.»;

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

- закрыть пожарный кран;
- быстро покинуть кабину самолета, освободившись от привязной системы;
- применить наземные средства пожаротушения.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: *1. По возможности не останавливать рулящий самолет с пожаром на двигателе вблизи других летательных аппаратов или легковоспламеняющихся строений (предметов) на аэродроме (площадке).*

2. Действия пилота по покиданию самолета должны быть четкими и энергичными, без излишнего промедления.

3.4.2. Во время взлета (на разбеге):

- прекратить разбег, установить РУД в положение МГ, применить тормоза;
- выключить зажигание и обесточить самолет, установив выключатели «ЗАЖИГАНИЕ», «АККУМ.», «ГЕНЕРАТ.» в положение «ВЫКЛ.»;
- закрыть пожарный кран;
- покинуть самолет после его остановки;
- применить наземные средства пожаротушения.

3.4.3. Во время взлета (в наборе высоты до $H=15$ м):

- установить РУД в положение МГ;
- незамедлительно отдать РУС «от себя» на $1/3...1/2$ хода для увеличения скорости на снижении до 80-90 км/ч, на высоте $H=2,5...3,0$ м взять ручку управления «на себя» и произвести посадку перед собой или с небольшим отворотом, если позволяет аэродром или площадка взлета, для исключения лобового столкновения с препятствиями;
- после приземления выключить зажигание и обесточить самолет;
- закрыть пожарный кран;
- после полной остановки самолета покинуть кабину.

Если посадка перед собой или с небольшим отворотом не обеспечивается, не меняя режим двигателю выполнить энергичный разворот на 180° с набором высоты за минимально короткое время и произвести посадку на аэродром (площадку) взлета. При выполнении маневра не допускать уменьшения скорости менее 80 км/ч и увеличения крена более 45° .

После приземления выключить двигатель и обесточить самолет, закрыть пожарный кран.

Применить экстренное торможение. После остановки самолета покинуть кабину.

3.4.4. В полете:

- установить РУД в положение МГ;
 - перевести самолет в режим планирования на скорости 90-100 км/ч;
 - выключить двигатель и обесточить самолет;
 - закрыть пожарный кран;
- Произвести вынужденную посадку по возможности за минимально короткое время, используя рекомендации пункта 3.6.1. РЛЭ;
- после приземления и остановки самолёта быстро покинуть кабину и отойти от самолёта на безопасное расстояние;
 - сообщить любым способом РП или ЗЦ о пожаре и месте вынужденной посадки”.

3.5. Снижение с выключенным двигателем

Снижение с выключенным двигателем рекомендуется выполнять на скорости по прибору 90-100 км/ч.

Располагаемая дальность планирования при отказе двигателя определяется аэродинамическим качеством самолета «К» и запасом высоты «Н». При планировании на скорости 90-100 км/ч вертикальная скорость снижения составляет для полетной массы 365...375 кг - 4-5 м/с, для полетной массы 400-450 кг - 5-6 м/с. Среднее значение аэродинамического качества и дальность планирования соответственно составляют при $K=5,9$ на $V_{\text{план}}=90$ км/ч $L_{\text{план}}=K \cdot H=5,9H$, где H в метрах (при $V_{\text{план}}=80$ км/ч $K=6,5$, при $V_{\text{план}}=100$ км/ч $K=5,3$).

Изменение аэродинамического качества самолета от скорости полета приведено в разделе 5 на рис. 5.5.

Развороты (довороты) на снижении выполнять с креном не более 45° . При этом на развороте с креном 45° вертикальная скорость снижения составляет 5-6 м/с (для полетной массы 365...375 кг) и 6-7 м/с (для полетной массы 400-450 кг).

Потеря высоты за разворот на 180° соответственно составляет 70-80 м и 110-120 м.

При заходе на посадку со встречным ветром располагаемая дальность планирования уменьшается, а с попутным ветром соответственно увеличивается.

При встречном ветре 5 м/с дальность планирования уменьшается, а при попутном - увеличивается на 20 %.

Для получения наибольшей дальности планирования при встречном ветре 5 м/с необходимо скорость планирования увеличивать на 5 км/ч.

3.6. Аварийные посадки

3.6.1. Вынужденная посадка с отказавшим (выключенным) двигателем.

Действия:

- выбрать с воздуха подходящую для посадки площадку или выполнить маневр для посадки на аэродром (площадку) взлета с учетом скорости планирования, аэродинамического качества самолета, высоты полета, на которой произошел отказ двигателя, а также с учетом потери высоты при развороте на 180° , указанных в п.3.5. настоящего РЛЭ;
- установить скорость планирования 90-100 км/ч;
- выключить зажигание и обесточить самолет, выключатели «ЗАЖИГАНИЕ», «АККУМ.», «ГЕНЕРАТ.» установить в положение «ВЫКЛ»;
- закрыть пожарный кран;
- доложить РП об отказе двигателя, принятом решении и месте выполнения вынужденной посадки;
- определить по высотомеру высоту полета и примерную скорость и направления ветра у земли (по наземным ориентирам: дым, наклон крон деревьев и т.п.) и, рассчитав располагаемую дальность планирования согласно рекомендаций п. 3.5. РЛЭ, оценить возможность выполнения посадки на выбранную с воздуха площадку или на аэродром (площадку) взлета.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При наличии препятствий вблизи места вынужденной посадки высотой 15-20 м и более (строения, лесопосадочные полосы), расположенных параллельно траектории снижения самолета, не приближаться к этим препятствиям ближе 100м с целью исключения попадания в вихревой поток от препятствия. Преодолевать препятствия с превышением 5...10м (в спокойной атмосфере) и 10...20м (в турбулентной атмосфере).

- посадку выполнять по возможности против ветра с выполнением предпосадочного маневра или с прямой. Расчет на посадку выполнять с небольшим перелетом;
- после выхода на посадочную прямую убедиться в том, что снижение происходит в точку начала выравнивания, находящуюся в начале ВПП (площадки), расчет уточнять «змейкой» с креном $30...45^\circ$ (до $H=50\text{м}$) или скольжением; ниже 50м крен не превышать более 15° ;

- выравнивание, выдерживание, приземление выполнять с учетом повышенной вертикальной скорости, как обычно.

При посадке на выбранную с воздуха площадку переднее колесо на пробеге удерживать в поднятом положении максимально возможное время.

Если подстилающая поверхность имеется в виде леса или кустарника и отсутствует ровная площадка для выполнения на них вынужденной посадки, то при расчете и планировании на посадку маршрут строить таким образом, чтобы выравнивание было закончено на высоте верхних крон деревьев (кустарника).

На выдерживании по мере уменьшения скорости и высоты плавно увеличить тангаж на кабрирование вплоть до посадочного положения, а при касании самолетом деревьев полностью взять ручку управления «на себя» и удерживать ее в этом положении до полной остановки (повисания самолета на деревьях или касания земли при посадке на кустарники) самолета.

Перед касанием верхних крон деревьев убрать ноги с педалей, зафиксировав положение тела в кресле, прижавшись к спинке кресла, левой рукой закрыть глаза в целях увеличения вероятности исключения получения травм.

ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ: *1. При посадке на лес избегать лобового столкновения со стволами высоких деревьев.*
2. Конструкция дверей кабины такова, что исключает ее заклинивание при выполнении аварийной посадки с поломкой самолета.

После остановки самолета открыть левую и правую двери и по деревьям спуститься на землю, страхуя себя от падения с большой высоты.

3.6.2. Посадка со спущенной шиной колеса.

3.6.2.1. Посадка со спущенной шиной одного из основных колес.

Неисправность определяется по признаку:

- после касания ВПП основными колесами (до опускания передней опоры) возникает разворачивающийся момент и крен в одну и ту же сторону;
- повышенная тряска с жесткими ударами со стороны опоры, в сторону которой возникает разворачивающийся момент.

Действия:

- парировать крен отклонением РУС в противоположную возникшему крену сторону. Отклонения от оси ВПП парировать отклонением педали в сторону противоположную разворачивающему моменту;
- после опускания переднего колеса продолжить пробег, разгружая опору со спущенной шиной отклонением РУС в сторону, противоположную крену, направление выдерживать отклонением переднего колеса (педалей);

- тормоза на пробёге в этом случае не применять, удерживая самолет на ВПП рулями.

При сходе самолета с ВПП избегать лобового столкновения с препятствиями.

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. При опускании переднего колеса поставить педали в нейтральное положение, для исключения «броска» самолета в сторону в момент касания развернутого колеса о ВПП.

2. При посадке на сухую и влажную ИВПП длина пробега без применения тормозов составляет 200..250 м, а при посадке на сухую ГВПП (травяные кочки со скошенной травой) при $\sigma \geq 9$ кг/см² 180..200 м. При вынужденной посадке на ГВПП с высокой (до 0,5 м) травой и твердым грунтом длина пробега составляет не более 50...60 м.

3. В случае короткой ВПП и возможности выкатывания самолета за её пределы с возможным столкновением с препятствиями, после опускания переднего колеса выключить двигатель и обесточить самолет.

4. В случае появления крена и разворачивающего момента на разбеге, что свидетельствует о неисправности одного из основных колес, необходимо прекратить разбег и выключить двигатель (если отказ появился в первой половине разбега), а если отказ появился во второй половине разбега (после подъема переднего колеса) и обеспечивается выдерживание направления взлета, продолжить взлет, разгрузив неисправную опору, набрать высоту круга, выполнить заход и посадку на аэродром (площадку) взлета, с учетом неисправного колеса шасси.

3.6.3. Посадка с неисправным шасси.

3.6.3.1. Посадка при отказе пружинного амортизатора передней опоры или со спущенной шиной переднего колеса шасси.

Отказ определяется по признаку:

- после опускания переднего колеса возникает повышенная вибрация и стук в районе передней опоры шасси.

Действия:

- разгрузить переднюю опору взятием РУС «на себя», не допуская отделения самолета от земли;
- системой торможения колес не пользоваться;
- выключить двигатель;
- выполнить пробег на двух основных колесах максимально возможное время. Направление пробега выдерживать отклонением педалей и элеронов.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Если указанный отказ проявился на разбеге, то необходимо прекратить взлет.

3.6.3.2. Самопроизвольное затормаживание переднего колеса (из-за заклинивания подшипника).

Признаки:

- юзовое качение переднего колеса, дополнительное сопротивление движению самолета, полное обжатие пружинного амортизатора;
- снижение эффективности путевого управления при отклонении педалей и повышенные усилия на педалях.

Действия:

а) на разбеге:

- прекратить взлет, убрать РУД на МГ;
- отклонением РУС «на себя» разгрузить переднее колесо шасси;
- направление движения выдерживать отклонением РН и элеронов;
- тормоза колес шасси не применять.

б) на посадке:

- отклонением РУС «на себя» разгрузить переднюю опору шасси;
 - направление движения выдерживать отклонением РН и элеронов;
 - тормоза колес шасси не применять;
- при выкатывании самолета за пределы ВПП (площадки) выключить двигатель.

3.6.4. Отказ системы торможения колес шасси.

Признаки:

- при полном обжатии рычага управления тормозами колес шасси самолет не затормаживается или возникает разворачивающий момент в одну сторону (отказ тормоза одного колеса);
- при освобождении тормозной гашетки она не возвращается в исходное положение. Происходит юз основных колес. Снижение путевой устойчивости (не растормаживание двух колес шасси).

Действия:

- при страгивании самолёта вовремя взлёта - взлёт прекратить
 - на пробеге - разворачивающий момент парировать отклонением РН и элеронов, избегая столкновения с препятствием в случае выкатывания самолёта за ВПП (площадку)
 - в случае нерастормаживания колес шасси выключить двигатель, полностью взять РУС “на себя” и удерживать его до полной остановки самолёта;
 - выключить двигатель;
- направление движения выдерживать педалями (РН), избегая столкновения с препятствиями в случае выкатывания самолета за пределы ВПП (площадки).

3.6.5. Отказы в системе управления самолетом.

Система управления самолетом - механическая (тросовая и с применением тяг и качалок) простой и надежной конструкции, отработанная и проверенная на других летательных аппаратах.

Имеет удобные подходы к ней и легко просматривается при ее осмотре перед полетом как техническим составом, так и пилотом, что практически исключает ее отказ в полете. Однако, пилот должен быть готовым к выполнению действий в случае возникновения описанных ниже отказов в системе управления самолетом.

Описанные ниже отказы систем управления самолетом и действия пилота по безопасному завершению полета подтверждены летными испытаниями данного самолета.

3.6.5.1. Отказ резинового амортизатора в системе управления рулем направления (РН).

Признаки:

- облегченное управление самолетом по курсу с уменьшением усилий на педалях;
- самолет четко реагирует на отклонение педали, управляем и устойчив по курсу (с неосвобожденными педалями) во всем эксплуатационном диапазоне скоростей.

Пилотирование самолета сложности не предоставляет.

Действия:

- продолжить полет согласно задания, не допускать резких и полных перемещений педалей;
- не допускать больших кренов и углов скольжения;
- заход и посадку выполнять как обычно.

3.6.5.2. Заклинение руля направления вблизи нейтрального положения.

Признаки:

- большие усилия на педалях. При переключке педалей руль направления не отклоняется;
- самолет при нажатии на педаль не реагирует на изменение курса;
- при отклонении РУС по элеронам и по рулю высоты самолет реагирует на изменение крена и тангажа.

Действия:

- прекратить выполнение задания;
- вывести самолет в горизонтальный полет, используя элероны, руль высоты и режим работы двигателя, установив скорость 90-100 км/ч;
- по звуку и по показаниям прибора контроля параметров двигателя убедиться в нормальной работе силовой установки. По крену и тангажу убедиться в нормальной работе системы управления самолетом от РУС;

осмотреться в кабине, не попал ли посторонний предмет под педали или качалки, что могло привести к заклинению управления. При обнаружении такового попытаться его удалить, освободив от заклинения систему управления РН;

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

- доложить РП об отказе и принятом решении и месте выполнения вынужденной посадки;
- выполнять развороты (лучше в левую сторону), используя элероны и руль высоты, угол крена при этом не должен превышать 30° , угол скольжения не более $1,5 \dots 1,0$ диаметра шарика указателя;
- выполнить полет на аэродром (площадку) взлета или ближайший запасной аэродром или выполнить указания РП (если осуществляется управление полетом);
- снижение при заходе на посадку выполнять на скорости $90-100$ км/ч с вертикальной скоростью снижения $2 \dots 3$ м/с ($n_{дв} = 3300 \dots 3900$ об/мин). Посадочный курс выдерживать с помощью элеронов;
- посадку выполнять по возможности против ветра или с боковой составляющей не более 2 м/с.
- выравнивание, выдерживание, приземление - как обычно.

Посадка с заклиненным вблизи нейтрального положение РН особой сложности не предоставляет и достаточно безопасна.

ПРИМЕЧАНИЕ. *Перекладки элеронов с заклиненным РН вызывает движение самолета по типу «подушек» с изменением тангажа и скорости от заданной ± 10 км/ч.*

3.6.5.3. Рассоединение проводки в системе РН.

Признаки:

- при перемещении педалей самолет не реагирует на изменение курса;
- при нейтральном положении педалей в горизонтальном полете на скорости $90-100$ км/ч появилось скольжение вправо примерно на $1,5 \dots 2,0$ диаметра шарика по указателю;
- самолет нормально реагирует на отклонения РУС по элеронам и по рулю высоты.

Действия:

- прекратить выполнение задания;
- вывести самолет в горизонтальный полет, используя элероны, руль высоты и режим работы двигателя, установив скорость $90-100$ км/ч;
- по звуку и по показаниям прибора контроля параметров двигателя убедиться в нормальной работе силовой установки;
- доложить РП об отказе и принятом решении;
- выполнить полет на аэродром (площадку) вылета или ближайший запасной аэродром;
- выполнить развороты (лучше в левую сторону), используя элероны и руль высоты, угол крена при этом не должен превышать 30° , угол

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

скольжения не более 1,5... 1,0 диаметра шарика указателя, используя элероны, руль высоты и режим работы двигателя;

- снижение, расчет и посадку выполнять согласно рекомендаций п.3.6.5.2. РЛЭ с учетом примечания к этому подпункту.

Посадка самолета с рассоединенной системой управления РН особой сложности не представляет, возможна и достаточно безопасна.

3.6.5.4. Отказ в системе управления РВ.

а) разрушение или рассоединение резинового амортизатора в системе управления рулем высоты.

Признаки:

- изменение усилий на ручке управления самолетом по тангажу;
- при полете на скоростях 80-100 км/ч усилия на ручке управления самолетом триммером полностью не снимаются;
- самолет нормально реагирует на отклонение педалей и РУС как по крену, так по тангажу.

Действия:

- продолжить выполнение полета до аэродрома (площадки) назначения или аэродрома (площадки) вылета, установив скорость полета, при которой усилия на РУС приемлемые, но не менее 80 км/ч; по возможности проверить состояние резинового амортизатора (расположен в кабине пилота под приборной доской);
- если усилия на РУС неприемлемые, их снятие триммером не происходит, необходимо выбрать площадку и выполнить вынужденную посадку как обычно, или выполнить посадку на запасной аэродром.
- в случае выполнения вынужденной посадки доложить РП об отказе и принятом решении;

б) рассоединение (разрушение) системы управления рулем высоты.

Признаки:

- на отклонение РУС по тангажу на балансировочной скорости 80-90 км/ч (что соответствует крайнему заднему положению рычага управления триммером) самолет не реагирует, а по крену - реагирует;
- при увеличении или уменьшении скорости полета от балансировочной, усилия на РУС от РВ не изменяются;
- на отклонение педалей и изменение режима работы двигателя самолет реагирует нормально. Параметры силовой установки в норме.

Действия:

- прекратить выполнение задания;
- триммером и изменением режима работы двигателя, элеронами и РН вывести самолет в горизонтальный полет;

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

- установить скорость 85-90 км/ч (частота вращения вала двигателя - по скорости);
- выполнить разворот с креном не более 30° в сторону аэродрома (площадки) вылета или в сторону ближайшего запасного аэродрома.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: 1. При выполнении разворота с креном 30° или при вводе самолета в разворот на скорости 85-90 км/ч (при постоянном режиме работы двигателя) самолет теряет высоту с разгоном скорости до 100 км/ч, в дальнейшем переходит в набор высоты. Траектория разворота носит волнообразный характер. На скорости 125 км/ч чрезмерно велика эффективность триммера, в связи с чем затруднено точное пилотирование самолета, поэтому необходимо уменьшить скорость до 90-100 км/ч.

2. Развороты вправо менее комфортны, особенно вывод из правого разворота, так как необходимо полностью «давать» левую ногу на вывод. При этом развивается большое скольжение на правое крыло, что затрудняет точный вывод самолета по направлению. Разворот влево с креном 30° более комфортен, поэтому рекомендуется выполнять разворот влево.

- доложить РП о принятом решении.

Если до аэродрома (площадки) или до запасного аэродрома далеко, по маршруту полета имеется известная ровная площадка, то выполнить расчет и посадку на эту площадку.

- при заходе на посадку из условий приемлемых характеристик продольной и боковой управляемости самолета с использованием для управления самолетом по тангажу триммера РВ и тяги воздушного винта (РУДа), а для бокового управления элеронов и РН, необходимо выдерживать следующий режим полета:

- скорость захода на посадку 100-110 км/ч;
- вертикальную скорость снижения 2,0...3,0 м/с.

При этом частота вращения вала двигателя 3300-3900 об/мин.

Подход к земле рекомендуется выполнять на скорости не менее 100 км/ч.

- выравнивание при помощи триммера РВ начинать несколько ниже, чем обычно, не уменьшая скорости, а затем на высоте не более 1,5 м плавно уменьшить режим двигателя до МГ, корректируя дальнейший подвод к земле триммером РВ.

ПРИМЕЧАНИЕ: 1. Необходимо помнить, что на скорости 80 км/ч при работе двигателя на режиме МГ самолет интенсивно опускает нос, что приводит к росту вертикальной скорости снижения с уменьшением скорости планирования эффективность триммера РВ также уменьшается.

Посадка может быть грубой с опережением касания земли передним колесом.

2. Перед касанием земли необходимо педали установить нейтрально, чтобы исключить резкий бросок самолета в сторону (от развернутого носового колеса) в момент касания земли одновременно тремя колесами или только передним колесом.

3. При грубой посадке самолет не «козлит». Приземление произойдет на повышенной скорости (80-90 км/ч). Поэтому при подборе дороги площадки необходимо учитывать её длину, которая должна быть больше, чем обычно, так как участок выравнивания и выдерживания будет больше, а расчет точки приземления будет менее точным.

4. Действия пилота при выполнении захода и посадки должны быть четкими, энергичными и расчетливыми без поспешных действий рулями и грубых ошибок. В этом случае приземление для пилота будет благополучным, что касается самолета - могут быть поломки.

5. Для отработки навыков пилотирования самолета при таких отказах необходимо периодически выполнять тренировки на высотах 200...300м с имитацией отказов в системах управления самолетом (полеты с освобожденным или зафиксированным положением РН, РВ или элеронов).

- после посадки выключить двигатель и на пробеге применить тормоза.

Уход на второй круг производить с высоты 15...20м увеличением режима двигателю до 4000...4500 об/мин. Набор высоты производить на скорости 90-95 км/ч с вертикальной скоростью набора 2,0...2,5 м/с.

в) Заклинение РВ вблизи балансировочного положения на скорости 85км/ч и 125км/ч.

Минимальная балансировочная скорость в горизонтальном полете равна 85км/ч, этой скорости соответствует заднее положение рукоятки управления триммером РВ, частота вращения вала двигателя на этой скорости равна 3700-3800 об/мин. При заклинении РВ на этой скорости дачи триммером РВ не приводят к изменению угла тангажа самолета, т.е. триммер РВ в этом случае не эффективен. При вводе самолета в левый разворот с креном 30° отклонением лишь РН, самолет за разворот на 180° теряет до 30м высоты, а при правом развороте до 50м. Скорость при этом увеличивается до 95 км/ч, что необходимо учитывать для благополучного завершения полета в данной аварийной ситуации.

Признаки отказа:

- большие усилия на РУС по тангажу (30...40кг), на действия РУС самолет не реагирует;
- на отклонение триммера самолет не реагирует;
- на отклонение РН и элеронов самолет реагирует нормально;
- на изменение режима работы двигателя самолет реагирует нормально.

Действия:

- прекратить выполнение задания;
- установить рычаг триммера в крайнее заднее положение (если он был установлен в другом положении);
- изменением режима работы двигателя вывести самолет в горизонтальный полет, рулем направления и элеронами выдерживать курс, не допуская больших углов скольжения (более 1,5 диаметра шарика);
- установить режим двигателя соответствующий скорости 85...90 км/ч (примерно $n_{дв} = 3700...3800$ об/мин);
- доложить РП об отказе и принятом решении;
- выполнить полет на ближайший аэродром или выполнить вынужденную посадку на выбранную с воздуха площадку (дорогу), по возможности против ветра;
- на снижении выдерживать скорость планирования 85-90 км/ч, $V_y = 3,0...4,0$ м/с (режим двигателя при этом будет $n_{дв} = 3300...3600$ об/мин); изменением режима двигателя выдерживать глиссаду снижения в выбранную на земле точку начала выравнивания;
- на $H = 4,0$ м увеличением режима двигателю до $\frac{3}{4} N_{e_{вл}} \approx 4500...4600$ об / мин самолет увеличит скорость снижения до 100 км/ч и уменьшит вертикальную скорость снижения до 2,0..1,0 м/с, затем на $H=2,0$ м энергично, но не резко установить РУД в положение МГ. При этом самолет начнет увеличивать угол тангажа на кабирование, уменьшать скорость планирования и вертикальную скорость снижения до 1,0...0 м/с. Приземление произойдет на повышенной скорости с режима парашютирования; касание земли, вероятнее всего, произойдет с опережением на переднее колесо (так как на скорости менее 80 км/ч самолет начинает опускать нос).

Поэтому перед приземлением необходимо РН (педали) установить в нейтральное положение. Посадка может быть грубой, но без козления. Благополучный исход аварийной посадки для пилота обеспечен, однако при этом самолет может иметь поломку;

- после приземления и опускания носового колеса, выключить двигатель и применить тормоза колес;
- на пробеге отклонением РН избегать лобового столкновения с препятствиями.

В случае заклинения РУС вблизи балансировочного положения, соответствующего скорости полета 125 км/ч, что соответствует положения РУС близкой к нейтралю, $n_{дв} = 5500...5600$ об/мин.

Необходимо:

- проверить эффективность триммера РВ, переместив рычаг в крайне заднее и несколько за нейтраль - переднее положение;

- развороты выполнять на скорости 120...125 км/ч с креном 30°, высоту при этом выдерживать изменением режима двигателю (РУДом), которые в процессе разворота колеблется от набора до снижения в пределах 30...60 м, скорость при этом изменяется в небольших пределах (± 5 -10 км/ч).

При заходе на посадку выдерживать следующий режим полета:

- переход с горизонтального полета со скоростью 120..125 км/ч на снижение производить следующим образом:
- установить РУД в положение МГ, при этом тангаж самолета на кабрирование будет увеличиваться, самолет начнет тормозиться, по достижении скорости 85...90 км/ч самолет переходит в режим снижения с $V_y=3,0....4,0$ м/с;
- плавным увеличением режима двигателю установить скорость снижения 105...110 км/ч, при этом вертикальная скорость снижения уменьшится до 2,5...1,5 м/с;
- на $H=5$ м увеличить энергично, но кратковременно режим двигателю до $n_{дв}=4200...4300$ об/мин и на $H=2,0$ установить РУД в положение МГ;
- с $H=2,0$ м после уборки РУД на МГ самолет начнет увеличивать угол тангажа на кабрирование и уменьшать скорость планирования и вертикальную скорость снижения, перейдет в режим парашютирования с $V_y=-1,8...1,5$ м/с. Касание земли произойдет, вероятнее всего, с опережением на переднее колесо ;
- перед касанием земли установить педали в нейтральное положение для исключения касания земли развернутым носовым колесом.

Благополучный исход посадки в этом случае маловероятен, но, учитывая высокую прочность и упругость конструкции самолета, а также то, что при грубой посадке самолет практически не «козлит», у пилота есть шанс на спасение, но при этом возможна поломка самолета

3.6.5.5. Заклинение элеронов в положении, близком к нейтрالي.

Признаки:

- большие усилия на РУС при ее отклонении по элеронам ;
- самолет на отклонения РУС по элеронам не реагирует;
- на отклонения педалей и РУС по тангажу самолет реагирует нормально.

Боковая управляемость самолета при использовании только РН в диапазоне скоростей 85...125 км/ч - приемлемая, техника пилотирования при выполнении захода на посадку особой сложности не представляет.

Действия:

- прекратить выполнение задания;
- доложить РП об отказе и принятом решении;
- перевести самолет в горизонтальный полет и выполнить полет на ближайший аэродром или аэродром взлета на скорости 90..100 км/ч ;
- для захода на посадку скорость снижения выдерживать 90...95 км/ч, вертикальную скорость снижения 3,0...3,5 м/с; режим двигателя - по скорости снижения ($n_{дв} = 3300...3400$ об/мин).
- выравнивание, выдерживание и приземление - как обычно. Выдерживание курса посадки производить отклонением РН (педали);
- перед приземлением педали установить в нейтральное положение;
- после приземления применить тормоза.

ПРИМЕЧАНИЕ. *Посадку производить ,по возможности против ветра, боковая составляющая ветра должна быть не более 2 м/с.*

3.6.5.6. Рассоединение проводки управления элеронами.

Признаки:

- отсутствуют усилия на РУС при ее отклонении по элеронам;
- самолет не реагирует по крену при отклонении РУС по элеронам;
- самолет нормально реагирует по курсу на отклонение РН (педаль) и по тангажу на отклонение РУС.

Действия:

- выполнить действия, указанные в п.3.6.5.5. РЛЭ.

3.6.6. Отказ указателя скорости (или канала полного давления).

Признаки:

- несоответствие показаний указателя скорости режиму полета и режиму работы двигателя или отсутствие показаний указателя скорости.

Действия:

3.6.6.1. На взлете или при уходе на второй круг:

- не изменяя режима работы двигателя и выдерживая в наборе вертикальную скорость 3,5...4,0 м/с ($n_{дв} = 5250...5350$ об/мин), что соответствует скорости набора высоты 80-90 км/ч, набрать безопасную высоту. Выполнить полет по кругу и посадку на аэродром (площадку) взлета;
- доложить РП об отказе и принятом решении;
- оценить скорость полета по кругу по балансировке самолета (положению триммера РВ и усилиям на РУС).

В горизонтальном полете по кругу на высоте $H=200\text{м}$ при $n_{\text{дв}}=4400...4500$ об/мин скорость полета составляет 80...90 км/ч (для полетной массы 365-375 кг) и 85...95 км/ч (для полетной массы 400...450 кг) при $n_{\text{дв}}=4600...4800$ об/мин;

- снижение выполнять с вертикальной скоростью 3,0...4,0 м/с при частоте вращения вала двигателя от 3300...4400 об/мин до МГ (на различных этапах снижения), довороты выполнять с креном не более 30° (до $H=50\text{м}$), а ниже 50м- с креном не более 15° . При этом на траектории снижения скорость будет составлять 90-100 км/ч. Заход и посадку выполнять, используя показания высотомера, вариометра и дисплея «FLYDAT»;
- выравнивание, выдерживание и приземление - как обычно.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При обнаружении отказа указателя скорости в начальной стадии разбег - прекратить взлет; - применить тормоза колес.

3.6.6.2. В крейсерском полете:

- прекратить выполнение задания;
- выполнить полет на аэродром (площадку) взлета или на ближайший аэродром;
- доложить РП об отказе и принятом решении;
- полет на аэродром (площадку) посадки выполнять, контролируя скорость по режиму работы двигателя, тангажу самолета, положениям триммера РВ и РУС, а также показаниям высотомера, вариометра. На высоте 200-300 м с полетной массой самолета 365-375кг при частоте вращения вала двигателя 4400-4500 об/мин скорость полета составит 80...90 км/ч;
- развороты, полет по кругу, снижение и посадку выполнять, руководствуясь рекомендациями п. 3.6.6.1. РЛЭ.

В случае отказа указателя скорости при заходе на посадку, на снижении и на посадке - завершить посадку, руководствуясь указаниями п.3.6.6.1. РЛЭ, используя показания работоспособных приборов.

3.6.7. Отказ указателя высоты (отсутствие или неправильные показания).

Признаки:

- несоответствие показаний указателя высоты режиму полета;
- неизменение показаний высоты при наборе или снижении самолета.

Действия:

3.6.7.1. На взлете или при уходе на второй круг:

- выполнить действия, указанные в п. 3.6.6.1. РЛЭ, контроль высоты полета осуществлять по визуальным ориентирам.

3.6.7.2. В крейсерском полете:

Выполнить действия, указанные в п. 3.6.6.2. РЛЭ, контроль высоты полета осуществлять по визуальным ориентирам, используя показания работоспособных приборов.

При заходе на посадку и посадке - завершить посадку, используя показания работоспособных приборов и визуальную информацию.

3.6.8. Отказ канала статического давления ПВД:

Признаки:

- одновременный выход из строя высотомера и вариометра;
- показания указателя скорости с ошибками (показания занижают фактическую скорость).

Действия:

- в зависимости от режима полета выполнить действия, указанные в п.3.6.6. РЛЭ;
- глиссаду снижения при заходе на посадку выдерживать с небольшим перелетом. Режим работы двигателя на снижении - около 4000 об/мин, при этом вертикальная скорость снижения будет составлять 3,0...4,0 м/с, а скорость снижения будет 90...100 км/ч.
- на высоте 3,0...4,0 м начать выравнивание как обычно с таким расчетом, чтобы закончить его на высоте 0,3...0,5м;
- РУДом поддерживать скорость снижения и вертикальную скорость с целью плавного касания ВПП, высоту оценивать по визуальной информации, тангажу и режиму работы двигателя.

3.6.9. Отказ системы сигнализации о приближении к скорости сваливания (ССПС-1).

3.6.9.1. Ложное срабатывание сигнализации о приближении сваливания.

Признаки:

- несоответствие показаний указателя скорости и включения звуковой и световой сигнализации о приближении сваливания.

Действия:

- выключить АЗС "СВАЛИВ."
- продолжить полёт по плану;
- усилить контроль за показаниями указателя скорости и кренами на разворотах.

3.6.9.2. Несрабатывание сигнализации о приближении сваливания.

Признаки:

- отсутствие сигнализации о приближении сваливания при показаниях указателя скорости вблизи нижней границы зеленой дуги и при сваливании.

Действия:

- а) при отсутствии сваливания на режимах торможения в горизонтальном полёте, в наборе высоты и на разворотах (с перегрузкой с кренами $45...60^\circ$ на скоростях $110...120$ км/ч):
- вывести самолёт в горизонтальный полёт, установив скорость $90...100$ км/ч;
 - проверить включен ли АЗС “СВАЛИВ.”;
 - проверить работоспособность светосигнализатора “СВАЛИВ.” нажав на кнопку “КОНТРОЛЬ ЛАМП.”

Если АЗС “СВАЛИВ.” включен, светосигнализатор “СВАЛИВ.” - работоспособен, то продолжить полёт по плану, усилив контроль за показаниями указателя скорости.

Режимы с выходом на скорость сваливания не выполнять.

Если АЗС “СВАЛИВ.” выключен, то включить его и проконтролировать его включение.

В горизонтальном полёте выполнить торможение до скорости $77...80$ км/ч при РУД = МГ ($H \geq 200$ м). На скорости $80...85$ км/ч должна сработать сигнализация о предупреждении сваливания. Если она не сработала, то выключить АЗС и продолжить полёт по плану не выходя на режимы сваливания.

ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ. При повторном включении АЗС “СВАЛИВ.” и его выключении АЗС “СВАЛИВ.” больше не включать.

Пилотирование вблизи скорости сваливания (вблизи нижней границы зелёной дуги) выполнять с предосторожностью, учитывая то, что ССПС-1 не работает.

- б) при достижении режима сваливания на любых этапах полёта:
- вывести самолёт из режима сваливания, в горизонтальный полёт, установив скорость $90...100$ км/ч и выполнить действия, указанные в подпункте “а”. Продолжить полёт по плану, усилив контроль за показаниями указателя скорости.

3.7. Выход из непреднамеренного штопора

На самолете преднамеренный штопор запрещен. Самолет сертифицирован без права ввода в штопор. Самолет в непреднамеренный штопор не входит.

3.7.1. В случае, если самолет оказался в штопоре или ином непонятном пилоту положении н е о б х о д и м о :

- установить рули и элероны в нейтральное положение;
- увеличить режим двигателю до $4500...5000$ об/мин.

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

После этих действий самолет с запаздыванием 0,25...0,5 витка прекращает вращение и переходит в режим снижения с углом тангажа $20...30^0$;

- при достижении скорости 80...90 км/ч вывести самолет в горизонтальный полет плавным взятием ручки управления самолетом «на себя».

ПРИМЕЧАНИЕ .1. *За один виток штопора с выводом самолета в горизонтальный полет самолет теряет 50...60 м высоты. Время одного витка штопора составляет 1,5...2,0 с.*
2. *Силовая установка в штопоре работает устойчиво.*

- прекратить выполнение задания и доложить РП о случившемся;
 - проверить реакцию самолета на действие рулей и элеронов;
- выполнить заход и посадку на аэродром (площадку) взлета или выполнить действия, указанные РП.

ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ. 1. *После вывода самолета из штопора в полёте не снижать скорость менее 80 км/ч, не допускать резких переключений элеронов и педалей. Крен на разворотах не допускать более 30^0 . Действовать рулями плавно и координированно, особенно в турбулентной атмосфере.*

2. *В штопоре РУС может «залипать» вблизи заднего положения (на себя), поэтому для ее отдачи в нейтральное положение необходимо приложить усилия 5....10 кг.*

3.8. Аварийное покидание самолёта

3.8.1. Аварийное покидание самолёта на земле.

Для аварийного покидания самолёта на земле необходимо:

- выключить двигатель, обесточить самолёт и закрыть пожарный кран;
- отстегнуть привязную систему пилота;
- открыть левую или правую входную дверь кабины;
- покинуть самолёт обычным способом.

ПРИМЕЧАНИЕ. *Конструкция дверей кабины такова, что исключает её заклинение при выполнении аварийной посадки с поломкой самолёта.*

3.8.2. Аварийное покидание самолёта в воздухе типовой конструкцией самолёта не предусмотрено.

Самолёт имеет хорошие взлётно-посадочные характеристики, в том числе и посадочные характеристики с выключенным двигателем и рядом отказов в системе управления самолётом.

Рекомендации по выполнению вынужденной посадки с выключенным двигателем и отказами в системе управления самолётом приведены выше в настоящем разделе (см. пункт 3.6. РЛЭ).

Малые посадочные скорости и длины пробега позволяют выполнить вынужденную посадку на аэродром или на выбранную с воздуха площадку (дорогу). За многолетний опыт эксплуатации и испытаний самолёта не было отмечено ни одного случая отказа системы управления самолётом или разрушения в полёте конструкции самолёта, при которых требовалось бы применять индивидуальные средства спасения пилота.

РАЗДЕЛ 4

Нормальная эксплуатация

Содержание

- 4.1. Введение
- 4.2. Сборка и разборка самолёта
- 4.3. Ежедневный осмотр
- 4.4. Предполётный осмотр
- 4.5. Запуск, прогрев и опробование двигателя
- 4.6. Выполнение полёта
 - 4.6.1. Подготовка к выруливанию и руление
 - 4.6.2. Контроль перед взлётом
 - 4.6.3. Взлёт
 - 4.6.4. Набор высоты
 - 4.6.5. Полет по кругу
 - 4.6.6. Снижение и посадка
 - 4.6.7. Уход на второй круг
 - 4.6.8. Исправление высокого выравнивания
 - 4.6.9. Исправление взмывания
 - 4.6.10. Взлёт и посадка при боковом ветре
 - 4.6.11. Крейсерский полет по маршруту
 - 4.6.12. Снижение до высоты круга
- 4.7. Послеполётная подготовка

4.1. Введение

Раздел 4 включает основные указания и рекомендации по подготовке самолёта к выполнению нормального полёта и обязанности пилота при осмотре и проверке готовности самолёта и его систем к полёту согласно задания на полет, а также включает процедуры, которые обязан выполнить пилот при предварительной подготовке к полёту с учетом ограничений и возможностей самолёта, и процедуры послеполётных проверок и работ.

4.1.1. Перед каждым полётом, независимо от его характера, пилот обязан:

- изучить и четко уяснить задание на полёт;
- оценить свою готовность и уровень лётной подготовки для успешного выполнения полётного задания с обеспечением высокого уровня безопасности полётов;
- изучить район выполнения задания (рельеф местности, основные ориентиры по маршруту полёта, наличие препятствий и их высоту, запасные площадки, на которые можно выполнить аварийную посадку и т.п.);
- подготовить полётную карту и нанести на неё маршрут полёта (если полет выполняется вне района аэродрома);
- изучить метеорологические условия в пунктах взлёта и посадки, по маршруту полёта и оценить возможность выполнения полёта с учетом ограничений самолёта по условиям внешних воздействий на него;
- определить потребное количество топлива, для выполнения задания с учетом высоты полёта, температуры и давления атмосферного воздуха, а также протяженности маршрута или продолжительности полёта;
- оценить взлётную и посадочную массу самолёта;
- оценить потребную длину ВПП для взлёта и посадки в зависимости от состояния ВПП (грунт, бетон), температуры и давления атмосферного воздуха, скорости и направления ветра, высоты препятствий на границе аэродрома (площадки) взлёта и посадки и т.п.;
- получить доклад от техника самолёта о проведённых на самолёте работах при подготовке его к полёту и устранению неисправностей и замечаний, выявленных в предыдущем полёте;
- произвести предполётный осмотр самолёта и его оборудования в соответствии с требованиями настоящего РЛЭ.

4.2. Сборка и разборка самолёта

Технология процесса сборки и разборки самолёта после его транспортировки наземным (водным) или воздушным транспортом или при хранении приведена в Руководстве по технической эксплуатации (РЭ).

4.3. Ежедневный осмотр

В процессе ежедневного осмотра, проводимого в начале каждого лётного дня (перед первым вылетом), необходимо на самолёте выполнить работы, предусмотренные оперативной формой обслуживания "А" РЭ.

Перед каждым повторным вылетом необходимо убедиться в том, что все регламентные работы, предусмотренные РЭ при подготовке к повторному вылету согласно заданию на полет, выполнены. Если в предыдущем полёте были замечания к работе систем самолёта, то пилот должен проверить устранение этих замечаний.

4.4. Предполётный осмотр

4.4.1. Предполётный осмотр самолёта и проверка его готовности к полёту включает:

- внешний осмотр самолёта перед первым вылетом и в начале каждого рабочего дня и перед каждым повторным вылетом);
- осмотр кабины самолёта и его оборудования;
- запуск, опробование двигателя и проверка работоспособности систем самолёта;
- останов двигателя;
- осмотр самолёта на предмет отсутствия течи масла, топлива и охлаждающей жидкости из баков, трубопроводов, агрегатов и соединений (после опробования двигателя);
- проверка полноты заправки систем самолёта топливом, маслом и охлаждающей жидкостью.

Перед выполнением внешнего осмотра самолёта (в начале лётного дня) необходимо убедиться в том, что:

- под основными колесами шасси установлены упорные колодки;
- около самолёта имеются необходимые наземные средства пожаротушения;
- самолёт надёжно пришвартован за узел крепления хвостовой рессоры (в начале лётного дня при выполнении опробования двигателя по сокращённому графику и при замере статической тяги воздушного винта);

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

• в районе воздушного винта и около самолёта отсутствуют посторонние предметы, которые могут попасть под воздушный винт, а перед самолётом нет препятствий (самолёт должен быть развернут вдоль рулежки или ровной грунтовой площадки).

4.4.2. Внешний осмотр самолёта.

Осмотреть самолёт по маршруту (рис. 4.1.) и проверить:

- выключены ли АЗС и переключатели в кабине пилота;
- состояние приемника воздушного давления ПВД-6М, его чистоту, целостность и крепление к штанге, снят ли с него чехол; целостность штанги крепления ПВД;
- состояние пружинного амортизатора переднего колеса, его целостность, а также целостность тяг разворота носового колеса, исправность узлов их крепления к передней стойке;

• **ПЕРЕДНЕЕ КОЛЕСО ШАССИ** - нет ли повреждений шин, нет ли нарушений крепления колеса к вилке, убедиться, что на зарядном клапане шины установлен колпачек, нет ли повреждения (порезов, проколов) покрышки колеса, нормально ли давление в шине колеса (обжатие штны должно быть 5...7 мм);

• **ОСНОВНЫЕ КОЛЕСА ШАССИ** - нет ли повреждения шин, нормально ли давление в шинах (обжатие шины должно быть 10...12мм), состояние узлов крепления основных колес к рессорам, состояние и целостность рессор и узлов крепления рессор к фюзеляжной балке, состояние и исправность агрегатов и системы управления тормозами основных колес;

• **ПРАВЫЕ КОНСОЛИ КРЫЛЬЕВ** - нет ли повреждений обшивки крыльев и элеронов. Проверить: целостность и чистоту лакокрасочного покрытия плоскостей крыльев и элеронов; целостность топливомера и чистоту топлива в топливомере, отсутствие течи топлива из-под топливомера и из-под крана слива отстоя топлива, установленного на топливомере и оценить по показаниям топливомера количество топлива в баке, проверить отсутствие течи топлива из бака и надежность закрытия крышки заливной горловины бака (крышка должна быть закрыта и законтрена);

ПРИМЕЧАНИЕ.

При наличии в топливе темного осадка, взвесей посторонних частиц или воды, необходимо слить отстой в специальную банку, через кран на нижнем торце топливомера и убедиться, что вода и посторонние частицы в топливе отсутствуют.

• проверить узел крепления нижнего крыла к фюзеляжной балке, его целостность и контровку, узлы крепления и целостность распорной стойки и тросовых расчалок, надежность крепления гасителя

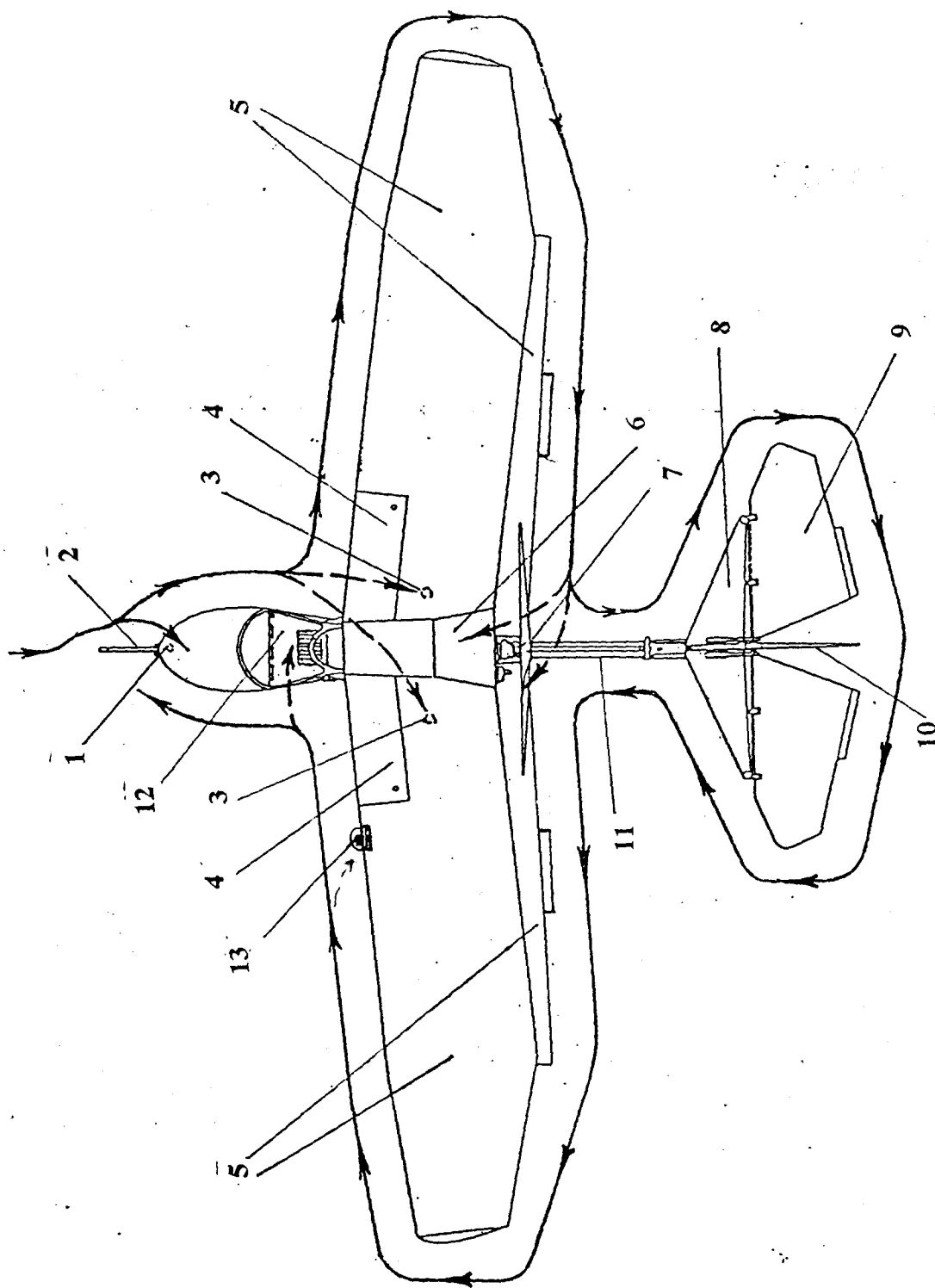


Рис. 4.1. Маршрут осмотра самолёта
1 - передняя опора шасси; 2 - штанга ПВД; 3 - главные опоры шасси; 4 - топливные баки; 5 - крылья; 6 - силовая установка; 7 - воздушный винт; 8 - стабилизатор; 9 - руль высоты; 10 - руль направления и киль; 11 - балка фюзеляжа; 12 - кабина; 13 - датчик ССПС-1

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

колебаний на тросовых расчалках, оценить натяжение тросовых расчалок бипланной коробки;

- проверить отсутствие горизонтальных и вертикальных люфтов в узлах крепления крыла к фюзеляжной балке;

- проверить состояние управления и узлов навески элеронов, их исправность и легкость отклонения; целостность и надежность крепления весовых балансиров на элеронах (установлены во внутрь трубчатого лонжерона и закреплены к стенке торцевой нервюры) и целостность аэродинамических ножей и их положение;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: *При обнаружении заершенности тросов или мест воздействия на тросы высоких температур (местный отжиг троса) тросы должны быть заменены, так как при обрыве одной из тросовых расчалок бипланной коробки в полёте или при разрушении вертикальной распорной стойки, это может привести к созданию аварийной ситуации и тяжёлым последствиям. Поэтому за состоянием тросовых расчалок и узлов их крепления, а также за натяжением тросовых расчалок необходимо постоянно следить и проверять их исправность.*

СИЛОВАЯ УСТАНОВКА - нет ли течи топлива, масла и охлаждающей жидкости из двигателя, радиаторов, соединений, трубопроводов, маслобака и редуктора.

Проверить: надежность крепления и исправность системы выхлопа и воздушных фильтров карбюраторов, их чистоту, состояние сот радиаторов и целостность узлов их крепления, надежность закрытия заливных горловин радиаторов и маслобака крышками, закрыты ли замки верхнего залива крыла (над двигателем), состояние резиновых амортизаторов и узлов крепления двигателя к подмоторной раме, состояние узлов крепления подмоторной рамы к вертикальной фюзеляжной стоке, состояние системы управления двигателем, синхронность открытия (закрытия) дроссельных заслонок карбюраторов; надежность крепления карбюраторов на патрубках, состояние узлов ПОС карбюраторов;

- проверить целостность и надежность крепления тяги управления пожарным краном (кран должен быть закрыт - поводок крана при этом стоит перпендикулярно трубопроводу), отсутствие течи топлива из под уплотнения крана, оценить чистоту топливного фильтра (через прозрачный корпус);

- убедиться в чистоте дренажа топливной системы и системы охлаждения двигателя, проверить состояние электропроводки на двигателе, её исправность и надежность крепления проводов на свечах и магнето;

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

- проверить надежность крепления контейнера аккумуляторной батареи, закрыта ли крышка контейнера, надежно ли подсоединены электропровода к аккумуляторной батарее, их целостность, убедиться в отсутствии течи жидкости из дренажной трубки аккумуляторного контейнера;

- **ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ** - нет ли повреждений (забоин, трещин) убедиться в надежности крепления воздушного винта на вале редуктора двигателя (наличие контровки на болтах, целостность болтов крепления) и проверить лёгкость вращения воздушного винта и отсутствие заеданий и посторонних шумов в редукторе;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.

1. Перед проверкой легкости вращения воздушного винта ещё раз убедиться, что самолёт обесточен, т.е. все АЗСы и переключатели в кабине пилота находятся в положении "ВЫКЛ". В кабине пилота при этом не должны находиться люди. Проворачивание воздушного винта производить с соблюдением мер безопасности.

2. Зазор между тягой управления РВ и лопастью воздушного винта должен быть не менее 26 мм и не более 28 мм.

- **ФЮЗЕЛЯЖНАЯ БАЛКА** - нет ли повреждений, коррозии, проверить исправность:

- системы управления рулевыми поверхностями, расположенные на хвостовом оперении самолёта: нет ли заершенности и провисания тросов управления РН, нет ли выработки и отсутствуют повышенные люфты в направляющих тяги управления РВ;

- проводку управления триммером РВ;

ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ:

- убедиться в исправности и целостности проводки управления, узлов крепления стабилизатора, киля (их тросовых и трубчатых подкосов), рулей направления, высоты и триммера;

- проверить чистоту и целостность обшивки хвостового оперения и рулевых поверхностей;

- проверить надежность крепления и целостность аэродинамического ножа на РН;

- проверить целостность и надежность крепления хвостовой рессоры;

- проверить легкость отклонения рулей.

ПРИМЕЧАНИЕ. При нейтральном положении педалей руль направления должен быть отклонен вправо на 4 градуса (если смотреть в направлении полёта).

В такой же последовательности проверить и осмотреть состояние левой стороны планера, при этом дополнительно проверить:

- надежность крепления и целостность металлического экрана на нижней поверхности верхнего крыла (над двигателем);
- целостность задней зашивки кабины пилота;
- надежность крепления и герметичность бака-отстойника топливной системы;
- закрыт ли и законтрен кран слива отстоя из бака-отстойника, целостность и отбортовку топливных трубопроводов, надежность крепления маслобака, закрыта ли и законтрена крышка маслобака.
- проверить целостность, надежность крепления и свободное перемещение лопасти датчика ССПС-1; надежность крепления предохранительной скобы датчика и наличия зазора между лопастью и скобой.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.

1. При заправке топливных баков 25л и менее топливо должно быть заправлено в каждый бак поровну.
Вылет самолёта с неравномерной заправкой баков топливом запрещается.
2. Минимальная заправка самолёта топливом, при которой разрешается вылет - не менее 15 литров.

4.4.3. Осмотр кабины пилота и проверка оборудования.

Перед посадкой в кабину проверить:

- чистоту и целостность остекления кабины и входных дверей;
- надежность фиксации входных дверей в закрытом положении;
- целостность и надежность крепления зеркал заднего обзора;
- отсутствие в кабине посторонних предметов;
- состояние и крепление привязных ремней на кресле пилота;
- состояние и надежность крепления резиновых амортизаторов в системе управления РВ и РН;
- состояние ножных захватов на педалях. Проверить не задевают ли педали самолёта за элементы конструкции при их перемещении;
- выключены ли все выключатели на верхнем пульте и АЗСы на правом пульте;
- наклонить РУС вперед и влево и, заведя правую ногу за РУС, (при посадке в кабину через правую дверь наклонить РУС вперед и вправо, заводя левую ногу за РУС), занять место в кресле пилота.

ПОСЛЕ ПОСАДКИ В КАБИНУ:

- с помощью техника самолёта отрегулировать педали по длине ног (если это требуется);
- подогнать по длине и застегнуть привязные ремни;

ПРИМЕЧАНИЕ. *Порядок крепления и фиксации привязных ремней в замке и порядок освобождения от ремней изложен в РЭ.*

- проверить лёгкость хода педалей и надёжность фиксации ног на педалях с помощью захватов;
- проверить лёгкость хода РУС, правильность отклонения элеронов и рулей и лёгкость перемещения рычага управления триммером РВ и установить его в положение для взлёта;
- проверить внешнее состояние приборов и надёжность их крепления на приборной доске;
- проверить зеркала заднего обзора - оценить их чистоту и правильность установки;
- установить стрелки высотомера на ноль.

При этом показания давления на шкале прибора должны совпадать с фактическим атмосферным давлением у земли на высоте аэродрома (площадки) или отличаться от него на величину не более 2 мм.рт.ст.;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. *Запрещается выполнение полёта при расхождении показаний давления на ВД-10 и фактическом давлении на уровне аэродрома (площадки) больше, чем на 2 мм.рт.ст.*

- проверить лёгкость перемещения рычага управления двигателем (РУД) и установить его в положение МГ.
- открыть перекрывной (пожарный) кран, - установить рычаг управления краном, расположенный над верхним обводом левой двери кабины пилота, в положение "ОТКР.", т.е. вверх;
- включить АЗСы на правом пульте и установить на верхнем пульте переключатели "АККУМ.", "ГЕНЕРАТ" в положение "ВКЛ.", переключатель "ТОПЛ.НАС." в положение "АВТ." и проверить работу светосигнализаторов "ОПАСН.РЕЖ.ДВИГ.", "ОТКАЗ.ГЕНЕРАТ.", "ДАВЛ.ТОПЛ.МАЛО", "ОТКАЗ ПОС.Карб.", "СВАЛИВ." нажав на кнопку "КОНТРОЛЬ ЛАМП", при этом светосигнализаторы должны гореть, что свидетельствует об исправности светосигнализаторов;

- проверить надежность крепления, внешнее состояние дисплея комбинированного прибора контроля параметров двигателя "FLYDAT" и его работоспособность. При включенных АЗС "ГЕНЕРАТ" и "ГЛАВНЫЙ" на экране дисплея должен высветиться индекс "V.01.22°C", что свидетельствует о подключении прибора "FLYDAT" к электросети самолёта.
- проверить работоспособность ССПС-1 для чего: подать команду наземному технику самолёта "ПРОВЕРКА ССПС-1". По этой команде техник должен плавно переместить лопатку датчика вверх (при этом должна сработать звуковая и световая сигнализации) и опустить вниз (в исходное положение).

4.5. Запуск, прогрев и опробование двигателя

Запуск, прогрев и опробование двигателя производится в соответствии с "Инструкцией по выполнению опробования двигателя "Rotax-912A" (см. Приложение № 1).

4.5.1. Подготовка к запуску двигателя.

- Убедиться, что в зоне вращения воздушного винта нет людей и предметов, которые могут попасть под воздушный винт. Подать команду наземному технику самолёта "От винта", получив от него ответ "Есть от винта", приступить к запуску двигателя для чего:

- убедиться, что РУД находится к положению МГ или сдвинут вперед не более чем на 10% его полного хода;

- ещё раз проверить, что все АЗС и переключатели "АККУМ", "ГЕНЕРАТ" находятся в положении "ВКЛ.", а переключатель "ТОПЛ.НАС." находится в положении "АВТ.", приступить к запуску двигателя.

ПРИМЕЧАНИЕ. 1. Использование аэродромных источников электроэнергии для данного самолёта не предусмотрено.

2. Напряжение на индикаторе должно быть не менее 12в.

3. Прогрев двигателя производится перед каждым полётом, - если температура масла и охлаждающей жидкости (головок цилиндров) соответственно менее +50°C и 60°C.

4.5.2. Запуск двигателя:

- включить стартовый обогатитель смеси карбюраторов, переместив защелку обогатителя к РУДу и удерживать её до запуска двигателя;

- нажать на кнопку "ЗАПУСК" на 2...3 с для проворачивания коленчатого вала двигателя;

- включить оба переключателя "ЗАЖИГАНИЕ", установив их в положение "ВКЛ.";

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

- нажать на кнопку "ЗАПУСК" (через 2...3 с) двигатель должен запуститься. После того, как двигатель запустился и устойчиво заработал на режиме малого газа, отпустить кнопку "ЗАПУСК", отпустить защелку стартового обогатителя смеси карбюраторов, которая под действием возвратной пружины уходит в крайнее переднее положение сектора РУД, установить РУДом частоту вращения вала двигателя 2500 об/мин.

- по дисплею прибора "FLYDAT" проверить давление масла, оно должно появиться в течение не более чем через 10 с.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.

1. Кнопку "ЗАПУСК" держать в нажатом положении не более 10 с, после чего необходимо охлаждение электростартера в течение не менее 2 мин.

2. В зимних условиях при отрицательных температурах атмосферного воздуха запуск производится при температуре масла и охлаждающей жидкости не менее +10...15°C.

3. Если через 10 с давление масла будет отсутствовать, выключить двигатель.

4. При нажатии на кнопку "Запуск" может произойти самовыключение прибора "FLYDAT". После запуска двигателя на приборе должен не более чем через 10 с высветиться индекс "V.01.22°C".

5. В случае выхода параметров двигателя за ограничения, загорается светосигнализатор "Опасн.реж.двиг.", а превышенный параметр высвечивается на дисплее прибора "FLYDAT" в пульсирующем режиме. В этом случае руководствоваться указаниями, изложенными в разделе 3.

4.5.3. Прогрев двигателя.

Прогрев двигателя производится при частоте вращения вала двигателя 2500 об/мин до температуры масла в двигателе 50°C и температуры головок цилиндров (охлаждающей жидкости) не менее 60°C.

Проверить работу обоих контуров системы зажигания на частоте вращения вала двигателя 3000 об/мин поочередным выключением и включением одного из контуров. Падение частоты вращения вала двигателя при выключении одного контура зажигания не должно превышать 300 об/мин, а разница в падении оборотов между контурами зажигания не должна быть более 115 об/мин.

ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ. 1. На работающем двигателе можно выключать поочередно только один контур системы зажигания. После включения в работу выключенного контура системы зажигания проработать 3...5 с на двух контурах зажигания, после чего приступить к проверке второго контура системы зажигания.

2. На пришвартованном (за узел хвостовой рессоры) самолёте проверку контуров зажигания проводить на частоте вращения вала двигателя 3850 об/мин.

4.5.4. Опробование двигателя.

Опробование двигателя выполняется с целью проверки работоспособности силовой установки, её систем и агрегатов.

Опробование производится по одному из графиков, помещенных в "Инструкции по выполнению опробования двигателя "Rotax-912A" (Приложение № 1).

Опробование двигателя по полному графику выполняется после установки нового или ремонтного двигателя на самолёт.

Опробование по сокращённому графику выполняется:

- после перестановки двигателя с одного самолёта на другой;
- после замены воздушного винта;
- после замены узлов и агрегатов силовой установки;
- для выполнения регулировки карбюраторов;
- для замера статической тяги воздушного винта;
- при выполнении первого запуска в данный летный день;
- после устранения неисправностей на силовой установке и в

других случаях.

При выполнении опробования двигателя руководствуйтесь "Руководством по эксплуатации двигателя "Rotax-912A" (Приложение № 1) и ниже приведенными рекомендациями.

На всех режимах опробования двигатель должен работать устойчиво и без тряски.

Если при выполнении опробования двигателя температура масла или головок цилиндров (охлаждающей жидкости) стремится превысить верхнее ограничение (соответственно 140° и 110°C), переведите двигатель на режим МГ (1700 об/мин) и проработайте на этом режиме до тех пор, пока температура головок цилиндров (масла) не начнет снижаться. Если при работе двигателя на режиме МГ рост температуры продолжается, выключите двигатель, найдите и устраните причину. После этого произведите опробование двигателя.

ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ. 1. *Опробование производится на надёжно пришвартованном за узел хвостовой рессоры самолёте с соблюдением мер безопасности.*
2. *Во избежание замасливания свечей продолжительность работы двигателя на режиме МГ не должна превышать 5 мин.*
3. *Для предотвращения ударной нагрузки на редуктор запуск двигателя выполняйте при положении РУД на упоре МГ или отличном от него не более чем 10% полного хода РУД.*
По этой же причине запрещается выполнять встречные приёмы по схеме "МАКС"-МГ-"МАКС" режимов двигателя. В этом случае необходима выдержка на дроссельном режиме (МГ) не менее 3 с.

4.5.5. Останов двигателя.

Для останова двигателя необходимо:

- охладить двигатель, для чего установить ему режим 1700...2500 об/мин и выдержать этот режим в течение двух минут;
- установить РУД на упор МГ;
- выключить одновременно оба контура зажигания, установив переключатели "ЗАЖИГАНИЕ" в положение "ВЫКЛ";
- выключить АЗСы и установить переключатели "АККУМ", "ГЕНЕРАТ." и "ДАВЛ.ТОПЛ.МАЛО" в положение "ВЫКЛ".

ПРИМЕЧАНИЕ. *В стандартных атмосферных условиях максимальная частота вращения вала двигателя при замере статической тяги должна быть 5000...5150 об/мин. Минимальное значение частоты вращения вала двигателя, при которых разрешен взлёт - 5000 об/мин.*

После опробования двигателя осмотреть силовую установку на предмет отсутствия течи масла, охлаждающей жидкости и топлива и целостности воздушного винта.

Расшвартовать самолёт и подготовиться к выполнению полёта согласно задания.

ПРИМЕЧАНИЕ. *Для удержания самолёта от перемещения на стоянке необходимо под основные колеса установить упорные колодки и затормозить основные колеса шасси для чего:*

- *обжать рычаг тормоза на РУС;*
- *надеть на рукоятку РУС с обжатым рычагом тормоза треугольную пряжку ремня привязной системы пилота, что обеспечит удержание самолёта на месте при отсутствии в кабине пилота (техника).*

4.6. Выполнение полёта

Пункт 4.6. содержит рекомендации и процедуры, которые должен выполнить пилот при подготовке к выполнению руления и выполнению каждого полёта в данный лётный день после выполнения на самолёте работ и процедур, предусмотренных пунктом 4.5 настоящего РЛЭ. В экипировку пилота в обязательном порядке должен входить защитный шлем (ЗШ), а при проведении испытательных полётов - парашютная система ПЛП-60 (см. Приложение № 1 к РЛЭ).

4.6.1. Подготовка к выруливанию и руление.

Руление на старт производится после выполнения процедур на самолете по подготовке его к выруливанию, для чего необходимо:

- занять место в кресле пилота и застегнуть привязные ремни;
- убедиться в свободном перемещении органов управления самолётом и надёжной фиксации ног захватами на передалях;
- подать команду технику самолёта закрыть левую входную дверь, убедиться в надёжности фиксации дверей на замках, проверить надёжность открытия дверей пилотом из кабины, вновь закрыть входные двери и проверить надёжность их фиксации на замках;
- открыть пожарный топливный кран (или убедиться в его открытии);
- установить рычаг управления триммером РВ в положении для взлёта, предварительно проверив его свободное перемещение до упоров и фиксацию в промежуточном положении;

ПРИМЕЧАНИЕ. *Положение триммера РВ для взлёта - это такое его отклонение, когда рычаг управления находится примерно в среднем положении общего хода рычага от переднего до заднего упора.*

- включить АЗСы "ГЛАВНЫЙ", "ГЕНЕРАТ.", "ТОПЛ.НАС.", "СВАЛИВ.", "ЗАПУСК", а при отрицательных температурах атмосферного воздуха АЗС "Карб.ПОС", переключатели "АККУМ." и "ГЕНЕРАТ." установить в положение "ВКЛ.", а переключатель "ТОПЛ.НАС." установить в положение "АВТ."

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

- по дисплею прибора "FLYDAT" проконтролировать температуру масла и головок цилиндров, по вольтметру проверить напряжение аккумуляторной батареи, которое должно быть не менее 12 в;

- проверить исправность ламп светосигнализаторов, нажав на кнопку "КОНТРОЛЬ ЛАМП";

- убедиться, что стрелки высотомера и остальных приборов находится на нуле, а давление на высотомере ВД-10 соответствует давлению аэродрома при положении стрелки на нуле;

- подать технику самолёта команду "от винта" и, получив ответ "есть от винта" приступить к запуску двигателя, для чего:

- установить оба переключателя "ЗАЖИГАНИЕ" в положение "ВКЛ.";

- переместить РУД в положение МГ и рычаг обогатителя смеси карбюраторов в крайнее заднее положение, т.е. к рычагу управления двигателем;

* нажать на кнопку электростартера "ЗАПУСК".

Как только двигатель запустился, отпустить кнопку электростартера и выключить обогатитель смеси карбюраторов, переместив РУД несколько вперед, чтобы поддержать частоту вращения вала двигателя на режиме устойчивой работы двигателя;

ПРИМЕЧАНИЕ. *В полёте обогатителем смеси карбюраторов не пользоваться. Хорошо прогретый двигатель через 2..3 с после нажатия на кнопку "ЗАПУСК" надёжно запускается.*

- убедиться в нормальной работе двигателя, прибора "FLYDAT" и приборного оборудования;

- получить разрешение на выруливание у РП.

ПРИМЕЧАНИЕ. *1. Если температура масла и головок цилиндров ниже нормы (соответственно 50°С и 60°С) прогреть двигатель и проверить работу контуров системы зажигания, руководствуясь рекомендациями пункта 4.5.3 РЛЭ.*
2. Пилот получает разрешение на выруливание по условным сигналам руководителя полётов или лица, ответственного за выпуск самолёта со стоянки на исполнительный старт.

До начала руления необходимо:

- получить разрешение на выруливание, уменьшить режим двигателю до МГ;

- обжать рычаг управления тормозами колес;

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

- подать команду технику самолёта убрать из-под колес упорные колодки и убедиться, что команда выполнена, впереди самолёта нет посторонних предметов, препятствий и людей, проверить работу тормозов колес шасси, увеличив режим двигателю до 3500 об/мин. Самолёт на этом режиме должен удерживаться тормозами колес на месте (при стоянке самолёта на сухой искусственной или грунтовой твердой площадке). Уменьшить режим двигателю до МГ. Осмотреться, убедиться, что препятствий в сторону руления нет, приступить к рулению;

ПРИМЕЧАНИЕ. *Указанные в пункте 4.6.1. процедуры выполняются перед каждым полётом в данный лётный день, с учетом рекомендаций пункта 4.5. настоящего РЛЭ.*

- поднятием левой руки запросить разрешение у выпускающего на выруливание со стоянки и руление и, получив разрешение на выруливание и руление (рука выпускающего вытянута в горизонт в сторону руления), приступить к рулению на исполнительный старт:

- ещё раз беглым взглядом убедиться, что нет препятствий в сторону руления, отпустить рычаг управления тормозами колес шасси, плавно РУДом увеличить частоту вращения вала двигателя настолько, чтобы самолёт сдвинулся с места. После начала движения самолёта установить необходимую скорость руления подбором режима работы двигателя. Скорость руления выдерживать в зависимости от состояния рулежной дорожки, наличия препятствий вблизи маршрута руления, скорости и направления ветра, условий видимости.

Руление вблизи препятствий, стоянок самолётов, при скорости ветра более 5 м/с, по скользкой подстилающей поверхности в условиях плохой видимости производить на скорости, обеспечивающей немедленную остановку самолёта тормозами колес.

Выдерживание направления руления и выполнение разворотов производить с помощью педалей (рулем направления и разворотом переднего колеса, не допуская страгивания самолёта с места с развернутым передним колесом);

- на рулении проверить работу тормозов колес шасси, для чего, прорулив 5...10 м по прямой, уменьшить режим работы двигателю до МГ, при нейтральном положении педалей плавно нажать на рычаг управления тормозами колес шасси. Убедиться в эффективности и синхронности работы тормозов.

ПРИМЕЧАНИЕ. *При проверке работы тормозов колес на влажном грунте или снежном покрове необходимо, по возможности, выбирать площадку проверки с ровным и однородным состоянием подстилающей поверхности под обоими колёсами.*

В процессе руления тормозами пользоваться плавно, небольшими импульсами, не допуская юза колес;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. *1. Во всех случаях на рулении не превышайте скорость более 5 км/ч и не допускайте энергичных разворотов. Радиусы разворотов должны быть не менее 8 м. Время разворота на 90° должно быть не менее 5 с. При энергичных разворотах на повышенной скорости возможно касание нижнего крыла о подстилающую поверхность с повреждением законцовки крыла и узлов крепления крыла к фюзеляжной балке.*

2. Применять тормоза колес на рулении с развернутым передним колесом

з а п р е щ а е т с я за исключением случаев, когда необходимо избежать столкновения с неожиданным препятствием, возникшим на пути руления.

- приближаясь к ВПП, осмотреться и убедиться в том, что нет препятствий и самолётов на ВПП, нет самолётов планирующих на посадку после четвертого разворота или уходящих на второй круг;
- проверить показания приборов контроля работы силовой установки и отсутствие работы светосигнализаторов на приборной доске, на слух убедиться в нормальной работе двигателя;
- запросить у РП разрешение вырулить на линию исполнительного старта;
- получив разрешение от РП или, если управление полётом со стороны РП не осуществляется, убедившись в том, что ВПП свободна, вырулить на ВПП;
- вырулив на ВПП, занять линию исполнительного старта по оси ВПП, прорулив по прямой 5..10 м, убрать РУД на режим двигателя МГ, остановить самолёт тормозами колес и удерживать его на месте.

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

4.6.2. Контроль перед взлётом.

- убедиться, что двигатель прогрет, работает устойчиво, показания параметров двигателя на дисплее прибора "FLYDAT" в норме, светосигнализаторы не горят;
- по зеркалам заднего обзора проверить состояние силовой установки (нет ли дыма и течи топлива);
- убедиться в запасе топлива и работе топливомеров;
- убедиться, что пожарный кран полностью открыт;
- проверить управление самолётом от РУС и педалей, установить педали в нейтральное положение. Убедиться, что триммер РВ установлен во взлетное положение;
- осмотреться и убедиться в отсутствии препятствий на ВПП и в воздухе в направлении взлёта, оценить свою готовность к взлёту;
- наметить ориентир для взлёта и запросить у РП разрешение на взлёт.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.

- 1. При работе двигателя на земле, на рулении и при взлёте показаниями магнитного компаса КИ-13 не пользоваться из-за его неправильных показаний по причине вибрации конструкции самолёта.*
- 2. В горизонтальном полёте на различных режимах работы двигателя магнитный компас КИ-13 работает нормально с допустимой погрешностью (не более 10^0). Остаточная девиация компаса на любом курсе не превышает 3^0 .*

4.6.3. Взлёт.

Получив разрешение на взлёт (приняв решение на взлёт), направить взгляд на выбранный ориентир, имея в поле зрения ВПП и видимые части переплёта лобового остекления кабины, плавно увеличить режим двигателя до взлётного и одновременно отпустить рычаг управления тормозами колес, беглым взглядом проконтролировать частоту вращения вала двигателя (она должна быть не менее 5000 об/мин). Начать разбег для взлёта, выдерживая направление взлёта плавным перемещением педалей на небольшие хода.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.

Если частота вращения вала двигателя при положении РУД на режиме МАКС менее 5000 об/мин, взлёт не производить.

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

С начала разбега удерживать РУС в нейтральном положении.

При разбегае обращать внимание на полную дачу РУД "от себя", выдерживание направления разбега, определение момента подъёма переднего колеса и на работу двигателя (на слух).

На скорости 40...45 км/ч плавным движением РУС "на себя" создать самолёту взлётное положение, соответствующее поднятию переднего колеса на 10 см над землей и удерживать его в этом положении до отрыва самолёта от земли. На скорости 50...55 км/ч (в зависимости от взлётной массы) самолёт поднимет переднее колесо и на скорости 65...70 км/ч отделится от земли.

Во время разбега в двухточечном положении внимание обращать на сохранение взлётного положения самолёта, выдерживание направления разбега, определение момента отрыва самолёта от земли, контролируя на слух работу двигателя.

После отрыва перевести взгляд на землю (влево от продольной оси самолёта под углом 10...15° и вперед на 15..20 м). После отрыва и достижения на выдерживании скорости 85...90 км/ч переведите самолёт в набор высоты.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.

При наличии бокового ветра на разбегае кренящий момент парировать отклонением элеронов против ветра, разворачивающий момент - отклонением руля направления и переднего колеса (педалью). После отрыва прямолинейность движения выдерживать методом упреждения. После отрыва на выдерживании не допускать касания колесами о ВПП.

4.6.4. Набор высоты.

Набор высоты до первого разворота при полёте по кругу выполнять на скорости 85...90 км/ч, при которой достигается максимальная вертикальная скорость набора (V_y). При полётах в болтанку скорость набора увеличить на 5...10 км/ч).

Работа двигателя в наборе высоты на максимальном режиме (5800+100 об/мин) разрешена не более 5 мин. На остальных режимах время работы двигателя не ограничено. В наборе высоты периодически следите за параметрами двигателя.

Если в наборе высоты температура головок цилиндров (охлаждающей жидкости) превысит 110°C или температура масла превысит 140°C, уменьшить режим двигателя до величины, когда прекратится рост температуры и уменьшить угол набора высоты, не допуская уменьшения скорости набора менее 80 км/ч.

ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ.

- 1. Если принятые меры не привели к прекращению роста или снижению температуры головок цилиндров и масла в двигателе, то необходимо прекратить набор высоты на безопасной высоте в районе аэродрома (площадки), перевести самолёт в горизонтальный полёт, доложить РП и произвести посадку на аэродром (площадку) взлета обычным способом, руководствуясь рекомендациями пункта 4.6.6. настоящего РЛЭ.*
- 2. При превышении температуры головок цилиндров (охлаждающей жидкости) более 110°С возможно выбивание охлаждающей жидкости через дренаж, что может привести к перегреву двигателя и его отказу.*
- 3. При достижении температуры охлаждающей жидкости 110°С светосигнализатор "ОПАСН.РЕЖ.ДВИГ." не срабатывает, поэтому пилоту необходимо периодически контролировать эту температуру по дисплею прибора "FLYDAT" (светосигнализатор срабатывает при температуре головок цилиндров 150°С).*

Развороты (довороты) в наборе высоты до высоты $H=50\text{ м}$ выполнять с креном не более 15° , а на $H=50\ldots 100\text{ м}$ - с креном не более 30° , на высотах более 100 м - с креном не более 45° .

Взлётная дистанция самолёта от начала разбега до набора высоты 15 м зависит: от взлётной массы самолёта, температуры атмосферного воздуха, высоты расположения аэродрома (площадки) взлёта над уровнем моря, величины и направления ветра, состояния ВПП. Сведения о взлётных характеристиках данного самолёта приведены в разделе 5 настоящего РЛЭ.

4.6.5. Полет по кругу.

- Первый разворот выполняется на высоте не ниже 100 м с креном до 30° на скорости $90\ldots 100\text{ м/ч}$. Перед вводом самолёта в разворот определить величину угла разворота из условий ветра и наметить ориентир для ввода самолёта в разворот. Линия пути самолёта после первого разворота должна быть перпендикулярной к курсу взлёта.

При вводе самолёта в разворот внимание обращать на положение переплёта лобового стекла кабины относительно линии горизонта (в дальнейшем "капот-горизонт"), на координированность отклонения органов управления при увеличении крена и создание угловой скорости без скольжения (шарик в центре), на сохранение скорости полёта.

По достижении крена 30° незначительным контрдвижением ручки управления и педалей сохранить заданный крен.

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

За $5...10^0$ до намеченного ориентира координированным отклонением ручки и педалей в сторону, противоположную развороту, вывести самолёт из разворота.

Согласно Инструкции по производству полётов на данном аэродроме (площадке) произвести дальнейший набор высоты круга 200 м.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. *Минимальная высота полёта по кругу должна быть не менее 200 м (из условий обеспечения посадки на аэродром (площадку) с любой точки круга при отказе двигателя).*

Набрав заданную высоту круга, перевести самолёт в горизонтальный полёт, сохраняя скорость, высоту и направление на выбранный ориентир без крена и сноса.

Скорость горизонтального полёта по кругу выдерживать 90.....100 км/ч.

- Второй разворот выполняется, когда линия визирования на посадочные знаки будет проходить под углом 45^0 к продольной оси самолёта, по методике первого разворота, проведя быстро круговой осмотр с целью определения отсутствия других воздушных судов и препятствий, мешающих развороту.

При полете от второго к третьему развороту внимание распределять на:

- сохранение заданного направления (с учётом сноса), параллельного линии посадочных знаков, визуально на выбранный ориентир;
- сохранение скорости и высоты полёта по кругу, положение "капот-горизонт";
- показания приборов контроля работы силовой установки;
- показания топливомеров.

На траверзе посадочного "Т" оценить ширину маршрута по удалению законцовки крыла от линии посадочных знаков.

- Третий разворот начать, когда угол, заключенный между продольной осью самолёта и линией визирования на посадочные знаки, будет равен 45^0 . Выполнить разворот на 90^0 с креном до 30^0 на скорости 90...100 км/ч.

Линия пути самолёта до четвертого разворота должна проходить соответственно под 90^0 к линии посадочных знаков.

- Четвертый разворот. Ввод в четвертый разворот начинать в момент, когда угол между линией курса и осью ВПП будет равен $10...15^0$, с креном не более 30^0 , корректируя точность захода в процессе разворота изменением величины угла крена. Скорость на развороте выдерживать 90...100 км/ч.

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

При выполнении четвертого разворота основное внимание уделять: сохранению скорости, координации действия рулями, правильному входу в створ посадочных знаков и высоте вывода из четвертого разворота (она должна быть не ниже 100м).

После вывода из четвертого разворота перевести самолёт на планирование (снижение), выдерживая скорость предпосадочного планирования 85...90 км/ч, при этом вертикальная скорость снижения должна быть в пределах 3,0...3,5 м/с. Убедиться, что посадочная полоса свободна, заход выполнен точно, глиссада снижения направлена в точку начала выравнивания. Скорость снижения сохранять путем изменения режима работы двигателя (3000...3500 об/мин). Недолёт исправлять подтягиванием, для чего увеличить режим двигателю. Перелёт исправлять скольжением (до высоты 50 м) или уходом на второй круг.

На посадочной прямой снос самолёта парировать креном, а курс выдерживать рулем направления. К моменту приземления снос и крен должны быть устранены.

4.6.6. Посадка.

На высоте 50 м убедиться в правильности расчета на посадку, правильности захода на ВПП и отсутствии препятствий на полосе.

На высоте 30 м окончательно убедиться в точности расчета и захода, проконтролировать скорость планирования, она должна быть не менее 85 км/ч перевести взгляд на землю влево и вперед под углом 10...15° в направлении снижения самолёта.

С высоты 30 м следить за: расстоянием до земли, постоянством угла планирования, сохранением направления, отсутствием кренов и сноса. С высоты 3,0...4,0 м начать выравнивание самолёта. Одновременно с началом выравнивания самолёта плавно уменьшить частоту вращения вала двигателя с таким расчетом, чтобы к концу выравнивания РУД был полностью убран на режим МГ.

Выравнивание закончить на высоте 0,3...0,5 м. В процессе выравнивания взгляд должен скользить по земле и быть направлен вперед на 20...25 м под углом 10...15° влево от продольной оси самолёта.

На выравнивании внимание обращать на расстояние до земли, отсутствие крена и сноса и на выдерживание направления по полосе и по её оси.

Выдерживание производить с постоянным снижением, одновременно создавая самолёту посадочное положение, не допуская взмывания, а по мере приближения самолёта к земле плавно подбирать ручку управления "на себя" так, чтобы приземление самолёта произошло с высоты 15...20 см на два основных колеса без сноса с последующим плавным добором ручки "на себя" на пробеге

для плавного опускания носового колеса. Самолёт приземляется на скорости 65...70 км/ч.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. 1. На пробеге перед опусканием носового колеса особое внимание обратить на нейтральное положение педалей. Не допускать больших и резких движений педалями.
2. На выдерживании и торможении перед приземлением возможно кратковременное срабатывание сигнализации о приближении сваливания (сигнализация срабатывает при РУД=МГ и скорости 80 км/ч и менее, а после приземления - отключается).

Убедившись, что пробег сохраняется прямолинейным, при необходимости во второй половине пробега (после опускания переднего колеса) использовать тормоза колес.

Торможение выполнять плавным нажатием на тормозной рычаг, увеличивая усилия нажатия по мере уменьшения скорости пробега, не допуская юза колес. На пробеге на трех колесах направление выдерживать отклонением педалей.

Длина пробега самолёта (в зависимости от посадочной массы и скорости приземления) находится в пределах 90...100 м (при применении тормозов после опускания носового колеса и посадке на сухую искусственную ВПП).

Посадочная дистанция с высоты 15м (на Н=0, в стандартных атмосферных условиях, штиль) составляет - 360...380 м.

При отказе тормозов длина пробега увеличивается до 200...250м.

Подробные сведения о посадочных характеристиках приведены в разделе 5 РЛЭ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Не допускается посадка со сносом из-за возможного касания нижних крыльев ВПП.

После окончания пробега освободить посадочную полосу и зарулить на стоянку.

После освобождения ВПП доложить РП "Полосу освободил".

4.6.7. Уход на второй круг.

Уход на второй круг выполняется в следующих случаях:

- при сокращении дистанции до впереди летящего самолёта менее заданной;
- при больших ошибках в расчете на посадку;
- при грубых ошибках в заходе на посадку (высокое выравнивание, "козел" с последующим отделением от земли выше 1,5м);
- по команде РП или в случае появления на ВПП препятствия.

Уход на второй круг выполняется с любой высоты, вплоть до касания колесами ВПП.

При уходе на второй круг необходимо:

* переместить РУД во взлётное положение (полностью до упора "от себя") за 2...3 с не отрывая взгляда от земли, парируя уменьшение тангажа самолёта взятием РУС "на себя".

На скорости 85..90 км/ч перевести самолёт в набор высоты. Угол набора выдерживать таким, чтобы скорость сохранялась 85...90 км/ч.

Выполнить повторный заход на посадку согласно рекомендаций пунктов 4.6.3...4.6.6. РЛЭ.

4.6.8. Исправление высокого выравнивания.

Если пилот заметил, что выравнивание будет закончено на высоте более 0,5 м, необходимо уменьшить темп взятия ручки управления "на себя" с таким расчётом, чтобы закончить выравнивание на заданной высоте.

Если выравнивание закончено на высоте 1,5...2,0 м скорость не снижается (большая скорость захода на посадку), необходимо плавным движением РУС "от себя" снизить самолёт до высоты 0,5 м и произвести посадку на два основных колеса с учетом повышенной вертикальной скорости снижения или уйти на второй круг (см.п.4.6.7 РЛЭ).

Если выравнивание закончено на высоте более 2,0 м плавно увеличить режим двигателю до МАКС и, не отрывая взгляда от земли, уйти на второй круг.

4.6.9. Исправление взмывания.

Если самолёт взмыл до высоты 1,0-1,5 м и далее не взмывает, задержать РУС и по мере приближения самолёта к земле создать ему посадочное положение с таким расчетом, чтобы приземление произошло без парашютирования на два основных колеса, учитывая повышенную вертикальную скорость.

Если произошло взмывание самолёта на высоту более 1,5 м, уйти на второй круг.

4.6.10. Взлёт и посадка при боковом ветре.

Для данного самолёта максимальная боковая составляющая ветра (под 90°) ограничена 6 м/с встречный ветер 10 м/с, а попутный -

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

не более 2 м/с. Взлёт и посадка с боковым ветром разрешается при предельных условиях, указанных в таблице 4.1.

Таблица 4.1.

Угол ветра к оси ВПП, град	0	10	20	30	40	50	60	70	80	90
Предельное значение ветра, м/с	10	9	8	7,5	7	6,5	6	6	6	6

При боковом ветре взлёт и посадка имеют некоторые особенности и требуют повышенного внимания, своевременных и правильных действий пилота. На разбеге кренящее воздействие бокового ветра парировать отклонением ручки управления в ту сторону, откуда дует ветер. По мере нарастания скорости и увеличения эффективности элеронов следует постепенно уменьшать их отклонение, сохраняя направления разбега и обеспечивая отрыв самолёта без крена.

Стремление самолёта развернуться против ветра парировать педалью (рулем направления).

При взлёте с боковым ветром скорость подъёма переднего колеса необходимо увеличить на 5...10 км/ч.

После отрыва самолёта не допускать повторного касания колесами о ВПП, так как в противном случае боковой удар из-за сноса может привести к повреждению шасси и касанию консолей нижних плоскостей крыла о землю.

После отрыва снос самолёта устранять созданием крена в сторону, откуда дует ветер, а выдерживание курса взлёта производить методом упреждения.

Боковой ветер при посадке вызывает на снижении снос самолёта по ветру.

На пробеге самолёт стремится развернуться навстречу ветру и наклониться в сторону, куда дует ветер.

На посадочной прямой снос самолёта парировать креном, а направление полёта удерживать педалью (рулем направления).

Величина крена должна быть такой, чтобы полностью был ликвидирован снос самолёта. К моменту приземления крен должен быть убран.

4.6.11. Крейсерский полет по маршруту.

- Крейсерский полёт по маршруту выполняется на скорости 90..110 км/ч.

Развороты с креном выполнять на скоростях не менее указанных ниже.

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

Угол крена, градус	Скорость полёта, км/ч не менее
15	80
30	85
45	90
60	95

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. *Минимальная геометрическая высота полёта над рельефом местности (препятствиями), на которой разрешены маневры с креном 60° не менее 100м (ограничена из условий обеспечения безопасности полётов).*

В полёте периодически контролировать параметры силовой установки, остаток топлива, своё местоположение, высоту и скорость полёта. Не допускать неравномерность выработки топлива из баков более 5 л (при остатке топлива в баках 20 л и менее).

Расход топлива сильно зависит от регулировки карбюраторов и наработки двигателя в счет ресурса.

Наименьший часовой расход топлива будет иметь место на скорости полёта по прибору примерно 85...90 км/ч, а наименьший километровый расход на скорости 90...110 км/ч.

При работе двигателя на максимальном режиме расход топлива составляет 22,7 л/час (0,38 л/мин). На крейсерском режиме полёта при полётной массе самолёта 400 кг на высоте 300 м при частоте вращения вала двигателя 4500...4700 об/мин часовой расход топлива составляет 13,5...14,0 л/час, при этом дальность полёта в условиях стандартной атмосферы в штиль с остатком топлива на посадке на 15 мин полёта - 8 л, на высоте 300 м составляет примерно 294 км (при километровом расходе топлива 0,148 л/км и заправке на взлёте 50 л).

Практическая дальность полёта с 5% остатком топлива на посадке (2,5 л) составит примерно 305 км (без учета расхода топлива на земле).

При работе двигателя на максимальном неограниченном режиме в горизонтальном полёте ($n_{дв} = 5400...5500$ об/мин) на скорости по прибору 125 км/ч ($V_B = 124$ км/ч, часовой расход топлива составляет 21 л/ч, а километровый - 0,165 л/км при этом дальность полёта (с 5% остатком топлива на посадке) составит 278 км, что необходимо учитывать при расчете дальности и продолжительности полёта.

Кроме того, при расчете дальности полёта всегда принимайте во внимание скорость и направление ветра, а также необходимо иметь аэронавигационный запас на случай изменения погоды и на случай облёта препятствий и запретных зон, которые могут встретиться по маршруту полёта. Помните, что если вы потеряли ориентировку на местности, вам потребуется несколько литров топлива на её восстановление. Во всех случаях рассчитывайте время полёта

(дальность полёта) таким образом, чтобы у Вас осталось топлива не менее чем на полчаса полёта.

Продолжительность полёта в зависимости от заправки топливом самолёта приведена на рис. 5.16, а также в разделе 5 РЛЭ приведены сведения о часовых и километровых расходах топлива на различных высотах полёта и другие материалы.

При расчете дальности и продолжительности полёта необходимо также учитывать, что невырабатываемый остаток топлива в баках и карбюраторах двигателя составляет 0,35 л.

Если топливо подходит к концу, не ждите остановки двигателя, подыщите площадку для посадки и садитесь. Это даст возможность облететь площадку изучить её для определения возможности безопасной посадки.

Встаньте в вираж над площадкой и сделайте несколько кругов. По направлениям сноса определите направление ветра (если отсутствуют наземные признаки направления и примерной скорости ветра) и выполните посадку по возможности против ветра.

4.6.12. Снижение до высоты круга.

Снижение с высоты крейсерского полёта до высоты круга можно выполнять во всем эксплуатационном диапазоне скоростей по прибору, вплоть до скорости 160 км/ч, при этом не допускать переохладения двигателя и превышения частоты вращения вала двигателя более 5800 об/мин.

Снижение и заход на посадку рекомендуется выполнять на скорости 90..110 км/ч, не превышая вертикальную скорость снижения более 5 м/с.

При подходе к аэродрому (площадке) маршрут полёта при заходе на посадку строить в соответствии с Инструкцией по производству полётов на данном аэродроме (площадке).

Полёт по кругу, планирование после четвертого разворота, выравнивание и выполнение посадки производить в соответствии с рекомендациями, изложенными в пунктах 4.6.5-4.6.6 РЛЭ.

Получив разрешение на вход в район аэродрома (площадки) и данные о погоде, установить барометрическую шкалу высотомера на давление на уровне аэродрома (площадки).

ПРИМЕЧАНИЕ.

Если отсутствует руководство полёта-ми и нет указателя направления ветра, то необходимо определить направление ветра по ориентирам (дым, деревья и т.п.) снизиться до $H = 5..10$ м и пройти над площадкой, по барометрическому высотомеру определить давление на

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

*уровне площадки, установить его на
высотомере. Выполнить заход и посадку.*

После посадки освободить ВПП, зарулить на стоянку и выключить двигатель.

ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЯ.

В нормальных условиях охлаждение двигателя в течение снижения и посадки достаточно для его выключения.

После перевода РУД на режим МГ выключить двигатель, для чего оба переключателя "ЗАЖИГАНИЕ" установить в положение "ВЫКЛ.", переместить РУД вперед (открыть дроссели карбюраторов для продувки цилиндров). После остановки двигателя РУД переместить в положение МГ. Обесточить самолёт, включив АЗСы и установив переключатели в положение "ВЫКЛ.", закрыть пожарный кран.

4.6.13. Послеполётная подготовка.

Послеполётная подготовка на самолёте выполняется в конце лётного дня.

Установить упорные колодки под основные колеса шасси, затормозить колеса шасси, руководствуясь рекомендациями пункта 4.5.1. настоящего РЛЭ и заземлить самолёт.

На стоянке вне ангара или укрытия пришвартовать самолёт согласно рекомендаций Руководства по технической эксплуатации самолёта.

Осмотреть самолёт снаружи: при необходимости очистить его от пыли, грязи и снега.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.

Во избежание разрушения (повреждения) полотняной обшивки планера и её лакокрасочного покрытия запрещается мыть обшивку керосином, бензином, щёлочью, растворителями и поливать на неё воду из бранспойта.

Осмотреть и проверить:

- систему торможения колес шасси,
- шасси и узлы его крепления:
- тросы бипланной коробки и узлы их крепления, распорные стойки и узлы их крепления;
- состояние крыльев, нет ли повреждений обшивки и деформации конструкции крыльев;
- систему управления элеронами и рулями ;

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

- узлы крепления крыльев к фюзеляжной балке и вертикальной стойке;
- крепление топливных баков, проверить состояние заливных горловин топливных баков, дренажа, герметичность топливных баков, состояние трубопроводов и топливомеров, слить отстой из бака-отстойника (при необходимости дозаправить самолёт топливом);
- убедиться выключены ли АЗСы и переключатели в кабине пилота;
- силовую установку: нет ли течи охлаждающей жидкости, топлива масла, нет ли повреждений кронштейнов крепления и чистоту сот радиаторов, нет ли повреждения узлов крепления двигателя к подмоторной раме и подмоторной рамы к вертикальной фюзеляжной стойке, надёжно закреплены и чистые ли воздушные фильтры карбюраторов, надёжно ли зафиксированы карбюраторы на резиновых фланцах их крепления, состояние системы обогрева карбюраторов;
- воздушный винт на предмет его целостности, отсутствия забоин и повреждений, надёжности крепления на вале редуктора;
- электропроводку на двигателе, её целостность и надёжность отбортовки и крепления на свечах зажигания, состояние проводов высокого напряжения;
- отключить (а если необходимо снять) аккумуляторную батарею от сети самолёта;
- зачехлить самолёт и силовую установку.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.

1. При хранении самолёта в аэродромных условиях при отрицательных температурах атмосферного воздуха топливные баки должны быть полностью заправлены топливом с целью исключения выпадания инея и воды в топливо, что может привести к неполадкам в работе силовой установки.

2. При хранении самолёта в аэродромных условиях применить противоугонные мероприятия на самолёте (определяются Положениями, действующими у эксплуатанта).

При проведении послеполётного осмотра записать в Журнал подготовки самолёта замечания и выявленные недостатки (отказы, неисправности и т.п.).

РАЗДЕЛ 5

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ САМОЛЕТА

СОДЕРЖАНИЕ

- 5.1. Введение
- 5.2. Утверждаемые данные
 - 5.2.1. Градуировка указателя воздушной скорости
 - 5.2.2. Скорость сваливания
 - 5.2.3. Взлетные характеристики самолета и влияние на них внешних условий
 - 5.2.4. Посадочные характеристики самолета и влияние на них внешних условий
 - 5.2.5. Посадочная дистанция при посадке с выключенным (отказавшим) двигателем
 - 5.2.6. Расчет потребной длины ВПП для взлета и посадки
- 5.3. Дополнительная информация о самолете
 - 5.3.1. Крейсерский полет
 - 5.3.2. Продолжительность и дальность полета
 - 5.3.3. Набор высоты при уходе на второй круг
 - 5.3.4. Характеристики взлета с сухой полосы, покрытой короткой травой
 - 5.3.5. Влияние на летные характеристики дождя или скопления насекомых
 - 5.3.6. Влияние на ВПХ бокового ветра
- 5.4. Основные характеристики самолета и влияние на них внешних условий

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

5.1. Введение

Раздел 5 содержит утвержденную Авиарегистром МАК 1999г информацию: о порядке градуировки системы измерения воздушной скорости, о системе звуковой и световой сигнализации о приближении к сваливанию, о скорости сваливания, о взлетно-посадочных характеристиках, а также неутверждаемую дополнительную информацию о самолете (крейсерский полет, продолжительность и дальность полета, характеристики взлета с искусственной и с сухой грунтовой полосы, покрытой короткой травой и др.).

Самолет устойчив по скорости и перегрузке во всем эксплуатационном диапазоне скоростей, высот и центровок.

Управляемый из кабины пилота триммер руля высоты (РВ) дает возможность сбалансировать самолет по усилиям на РУС при всех эксплуатационных центровках в диапазоне скоростей полета от 75 до 120 км/ч. При этом на всех режимах полета как с полным запасом топлива (50 л), так и с минимальным остатком топлива на посадке (5%) при массах пилота от 55 до 86 кг центровка самолета находится в пределах разрешенной эксплуатационной центровки (20....29,5% САХ).

При массе пилота 100 кг для обеспечения допустимой предельно передней центровки заправка топливом должна составлять при взлете не более 20 л (15 кг).

Однако запас по максимальной массе (450 кг) самолета составляет около 40 кг, и если есть необходимость выполнить полет на полную дальность с полной заправкой топлива, необходимо в хвостовой части фюзеляжной балки установить центровочный груз 2,5кг (в районе рессоры). Расчет центровки произвести по рекомендациям, помещенным в разделе 6 РЛЭ (рис. 6.2).

Следует отметить, что увеличение режима двигателя вызывает пикирующий момент, что необходимо учитывать при пилотировании самолета.

С выключенной силовой установкой (СУ) обеспечивается достаточная устойчивость и управляемость самолета. Минимальная скорость балансировки с выключенной СУ при центровке 29,5 % САХ составляет 75 км/ч.

Самолёт статически устойчив в путевом отношении с освобожденным управлением РН (после его отклонения вплоть до полного как влево, так и вправо).

При полном отклонении педали (РН) диапазона отклонения РУС (по крену) достаточно как для выполнения полета со скольжением без крена, так и для выполнения координированного скольжения в прямолинейном полете.

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

При выполнении скольжения эффективность рулей достаточна для выдерживания постоянного курса крена.

Предельных значений углов скольжения, отмеченных на указателе скольжения ЭУП-61, достаточно для выдерживания постоянного курса при предельных значениях бокового ветра.

В боковом канале отмечаются следующие особенности.

При скольжении на правое крыло (левая нога "от себя") расход РУС (по элеронам) вправо приблизительно в два раза меньше, чем при скольжении на левое крыло (правая нога "от себя"). При этом в горизонтальном полёте при положении РУД=5500 об/мин. В левом скольжении частота вращения вала уменьшается на 400 об/мин, а при правом скольжении - на ~ 200 об/мин.

Самолет безопасно управляется и маневрирует во время взлёта, набора высоты, горизонтального полёта, снижения и на посадке.

Усилия на рычагах управления на всех этапах полёта являются приемлемыми и не превышают нормированных величин.

Основные ЛТХ, характеристики устойчивости и управляемости самолета подтверждены летными испытаниями.

5.2. Утверждаемые данные

5.2.1. Градуировка указателя воздушной скорости.

Данные по градуировке воздушной скорости представлены на графике рис. 5.2 в виде зависимости индикаторной воздушной скорости ($V_{ин.}$, км/ч) от приборной скорости ($V_{пр}$, км/ч) во всем диапазоне разрешенных приборных скоростей в предположении, что приборная погрешность равна нулю.

На графике рис. 5.1 приведена зависимость аэродинамической поправки (δV_a , км/ч) от приборной скорости ($V_{пр}$, км/ч).

На графике (рис. 5.2) указаны ограничения по $V_{пр. макс.}$ маневрирования и по $V_{пр. макс. эксплуатационная}$, которую во всех случаях нельзя превышать.

Нормальный эксплуатационный диапазон скоростей полета по прибору на УС-250 обозначен зеленым сектором (от $V_{пр} = 70$ км/ч до $V_{пр} = 142$ км/ч).

Максимальная эксплуатационная приборная скорость ($V_{пр. макс} = 160$ км/ч) обозначена также красной риской. Сектор от скорости 142 до 160 км/ч обозначен желтым цветом.

В разделе 2 РЛЭ даны объяснения по действиям пилота на скоростях находящихся в соответствующем секторе.

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

5.2.2. Скорость сваливания.

При торможении в горизонтальном полете с темпом уменьшения скорости 2 км/ч за секунду, при работе двигателя на режиме МГ (РУД-в положении МГ) по достижении скорости по прибору 65...70 км/ч (РУС становится на упор "на себя") с сухим крылом и 70...75 км/ч с мокрым крылом. При этом самолёт одновременно с упором РУС "на себя" переходит в режим парашютирования с вертикальной скоростью - 2,0...4,0 м/с без признаков нарушения устойчивости и управляемости. Таким образом, определено, что скорость сваливания самолёта как с предельно передней центровкой (20%САХ), так и с предельно задней центровкой (29,5%САХ) составляет:

- с сухим крылом 65...70 км/ч (большая скорость относится к полетной массе самолета 435...450 кг);
- с мокрым крылом 70...75 км/ч.

В режиме сваливания самолет хорошо реагирует на отклонения элероном и руля направления. При этом эффективность элеронов несколько уменьшается, но является приемлемой для управления самолетом. После отдачи РУС "от себя" в положение близкое к механической нейтрали самолет опускает нос, переходит в режим снижения с увеличением скорости.

Потеря высоты при выводе самолёта из режима сваливания в горизонтальный полёт без крена составляет 30...50 м с сухим крылом и 40...70 м с мокрым крылом (в условиях умеренных осадков).

При выходе самолёта на режим сваливания при режиме работы двигателя как на максимальной продолжительной мощности, так и на 75% от этой мощности каких-либо ненормальностей и особенностей в поведении самолёта не отмечено.

При предельно передней центровке и балансировке самолета на скорости 100 км/ч по прибору при выполнении разворотов с креном 30° (как влево, так и вправо) на скорости 100...110 км/ч с созданием перегрузки (плавного уменьшения радиуса разворота) выполнялось торможением самолёта (при РУД = const, $N_{дв} \approx 5200$ об/мин). На скорости 80 км/ч РУС становилась на упор "на себя" при этом самолёт не сваливался. Усилия на РУС при этом составляют 20...25 кг и того же знака (тянущие).

При предельно-передней центровке (20% САХ) и скорости балансировки в горизонтальном полете 100 км/ч с последующим торможением в горизонтальном полете до скорости 65...70 км/ч при даче педали полностью "от себя" (РУС взята полностью "на себя"), элероны в нейтральном положении, самолет переходит в нисходящую спираль. В правой спирали самолет совершает колебательные движения по тангажу с колебанием скорости в пределах 80...120 км/ч с увеличением перегрузки примерно до 3 единиц. На РУС при этом остаются тянущие усилия равные 25...30 кг.

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

При постановке рулей нейтрально самолет практически без запаздывания выходит из спирали.

При предельно задней центровке (29,5% САХ) и предварительно сбалансированном самолете на скорости 85 км/ч по прибору (пдв \approx 4000 об/мин) и при выполнении разворота с креном 30° при плавном взятии РУС "на себя" до упора самолет тормозится до скорости 70...75 км/ч.

На левом развороте самолет временами увеличивает крен, при правом развороте появляется постоянная тенденция к увеличению крена, который легко устраняется путем "мелких" и частых отклонений РУС влево. Сваливание легко устраняется уменьшением перегрузки и постановкой рулей в нейтральное положение.

При выполнении маневра с перегрузкой на скорости 100...110 км/ч (пдв \approx 5200 об/мин) с темпом торможений скорости 10...15 км/ч за секунду и увеличением крена до $55...60^\circ$. На скорости 80 км/ч с сухим крылом и 85 км/ч с мокрым крылом. РУС становится на упор "на себя". При отдаче РУС "от себя" уменьшении перегрузки) на скорости 85 км/ч (95 км/ч с мокрым крылом самолёт переходит в нисходящую спираль.

После уборки крена и вывода самолёта в горизонтальный полет потеря высоты составляет около 30 м с сухим крылом и около 70 м с мокрым крылом.

При выполнении левого разворота на скорости 110 км/ч с креном $55...60^\circ$ и увеличением перегрузки вплоть до постановки РУС на упор "на себя" самолёт сохраняет левый крен, а при выполнении правого разворота с креном $55...60^\circ$ с полностью взятой ручкой "на себя" с увеличением перегрузки на скорости 85 км/ч самолёт переходит в левый крен с выполнением левой спирали.

Восстановление горизонтального полета после сваливания на разворотах с перегрузкой обеспечивается с использованием обычной техники пилотирования (отдача РУС "от себя", уборка крена, вывод на скорости 85...90 км/ч в горизонтальный полет).

Самолёт на режиме сваливания не имеет тенденции к кабрированию, входу в штопор, приращению угла крена от начального 30° более 60° и слишком большой потери высоты на вывод самолёта из режима сваливания в горизонтальный полёт (потеря высоты составляет 30...70 м как с сухим, так и со смоченным крылом).

На основании проведенных испытаний установлено, что самолёт не имеет естественных признаков приближения к сваливанию. Индикаторная опорная скорость сваливания (V_{so}) установлена 70 км/ч (без учета влияния земли).

Для сигнализации о приближении к сваливанию самолёт оборудован системой звуковой и световой сигнализации о приближении к сваливанию (ССПС-1), которая срабатывает:

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

- в режиме горизонтального полёта при торможении на режиме работы двигателя МГ - на скорости 80...85 км/ч (с сухим крылом) и 85...95 км/ч с мокрым крылом;
(в зависимости от интенсивности осадков, чем больше интенсивность осадков, тем больше скорость срабатывания сигнализации).
- на разворотах с перегрузкой сигнализация срабатывает на скорости 105 км/ч по прибору с сухим крылом и на скорости 100...110 км/ч с мокрым крылом (в зависимости от интенсивности осадков).

Сигнализация о приближении сваливания самолет работает вплоть до достижения скорости сваливания.

При отдаче РУС "от себя" и уменьшении тангажа (перегрузки на разворотах) сигнализация отключается без запаздывания.

Датчик системы сигнализации о приближении к сваливанию установлен на верхнем левом крыле (на лобовике).

На рис. 5.3 приведен график зависимости $C_y = f(\alpha)$, а на Рис. 5.4. приведена поляра самолёта "Авиатика-МАИ-890".

5.2.3 Взлетные характеристики и влияние на них внешних условий

В данном подразделе приведены взлетные характеристики самолета при взлетах с ВПП как с искусственным покрытием (ИВПП), так и с грунтовых ВПП, расположенных на высотах от 0 до 2000 м над уровнем моря в условиях МСА, в штиль с преодолением на взлете условного препятствия высотой 15 м при взлетной массе самолета от 365 кг до 450 кг, а также указано влияние внешних условий на взлетные характеристики самолета.

Взлетные характеристики на $H = 0$ м в МСА, штиль для взлетной массы самолета 430 кг получены на ИВПП и ГВПП при проведении сертификационных испытаний, а для других масс и высот взлетные характеристики получены методом расчета. Влияние внешних условий (скорости ветра, температуры атмосферного воздуха состояния ВПП и т.п.) определено методом расчета.

Взлетные характеристики самолета при взлете как с ИВПП, так и с ГВПП для взлетных масс 365, 400, 430 и 450 кг при работе двигателя на взлете на максимальном режиме ($n_{дв} = 5250...5300$ об/мин) составляют:

- а) при взлете с сухой ИВПП ($f_{тр} = 0,06$) см. таблицу 5.1.
- б) при взлёте с грунтовой ВПП ($f_{тр} = 0,06...0,12$) см. таблицу 5.2.

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

Встречный ветер 5 м/с сокращает длину разбега на 40...45%, при этом взлетная дистанция сокращается примерно на 20%.

При взлете с грунтовой ВПП (травяные кочки, скошенная трава при высоте 2 см, дерн) длина разбега по сравнению с длиной разбега при взлете с сухой ИВПП или твердого грунта прочностью не менее 9 кг/см² увеличивается в среднем на 15...20% (в равных остальных условиях).

Повышение температуры атмосферного воздуха от стандартной на данной высоте на 10°C приводит к увеличению длины разбега на 7...8%, а понижение температуры атмосферного воздуха на 10°C - к сокращению длины разбега в среднем на 7%.

Понижение давления атмосферного воздуха на 10 мм.рт.ст. от стандартного на данной высоте расположения аэродрома (площадки) приводит к увеличению длины разбега на 3 %, а повышение давления атмосферного воздуха на 10 мм. рт.ст приводит к сокращению длины разбега на 2,5 %. Изменение взлетной массы самолета от нормальной (365кг) на 10% - приводит к изменению длины разбега на 25..30 %, а взлетной дистанции на 20..25% (при увеличении взлетной массы самолета - увеличивается, а при уменьшении - уменьшается).

Вертикальная скорость набора высоты (V_y) с повышением температуры атмосферного воздуха от стандартной на данной высоте на 10°C приводит к уменьшению V_y на 0,3..0,4 м/с, а понижение температуры атмосферного воздуха на 10°C приводит к увеличению V_y на 0,2...0,3 м/с.

При наборе высоты со смоченным крылом (в условиях умеренных осадков) V_y уменьшается на 0,3...0,5 м/с (в зависимости от интенсивности осадков). При сильных осадках (дождь) уменьшение V_y составляет 0,5...1,5 м/с, что необходимо учитывать при непреднамеренном попадании в такие осадки. Силовая установка в осадках работает устойчиво без особенностей. Следует иметь ввиду, что в сильных осадках возможно повреждение воздушного винта, поэтому необходимо выйти из зоны осадков за возможно короткое время.

С увеличением высоты полета над уровнем моря в стандартных атмосферных условиях (САУ) на каждые 500 м высоты вертикальная скорость набора (V_y) уменьшается на 0,3..0,5 м/с (при сохранении постоянной приборной скорости набора 85..90 км/ч).

Практический потолок самолета в стандартных атмосферных условиях при различных взлетных массах самолета приведен на рис.5.14 и составляет для:

- взлетной массы 380 кг - 5000 м;
- взлетной массы 450 кг - 3850 м;

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

5.2.4. Посадочные характеристики и влияние на них внешних условий

В данном подразделе приведены посадочные характеристики самолета при выполнении посадки как на сухую и мокрую искусственную ВПП, так и на сухую грунтовую ВПП в МСА, штиль с высоты условного препятствия $H_{усл} = 15$ м при размещении аэродрома (площадки) на высотах 0...2000 м над уровнем моря при посадочных массах самолета 365, 400, 430 и 450 кг.

В таблице 5.3. приведены расчетные значения посадочных характеристик при рекомендуемых РЛЭ режимах планирования с $H_{усл} = 15$ м для высот 0...2000 м в штиль и в стандартных атмосферных условиях, которые подтверждены сертификационными испытаниями для посадочной массы 430 кг.

При этом посадочные характеристики самолета составляют:

а) при посадке на сухую искусственную ВПП ($f_{тр} = 0,2$) и режиме работы двигателя на снижении $n_{дв} = 3000...3500$ об/мин (см. таблицу 5.3). В таблице указаны приборные скорости, высоты и вертикальные скорости снижения.

б) при посадке на грунтовую ВПП прочностью не ниже 9 кг/см^2 покрытую скошенной травой (дерн) высотой не более 2 см при $f_{тр} = 0,18$ взлетно-посадочные характеристики приведены в таблице 5.4.

Встречный ветер сокращает длину пробега на 40...45%, а посадочную дистанцию примерно на 25%.

При посадке на грунтовую ВПП (травяные кочки, скошенная трава (*стерня высотой до 2 см*) дерн, твердый грунт) длина пробега при прочих равных условиях по сравнению с посадкой на ИВПП увеличивается в среднем на 5...10%.

Изменение температуры и давления атмосферного воздуха от стандартных на данной высоте изменяет посадочные характеристики самолета в таком же порядке, как и при взлете самолета в этих условиях.

Изменение посадочной массы самолета на 10% приводит к изменению посадочной дистанции на 13% (при увеличении посадочной массы посадочная дистанция увеличивается, а при уменьшении — сокращается).

5.2.5. Посадочная дистанция при посадке с выключенным (отказавшем) двигателем ($H = 0$, МСА, штиль).

При посадке с отказавшем двигателем на $H = 0$ м, $m_{пос} = 450$ кг, вертикальная скорость составляет 5..6 м/с при планировании на скорости 90..100 км/ч (при этом угол планирования будет составлять $10,5^\circ$) Длина воздушного участка с высоты 15 м составляет 175...185 м длина пробега при скорости приземления 70 км/ч по прибору составляет 110-120 м ($L_{пл} = K \times H = 6,14 \times 9 \approx 55$ м, $L_{выр+выд} \approx 125-130$ м). Для определения K см. Рис. 5.5.

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

Посадочная дистанция в этом случае (при посадке на ИВПП или грунтовую площадку) с твердым покрытием и с применением тормозов колес будет составлять 285...305 м, что необходимо учитывать при подборе площадки для выполнения вынужденной посадки с отказавшем двигателем.

При посадке на ИВПП ($H=0$, МСА, штиль) в случае отказа тормозов колес шасси и скорости приземления 70км/ч по прибору, длина пробега составляет 200..250 м.

5.2.6. Расчет потребной длины ВПП для взлета и посадки.

Расчет потребных длин ВПП из условий взлета и посадки в нормальных аэродромных условиях НАУ ($P = 746$ мм рт.ст., $t_{н.в} = +27^{\circ}\text{C}$, штиль) для $H = 0$ м производится по следующим формулам с учетом данных приведенных в пунктах 5.2.3 и 5.2.4 настоящего раздела:

$L_{\text{потр ВППвзл}} = 1,15 L_{\text{рнау}} + L_{\text{выр}}$, где

$L_{\text{рнау}}$ - длина разбега в НАУ для данной массы самолета, м.

$L_{\text{выр}}$ - 25м -запас ВПП на выруливание и занятие самолетом ВПП по оси.

$L_{\text{потр ВППвзл}} = 1,15 \times (105 : 0,9) + 25 = 160\text{м}$, где

105м - длина разбега в НАУ при $m_{\text{взл}} = 450\text{кг}$

(берутся данные из подпункта 5.2.3. и таблиц 5.1. и 5.2).

$L_{\text{потр ВППпос}} = 1,3 L_{\text{проб.нау}} + L_{\text{пер}} + L_{\text{срул}}$, где

$L_{\text{проб.нау}}$ -длина пробега в НАУ ($P=746\text{мм.рт.ст}$, $t_{нв}=+27^{\circ}\text{C}$)

$L_{\text{пробНАУ}} = L_{\text{пр.ст.}} \times (P_{\text{ст}} : P_{\text{нау}}) \times (T_{\text{нау}} : T_{\text{ст}}) =$
 $= 110(760:746) \times (300:288) = 120\text{м}$.

$L_{\text{пер.}} = 50\text{м}$ - запас ВПП на перелет

$L_{\text{срул.}} = 25\text{м}$ -участок ВПП на сруливание

$L_{\text{потр. ВППпос.}} = 1,3 \times (120:0,94) + 50 + 25 = 245\text{м}$.

Из выше приведенных расчетов следует, что взлетно посадочные характеристики самолета обеспечивают его эксплуатацию в МСА на $H=0\text{м}$ с длиной ВПП равной 500м (с учетом длины пробега при отказе тормозов).

При этом размеры концевых полос безопасности должны быть не менее 30 м.

Аналогичный методикой можно подсчитать потребную длину ВПП на высоте аэродрома 500, 1000, 1500 и 2000 м, при этом стандартную температуру атмосферного воздуха на этих высотах увеличивать на $+12^{\circ}\text{C}$, а давление атмосферного воздуха уменьшать на 14мм рт.ст.

Затем по выше приведенным формулам подсчитать $L_{\text{потр ВППвзл}}$ и $L_{\text{потр ВППпос}}$ и по большей величине определить потребную длину ВПП.

$L_{\text{разбег}}$ и $L_{\text{пробег}}$ берутся из подпунктов "а" и "б" пунктов 5.2.3. и 5.2.4 для условий МСА и максимальных взлетно посадочных масс.

5.3 Дополнительная информация о самолете

5.3.1. Крейсерский полет.

Аэродинамическая компоновка самолета, тяговые характеристики силовой установки обеспечивают выполнение крейсерского полета в диапазоне скорости от 80 до 130 км/ч в диапазоне высот от 0 до 3000 м. При этом на всех режимах полета как с полным запасом топлива (50 л), так и с минимальным остатком (5%) при массах пилотов 55...86 кг центровка самолета находится в пределах разрешенных эксплуатационных центровок 20..29,5% САХ (см.рис 6.1). При массе пилота 100 кг и заправке топливом 20 л центровка самолета не выходит за пределы предельно-передней центровки 20% САХ (при центровке пустого самолёта не менее 38,1% САХ).

ПРИМЕЧАНИЕ. *Для варианта загрузки самолета при массе пилота 100 кг и массе топлива 37 кг (50 л) необходимо в районе хвостовой рессоры, установить центровочный груз 2,5 кг, при условии, если центровка пустого самолёта будет менее 40% САХ.*

В диапазоне указанных центровок на всех этапах полета самолет устойчив и управляем как в продольном, так и в боковом каналах.

5.3.2. Продолжительность и дальность полета.

В разделе (подпункт 4.6.11.) приведены рекомендации, которые необходимо выполнять при расчете дальности и продолжительности полета по маршруту с обеспечением безопасности полета.

При работе двигателя на крейсерском режиме, т.е. режиме максимальной дальности, в стандартных атмосферных условиях на наивыгоднейшей скорости полета по прибору на $H = 300$ м:

- при полетной массе 365 кг на скорости полета по прибору 90 км/ч ($V_{ис.} = 91,5$ км/ч) частота вращения вала двигателя составляет 4300...4400 об/мин, при этом среднее значение часового расхода топлива составляет 13,6 л/ч (0,228 л/мин) или 10,20 кг/ч (0,170 кг/мин);

- при полете с максимальной массой 450 кг на скорости полета по прибору 90 км/ч ($V_{ис.} = 91,5$ км/ч), частота вращения вала двигателя составляет 4550...4600 об/мин, при этом среднее значение часового расхода топлива составляет 14,7 л/ч (0,245 л/мин) или 10,95 кг/ч (0,183 кг/мин).

Километровый расход топлива на высоте 300 м составляет 0,15 л/км (для $m_{пол} = 450$ кг).

Характеристики дальности и продолжительности полета в штиль в стандартных атмосферных условиях на высотах полета 0...2000 м приведены в таблице 5.5. График продолжительности полёта приведен на рис. 5.16.

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

Изменение температуры атмосферного воздуха от стандартной на данной высоте на каждые 10°C приводит к изменению часового расхода топлива на 1,5%. С понижением температуры часовой расход топлива уменьшается, а с повышением - увеличивается, следовательно и продолжительность полета в первом случае увеличивается, а во втором случае уменьшается.

На дальность полета большое влияние оказывает скорость ветра. Попутный ветер 5 м/с увеличивает путевую скорость на 18 км/ч при этом дальность полета увеличивается в среднем на 20%, а встречный ветер 5 м/с соответственно уменьшает дальность полета на 20%, что необходимо учитывать при расчете дальности полета.

Кроме того, при расчете дальности и продолжительности полета необходимо учитывать следующие расходы топлива:

- расход на земле в течение 12 мин (запуск, опробование двигателя и руление на старт) - 2,8 л (2,0 кг);
- расход топлива при полете по кругу перед посадкой и при посадке (Нкруга = 200 м) - 5 мин (1,2 л или 1,0 кг);
- невырабатываемый остаток топлива - 0,35 л.

Запас топлива, необходимый для обеспечения безопасности полета должен быть не менее, чем на 15 мин полета (8 л).

Если по маршруту полета ветер по величине и направлению меняется, необходимо учитывать это изменение для уточнения дальности и продолжительности полета и увеличения аэронавигационного запаса.

В приведенной таблице 5.5 расход топлива на набор высоты и на снижение с высоты круга учтен в дальности полета.

При условии, если набор высоты полета по маршруту и снижение с высоты до высоты круга производится не по маршруту и снижение с высоты круга производится не по маршруту полета, а над аэродромом, то из указанной в таблице дальности необходимо вычесть то топливо, которое было израсходовано на набор высоты, при условии, что двигатель работал на максимальном режиме, при котором часовой расход топлива составляет 22,7 л/ч (0,38 л/мин).

Так, при наборе высоты 300 м при $V_{\text{уср.}}=4,5$ м/с время набора составит 1,2 мин, расход топлива при этом составит 0,5 л, а при наборе высоты 1000 м с $V_{\text{уср.}}=3,5$ м/с на высотах 0...1000 м общее время набора составит 5 мин, при этом расход топлива составит 2 л, что уменьшит запас топлива на выполнение горизонтального полета до 41,0 л (расход на земле до взлета - 2,8 л, расход на круг - 1,2 л, 5% остаток на посадке 3,0 л, расход на набор 1000 м - 2 л; итого суммарный расход - 9,0 л) при этом дальность полета на $H = 1000$ м для полетных масс самолета 365 кг, 400 кг и 450 кг соответственно составит 297, 286 и 277 км, т.е. уменьшится в среднем на 18 км (6%).

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

Рекомендации пилоту по действиям при уходе на второй круг приведены в пункте 4.6.7 раздела 4 РЛЭ.

5.3.3 Набор высоты при уходе на второй круг.

Минимальная высота при уходе на второй круг, м 0

Скороподъемность у земли, м/с:

а) при высоте места посадки 0 м:

при $m_{\text{пол}} = 365$ кг 5,0

при $m_{\text{пол}} = 400$ кг 4,3

при $m_{\text{пол}} = 450$ кг 3,6

б) при высоте места посадки 2000 м:

при $m_{\text{пол}} = 365$ кг 3,2

при $m_{\text{пол}} = 400$ кг 2,6

при $m_{\text{пол}} = 450$ кг 1,8

5.3.4. Характеристики взлета с сухой полосы, покрытой подстриженной травой (травяные кочки).

Указанные взлетные характеристики приведены в подпункте "б" пункта 5.2.3 РЛЭ для взлетных масс 365, 400, 430 и 450 кг, которые составляют для $H=0$ м, МСА, штиль соответственно:

- длина разбега, м	75,90,100,110
- взлетная дистанция до $H=15$ м, м	190,205,270,307
- скорость отрыва по прибору, км/ч	65..70

Влияние внешних условий на взлетные характеристики самолета при высоте места взлета от 0 до 2000 м приведены в пункте 5.2.3. настоящего РЛЭ.

5.3.5. Влияние на летные характеристики дождя и скопления насекомых.

Полеты в условиях атмосферных осадков или при скоплении насекомых на данном самолете не предусмотрены.

При неожиданном попадании в такие условия необходимо выйти из условий осадков и скопления насекомых или выполнить вынужденную посадку на выбранную площадку.

Характеристики скороподъемности (V_y) при смоченном крыле уменьшаются на 0,3...0,5 м/с, характеристики устойчивости и управляемости самолета сохраняются. Однако интенсивные осадки снижают безопасность полета в связи с ухудшением обзора из кабины (самолет не оборудован стеклоочистителями) и уменьшения V_y на 0,5...1,5 м/с (в условиях интенсивных осадков в виде дождя).

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

Попадание в скопление насекомых также ухудшает обзор из кабины за счет налипания насекомых на остекление. Дождевые потоки, с крыла попадая в воздушный винт, могут привести к его повреждению.

Поэтому пилот должен четко и энергично действовать при полете, не допуская попадания самолета в указанные условия, а в случае попадания - принять меры для выхода из этих условий в возможно короткое время.

5.3.6. Влияние бокового ветра на ВПХ.

Максимальная скорость бокового ветра для взлета и посадки ограничена 6 м/с. При этом ветре управляемость и устойчивость самолета как на взлете, так и на посадке обеспечивает нормальное пилотирование самолета.

При боковом ветре взлет и посадка имеют некоторые особенности и требуют повышенного внимания, своевременных действий пилота. Рекомендации пилоту по действиям при взлете и посадке с боковым ветром изложены в пункте 4.6.10 раздела 4 настоящего РЛЭ.

5.4. Основные летно-технические характеристики самолета и влияние на них внешних условий

В настоящем подразделе приведены основные графики и пояснения позволяющие пилоту оценить возможность выполнения полетного задания в фактических атмосферных условиях.

5.4.1. На характеристики двигателя оказывают влияние как температура, так и давление атмосферного воздуха.

Зависимость мощности и часового расхода топлива от частоты вращения вала двигателя приведены на рис 5.7 настоящего РЛЭ (в МСА для $H = 0$ м).

На рис 5.8 приведен график изменения максимальной мощности двигателя (с учетом потерь мощности на редукторе) в МСА в зависимости от высоты, что позволяет оценить мощность двигателя в диапазоне высот полета от $H = 0$ м до $H = 3000$ м, а на рис.5.9 приведен график изменения максимальной мощности двигателя в зависимости от температуры атмосферного воздуха и высоты полета самолета.

На графике рис. 5.6 приведено изменение КПД воздушного винта от истинной воздушной скорости полета.

Изменение качества (К) самолета в зависимости от приборной скорости полета и индикаторной воздушной скорости полета для средней полетной массы самолета 380 кг изображено на графике рис.5.5.

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

Изменение статической тяги самолета в зависимости от высоты, в МСА, приведено на графике рис. 5.10.

График изменения располагаемой тяги (P_p) от приборной скорости ($V_{пр}$) и высоты полета при работе двигателя на взлетном режиме в МСА и изменения частоты вращения вала двигателя в зависимости от скорости полета на $H = 0$ в МСА приведено на рис. 5.11.

График потребной тяги для горизонтального полета в зависимости от приборной скорости полета приведен на рис. 5.12.

График скороподъемности самолета при работе двигателя на взлетном режиме в зависимости от полетной массы и высоты в МСА приведен на рис. 5.13.

На графике рис. 5.15 приведены потребные режимы работы двигателя для поддержания постоянной скорости полета в диапазоне скоростей $V_{ин} = 80..130$ км/ч в горизонтальном полете на $H = 200$ м ($V_y = 0$), в МСА.

На графике (рис 5.16) приведена продолжительность полета самолета на $H = 300$ м, в МСА.

Наличие указанных выше графиков и зависимостей позволяет пилоту в зависимости от фактических условий эксплуатации самолета оценить ВПХ, скороподъемность, дальность и продолжительность полета, а также высоты и условия безопасного применения самолета.

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

Таблица 5.1

Характеристики взлёта с ИВПП	Высота расположения аэродрома (площадки над уровнем моря)					Приме- чание
	0	500	1000	1500	2000	
Скорость отрыва по при-бору, км/ч: (для $m_{взл} =$ $=365...450$ кг)	65...70	65...70	65...70	65...70	65...70	
Длина разбега, м						
для $m_{взл} = 365$ кг	60	65	75	90	105	
для $m_{взл} = 400$ кг	75	85	95	110	125	
для $m_{взл} = 430$ кг	80	95	110	125	140	
для $m_{взл} = 450$ кг	85	100	115	135	155	
Скорость набора высоты по прибо- ру (для $m_{взл} =$ $365...450$ км/ч)	85...90	85...90	85...90	85...90	85...90	
Длина воздушного участка набора высоты (Нусл.=15м), м:						
для $m_{взл} = 365$ кг	115	125	135	155	195	
для $m_{взл} = 400$ кг	135	150	175	205	240	
для $m_{взл} = 430$ кг	170	195	225	260	305	
для $m_{взл} = 450$ кг	197	225	255	300	355	
Взлётная дистан- ция до Нусл= $=15$ м, м:						
для $m_{взл} = 365$ кг	175	190	210	245	300	
для $m_{взл} = 400$ кг	210	235	270	315	365	
для $m_{взл} = 430$ кг	250	290	335	385	445	
для $m_{взл} = 450$ кг	282	325	370	435	510	
Вертикальная ско- рость набора вы- соты, м/с*):						Со смо- ченным

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

продолжение табл. 5.1.

для $m_{взл} = 365$ кг	5,0...5,2	4,5...4,7	4,0...4,3	3,6...3,8	3,2...3,4	
для $m_{взл} = 400$ кг	4,4...4,5	3,9...4,1	3,5...3,6	3,0...3,2	2,6...2,8	крылом V_y
для $m_{взл} = 430$ кг	3,9...4,0	3,6...3,7	3,0...3,2	2,6...2,8	2,2...2,4	умень- шается
для $m_{взл} = 450$ кг	3,6...3,7	3,2...3,3	2,6...2,8	2,3...2,4	1,8...2,0	на 0,3... ..0,5м/с

Длина разбега на влажной ИВПП уменьшается на 8%

*) Скороподъемность самолета в зависимости от полетной массы и высоты, в МСА и штиль приведена на Рис. 5.13

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

Таблица 5.2

Характеристики взлёта с ГВПП	Высота расположения аэродрома (площадки над уровнем моря)					Приме- чание
	0	500	1000	1500	2000	
Скорость отрыва по прибору, км/ч: для $m_{взл} = 365$ кг	65...70	65...70	65...70	65...70	65...70	
для $m_{взл} = 400$ кг	65...70	65...70	65...70	70...75	70...75	
для $m_{взл} = 430$ кг	65...70	65...70	70...75	70...75	70...75	
для $m_{взл} = 450$ кг	65...70	70...75	70...75	70...75	70...75	
Скорость набора высоты (для $m_{взл} =$ $= 365-450$), км/ч	85...90	85...90	85...90	85...90	85...90	
Длина разбега, м*):						
для $m_{взл} = 365$ кг	60/75	65/80	75/85	90/100	105/120	
для $m_{взл} = 400$ кг	75/90	85/95	95/110	110/130	125/155	
для $m_{взл} = 430$ кг	80/100	95/105	110/125	125/145	140/170	
для $m_{взл} = 450$ кг	85/110	100/120	115/130	135/165	160/215	
Длина воздушного участка набора высоты (Н _{усл.} =15м), м:						
для $m_{взл} = 365$ кг	115	125	135	155	195	
для $m_{взл} = 400$ кг	135	150	175	205	240	
для $m_{взл} = 430$ кг	170	195	225	260	305	
для $m_{взл} = 450$ кг	197	225	255	300	355	
Взлётная дистан- ция до Н _{усл.} = =15м, м:						
для $m_{взл} = 365$ кг	175/190	190/205	210/220	245/255	300/315	
для $m_{взл} = 400$ кг	210/225	235/240	270/285	315/335	365/395	
для $m_{взл} = 430$ кг	250/270	290/300	335/350	385/405	445/475	
для $m_{взл} = 450$ кг	282/307	325/345	370/385	435/465	510/570	

*) В числителе приведены данные при взлете с твердого грунта прочностью более $\sigma_{гр.} \geq 9 \text{ кгс/см}^2$ ($f_{тр} = 0,06$).

В знаменателе приведены данные при взлете с сухого травяного грунта $\sigma_{гр.} \geq 9 \text{ кгс/см}^2$ (скошенная трава, травяные кочки, стерня 2-3см) при $f_{тр} = 0,1$.

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

Таблица 5.3.

Характеристики посадки на ИВПП	Высота расположения аэродрома (площадки) над уровнем моря, м					Примечание
	0	500	1000	1500	2000	
Скорость планирования по прибору, км/ч: (для $m_{взл} = 365...450$ кг)	85...90	85...90	85...90	85...90	85...90	*) при посадке с выключенным двигателем на $H_{зр} \geq 1000$ м для $m_{пос} \geq 400$ кг
Скорость приземления по прибору, км/ч	65...70	65...70	65...70 (70...75)	65...70 (70...75)	65...70 (70...75)*	
Вертикальная скорость снижения по прибору, (при $n_{дв} = 3000...3500$ об/мин), м/с	-3,0..3,5	3,0..3,5	-3,0..3,5	-3,0..3,5	-3,0..3,5**)	**) при посадке с выключенным двигателем $V_y = -5,0..6,0$ м/с $H_{нвыр} = 5,0..6,0$ м
Высота начала выравнивания, м	3..3,5	3...3,5	3...3,5	3..3,5	3..3,5	
Длина пробега, м:						В числителе при посадке на сухую ИВПП при $V_{приз} = 70$ км/ч В знаменателе - при посадке на влажную ИВПП при $V_{приз} = 70$ км/ч
для $m_{взл} = 365$ кг	90/105	95/110	100/115	105/120	110/130	
для $m_{взл} = 400$ кг	100/115	110/130	115/135	120/140	125/145	
для $m_{взл} = 430$ кг	105/125	115/135	120/140	125/150	130/155	
для $m_{взл} = 450$ кг	110/130	120/140	125/150	130/155	135/160	
Длина воздушного участка планирования (Н _{усл.} = 15 м), м:						
для $m_{взл} = 365$ кг	200	205	210	215	220	
для $m_{взл} = 400$ кг	230	235	240	245	250	
для $m_{взл} = 430$ кг	255	260	265	270	275	
для $m_{взл} = 450$ кг	270	275	280	285	295	

ПРИМЕЧАНИЕ: При посадке на заснеженную ИВПП и ГВПП с уплотненным снежным покровом, но необледенелую, длина пробега увеличивается на 25% по сравнению с посадкой на сухую ИВПП и ГВПП

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

Продолжение Таблицы 5.3.

Характеристики взлета	Высота расположения аэродрома (площадки) над уровнем моря, м				
	0	500	1000	1500	2000
Длина посадочной дистанции с $H_{\text{усл}} = 15\text{м}$ (при $V_{\text{пр.}} \approx 90\text{ км/ч}$ на $H_{\text{усл.}} = 15\text{м}$ и $V_{\text{приз}} = 65$ км/ч и 70 км/ч) до полной остановки самолета в конце пробега (при умерен- ном использовании тормозов колес шасси и работе двигателя на пробегае на режиме «МГ»),:					
для $m_{\text{пос}} = 365\text{ кг}$	275/290	285/300	295/310	305/320	315/330
для $m_{\text{пос}} = 400\text{ кг}$	310/330	325/345	335/355	345/365	355/375
для $m_{\text{пос}} = 430\text{ кг}$	360/330	375/395	385/405	395/415	410/430
для $m_{\text{пос}} = 450\text{ кг}$	380/400	395/415	405/430	415/440	430/455

- ПРИМЕЧАНИЕ.**
1. Расчетные данные указаны в приборных скоростях, а расчеты производились в соответствии с индикаторными скоростями в стандартных атмосферных условиях.
 2. В числителе указаны данные при скорости приземления 65 км/ч, а в знаменателе – 70 км/ч
 3. Данные приведены при $V_{y_{\text{пл}}} = 3\text{ м/с}$.

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

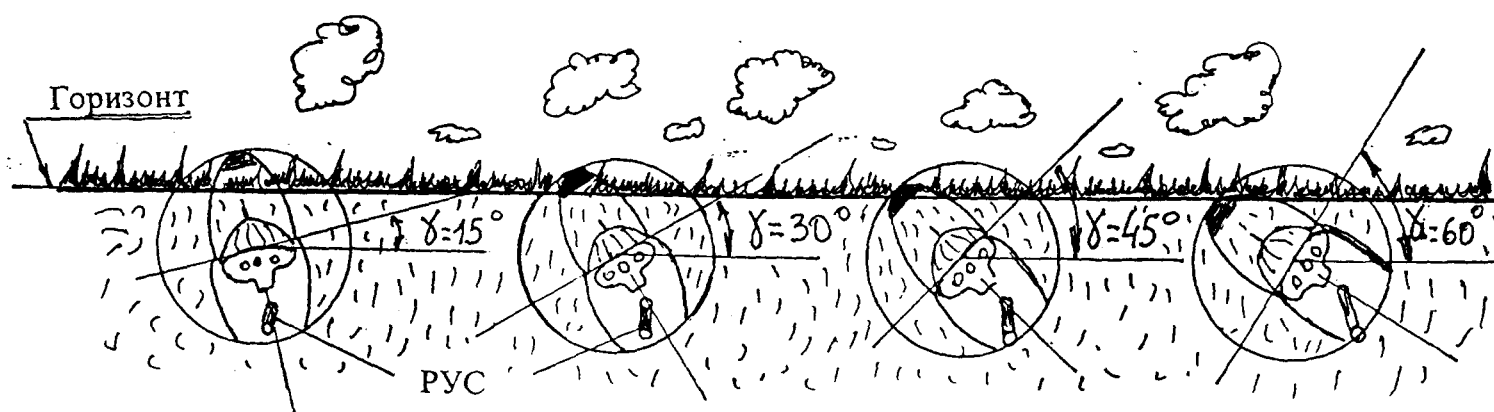
Таблица 5.4.

Характеристики посадки на ГВП при $\sigma_{гр.} \geq 9 \text{ кгс/см}^2$	Высота расположения аэродрома (площадки) над уровнем моря, м					Примечание
	0	500	1000	1500	2000	
Скорость планирования по прибору, км/ч	85..90 (90..100)	85..90 (90..100)	85..90 (90..100)	85..90 (90..100)	85..90 (90..100)*	*) при планировании с выключенным двигателем **) при посадке с выключенным двигателем на $H \geq 1000 \text{ м}$ при $m_{пос} = 400 \text{ кг}$
Скорость приземления по прибору, км/ч	65..70	65..70	65..70 (70..75)	65..70 (70..75)	65..70 (70..75)**	
Длина пробега, м						*) В числителе - длина пробега с работающим двигателем на $V_{приз. ИН} = 70 \text{ км/ч}$ в знаменателе - с выключенным двигателем на $V_{приз.} = 75 \text{ км/ч}$
для $m_{взл} = 365 \text{ кг}$	95	100	105/125	110/135	115/140	
для $m_{взл} = 400 \text{ кг}$	105	115	120/140	125/155	130/160	
для $m_{взл} = 430 \text{ кг}$	115	125	130/155	135/165	140/170	
для $m_{взл} = 450 \text{ кг}$	120	130	135/165	140/175	145/180	
Длина посадочной дистанции с $H_{усл} = 15 \text{ м}$ (при $V_{пр.} \approx 90 \text{ км/ч}$ на $H_{усл} = 15 \text{ м}$) до полной остановки самолёта в конце пробега, м:						*) В числителе - посадочная дистанция с работающим двигателем, в знаменателе - с выключенным двигателем
для $m_{пос} = 365 \text{ кг}$	295/270	305/290	315/295	325/305	335/315	
для $m_{пос} = 400 \text{ кг}$	335/280	350/300	360/315	370/330	380/345	
для $m_{пос} = 430 \text{ кг}$	370/285	385/310	395/325	405/340	415/355	
для $m_{пос} = 450 \text{ кг}$	390/290	405/315	415/335	425/350	440/310	

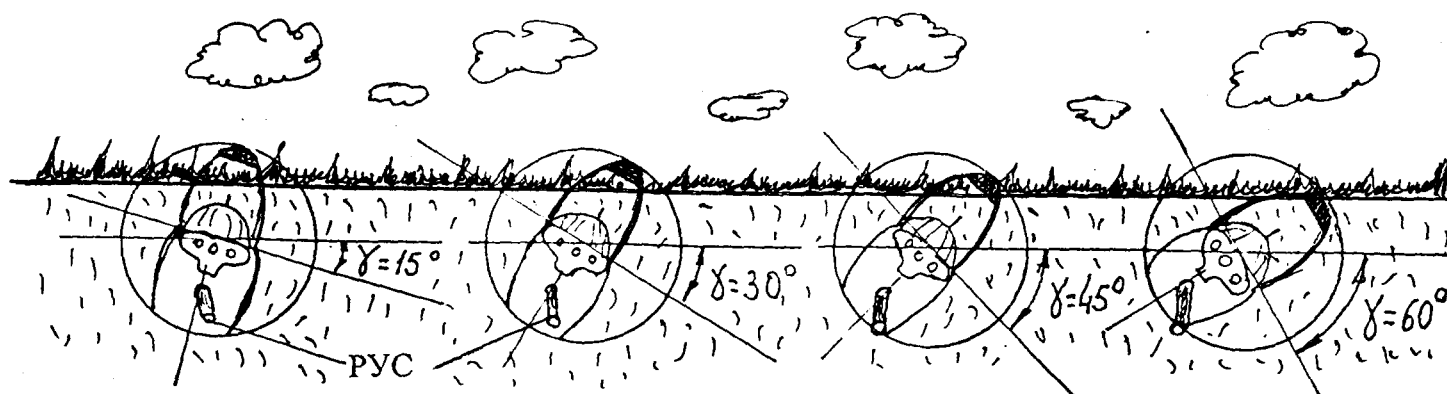
АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

ПРИМЕЧАНИЕ.

1. Остальные режимы и параметры на посадке и данные воздушного участка при посадке с работающим двигателем аналогичны режимам и данным таблицы 5.3.
 2. Скорость планирования с выключенным двигателем принята равной 95 км/ч по прибору ($V_{пл}=95$ км/ч ИН).
- Скорость приземления на $H \geq 1000$ м при $m_{пос} = 400$ кг принята равной 75 км/ч по прибору ($V_{приз.} = 75,6$ км/ч ИН).



Разворот с левым креном в режиме снижения на $V_{пл} = 85-90$ км/ч
(вид из кабины, "капот-горизонт")



Разворот с правым креном в режиме снижения на $V_{пл} = 85...90$ км/ч
(вид из кабины, "капот-горизонт")

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

Таблица 5.5.

Характеристики	Высота полёта, м						Примечание
	0	300	500	1000	1500	2000	
Часовой расход топлива (Ch)л/ч:							
при $m_{пол}=365кг$	13,8	13,98	14,1	14,47	14,83	15,2	
при $m_{пол}=400кг$	14,3	14,5	14,63	15,0	15,36	15,75	
при $m_{пол}=450кг$	14,8	15,0	15,14	15,5	15,9	16,3	
Скорость по прибору, км/ч	100	100	100	100	100	100	
Истинная (воздушная) скорость км/ч:	99,85	101,37	102,3	104,82	107,44	110,16	
километровый расход (СК) л/км							
при $m_{пол}=365кг$	0,138	0,138	0,138	0,138	0,138	0,138	
при $m_{пол}=400кг$	0,143	0,143	0,143	0,143	0,143	0,143	
при $m_{пол}=450кг$	0,148	0,148	0,148	0,148	0,148	0,148	
Запас расходного топлива на горизонтальный полет с 5% остатком на посадке (2,5 л), л	43,0	43,0	43,0	43,0	43,0	43,0	
Запас расходного топлива для г.п. с остатком на посадке 8 л (на 15 мин. полета)	38,0	38,0	38,0	38,0	38,0	38,0	
Дальность полета с 5% остатком топлива на посадке, км:							При полной выработке топлива
при $m_{пол}=365кг$	315	315	315	315	315	315	333
при $m_{пол}=400кг$	305	305	305	305	305	305	321
при $m_{пол}=450кг$	295	295	295	295	295	295	310

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

продолжение таблицы 5.5.

Продолжительность полета при 5% остатке топлива на посадке, час:							На скорости по прибору 100км/ч
при $m_{пол}=365кг$	3,12	3,08	3,05	2,97	2,9	2,83	
при $m_{пол}=400кг$	3,01	2,97	2,94	2,87	2,8	2,73	
при $m_{пол}=450кг$	2,91	2,87	2,84	2,77	2,7	2,68	
Дальность полета с остатком топлива на посадке 8 л (на 15 мин полета), км							На скорости по прибору 100км/ч
при $m_{пол}=365кг$	280	280	280	280	280	280	
при $m_{пол}=400кг$	270	270	270	270	270	270	
при $m_{пол}=450кг$	260	260	260	260	260	260	
Продолжительность полета с остатком топлива на посадке 8л (на 15 мин полета), час:							
при $m_{пол}=365кг$	2,75	2,72	2,70	2,63	2,56	2,50	
при $m_{пол}=400кг$	2,66	2,62	2,60	2,53	2,47	2,41	
при $m_{пол}=450кг$	2,57	2,53	2,47	2,45	2,39	2,37	

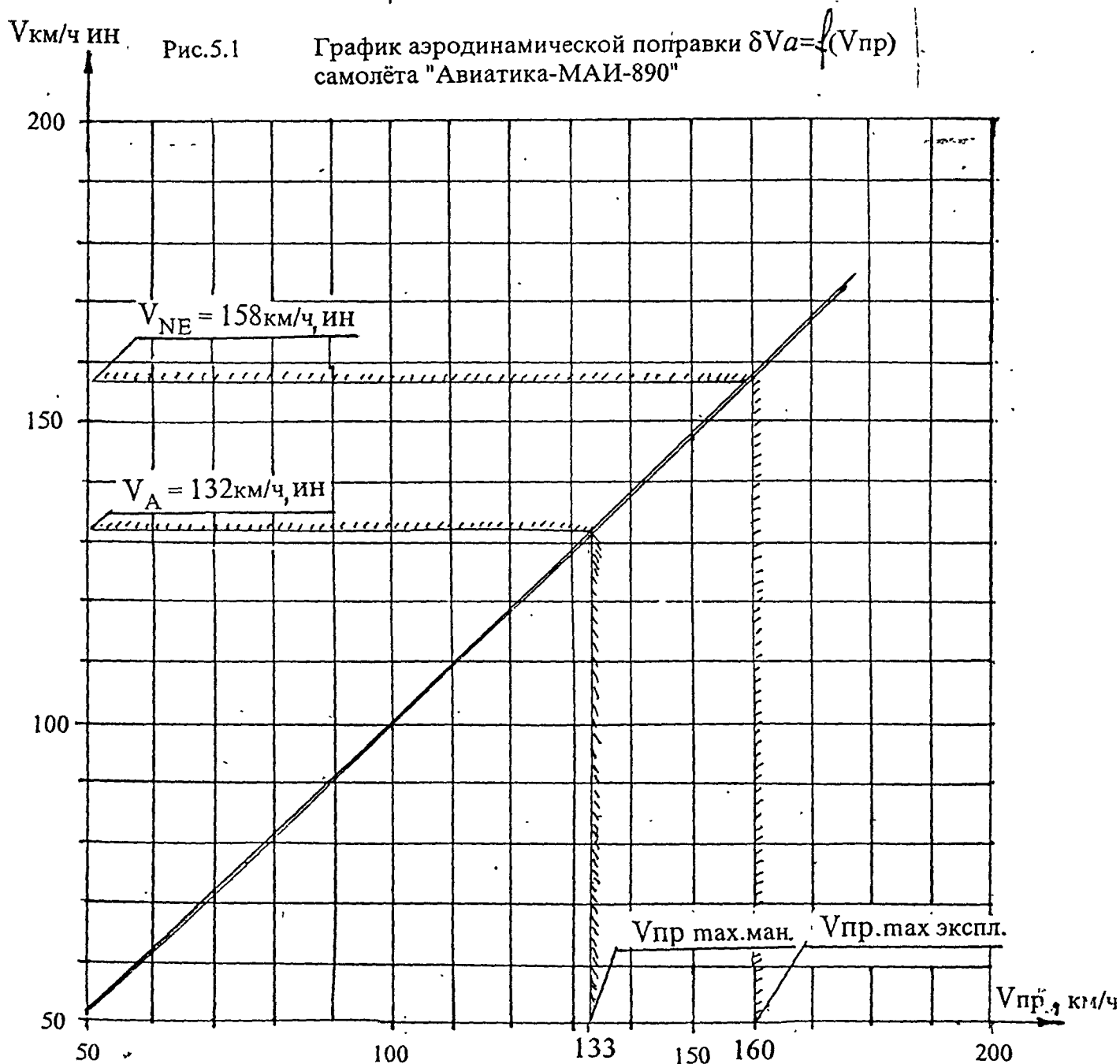


Рис.5.2 Зависимость $V_{ин} = f(V_{пр})$ самолёта "Авиатика-МАИ-890" с ограничениями скоростей полёта

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

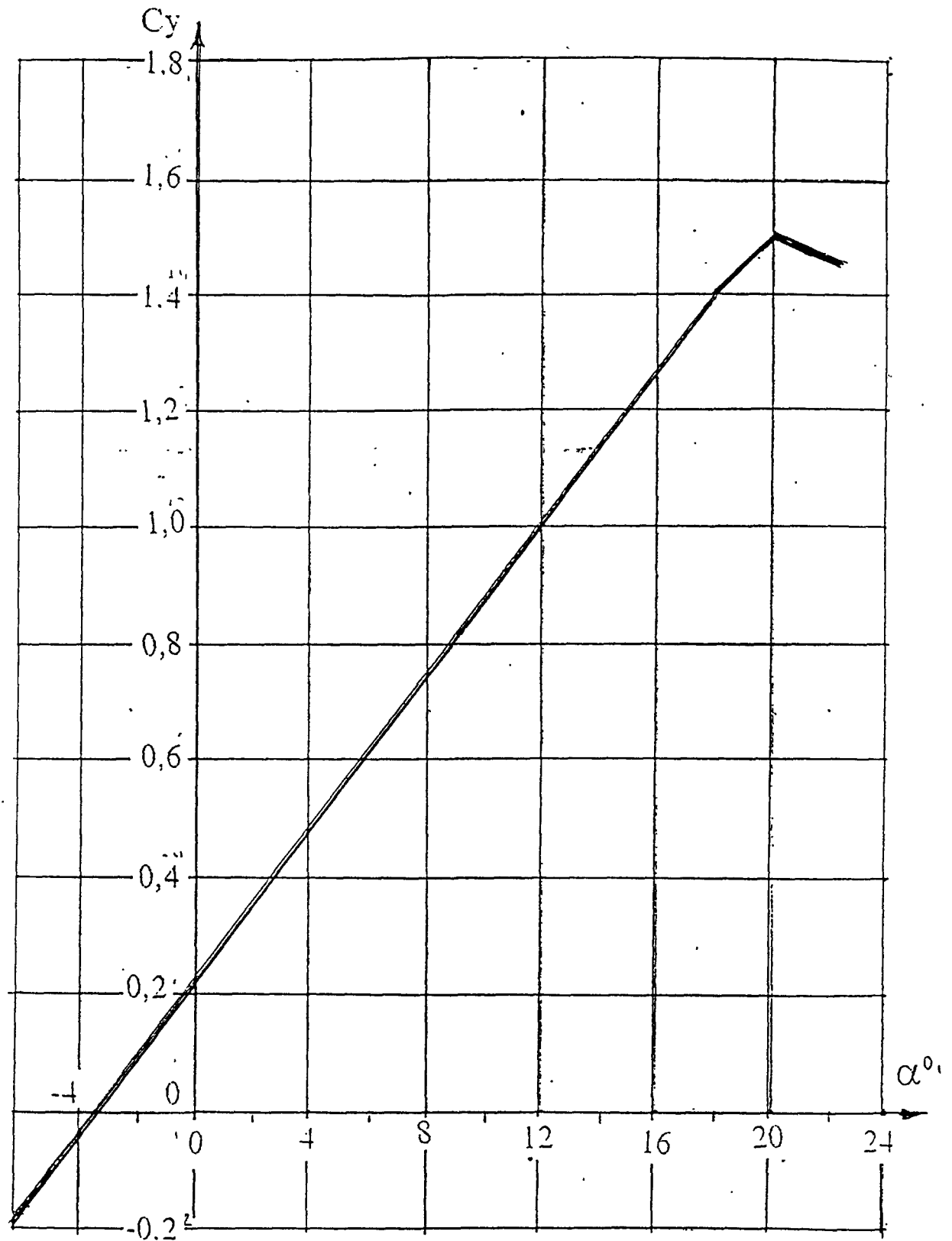


Рис.5.3 Зависимость коэффициента подъёмной силы (C_y) от угла атаки (α^0) самолёта "Авиатика-МАИ-890", $C_y = f(\alpha^0)$

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

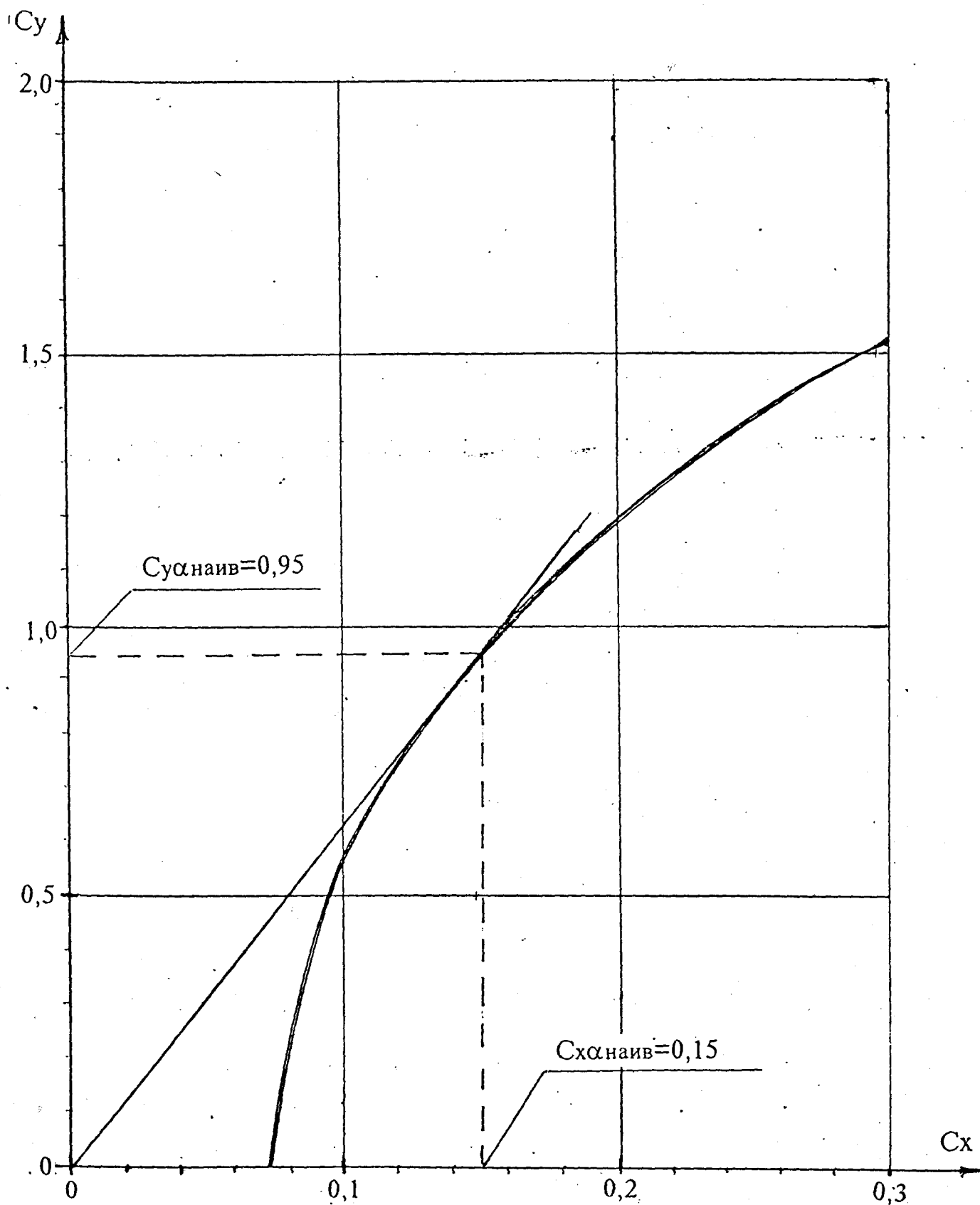


Рис. 5,4 Поляра самолёта "Авиатика-МАИ-890"

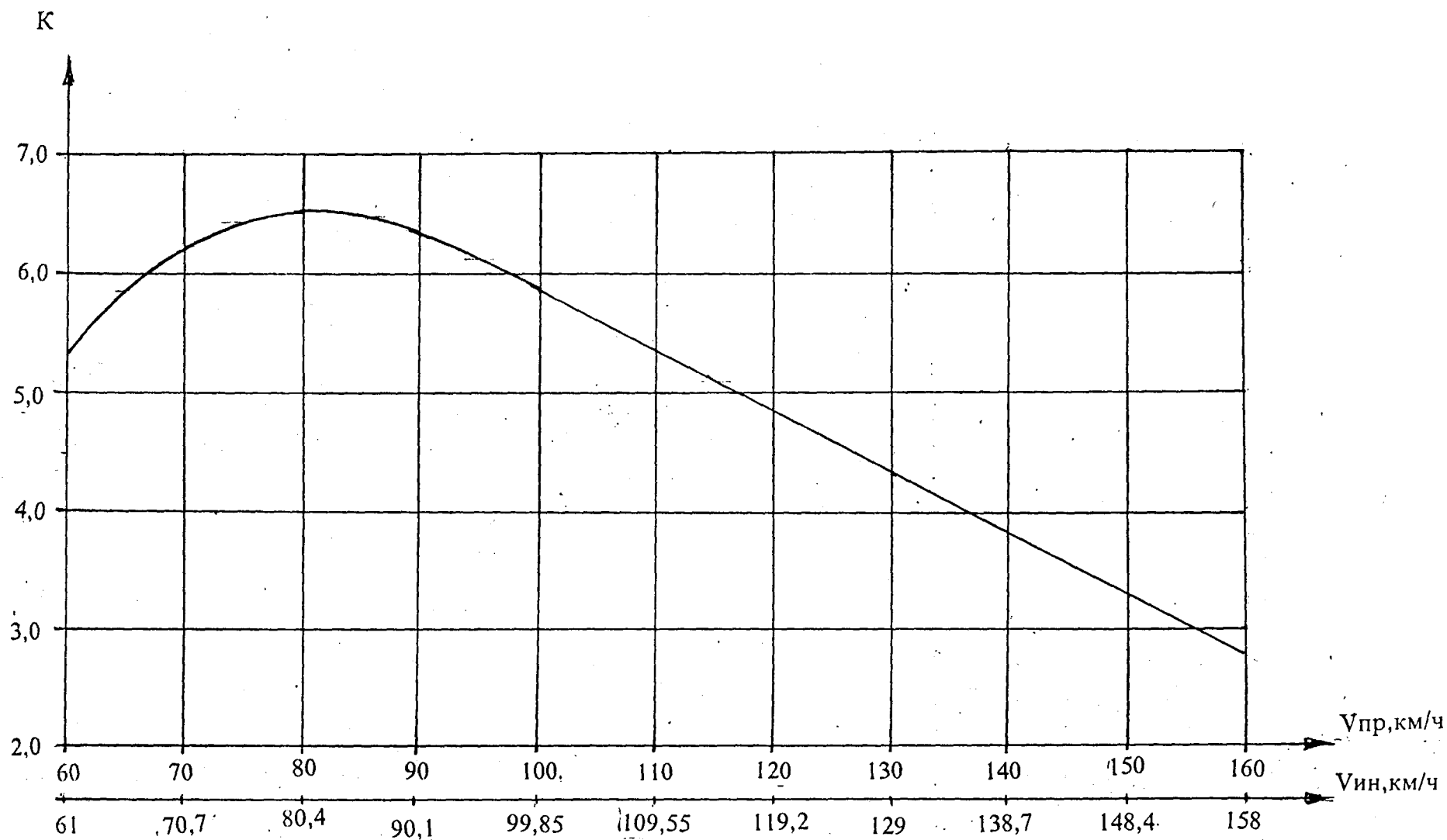


Рис. 5.5. Изменение качества (K) самолёта "Авиатика-МАИ-890" в зависимости от приборной ($V_{пр}, \text{км/ч}$) и индикаторной ($V_{ин}, \text{км/ч}$) скорости полета для средней полетной массы самолёта 380кг

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

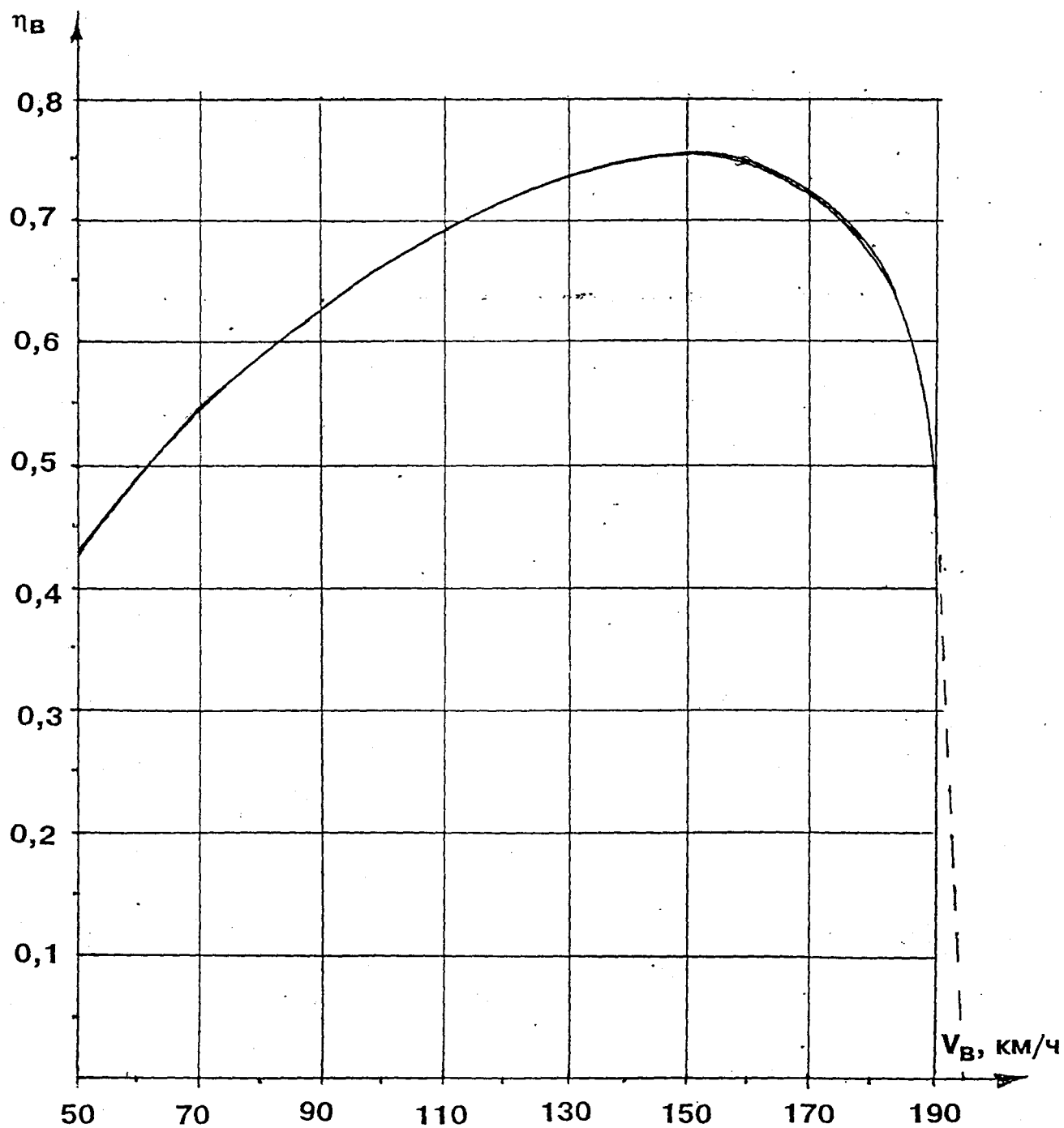


Рис. 5.6 Изменение КПД (η_v) воздушного винта ВВ-89Д-7 самолёта "Авиатика-МАИ-890" с двигателем "Rotax-912A" в зависимости от воздушной (истинной) скорости полёта.

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

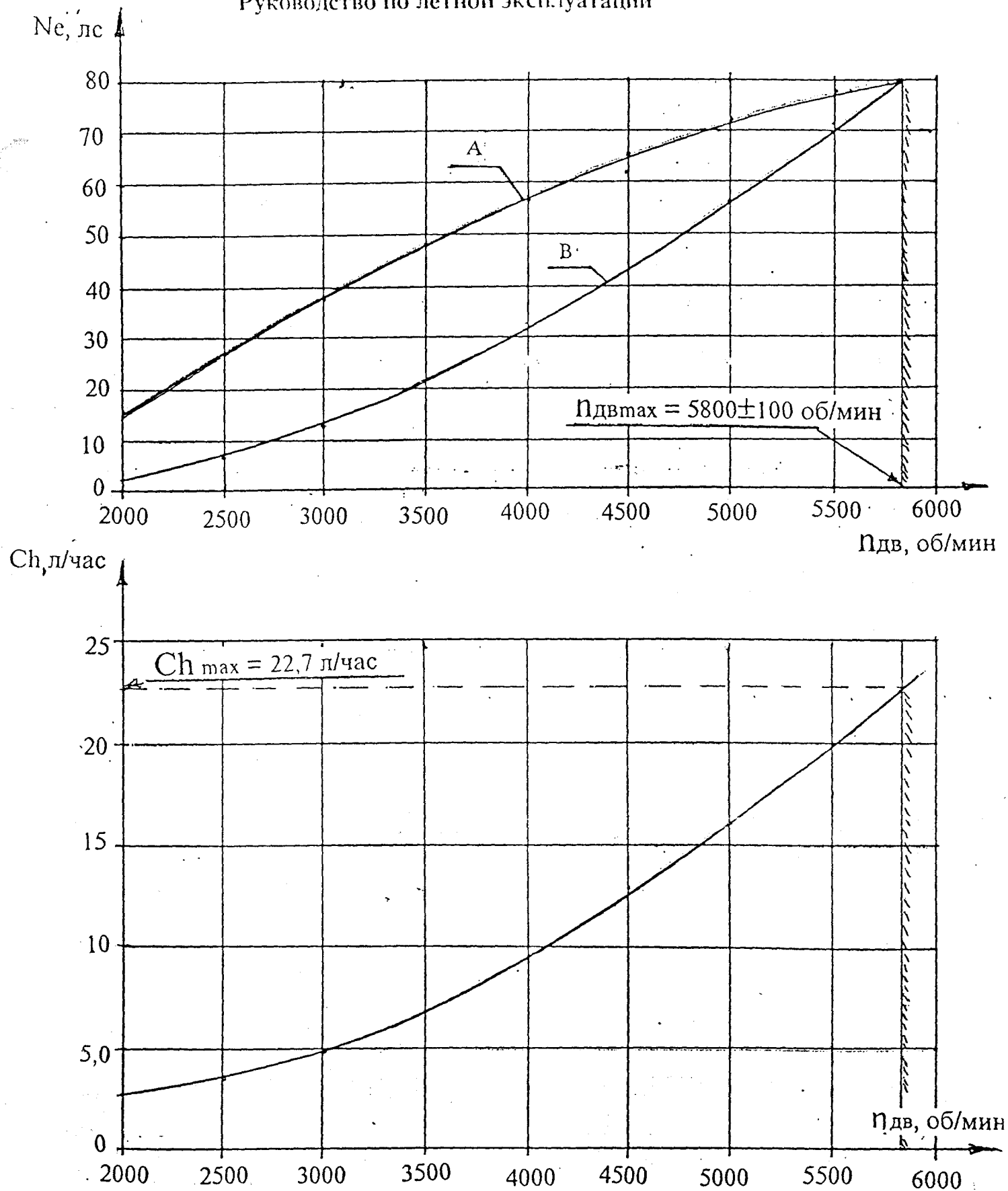


Рис. 5.7 Зависимость мощности и часового расхода топлива от частоты вращения вала двигателя "Rotax-912A"

А - максимальная мощность двигателя
В - потребная мощность для воздушного винта

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

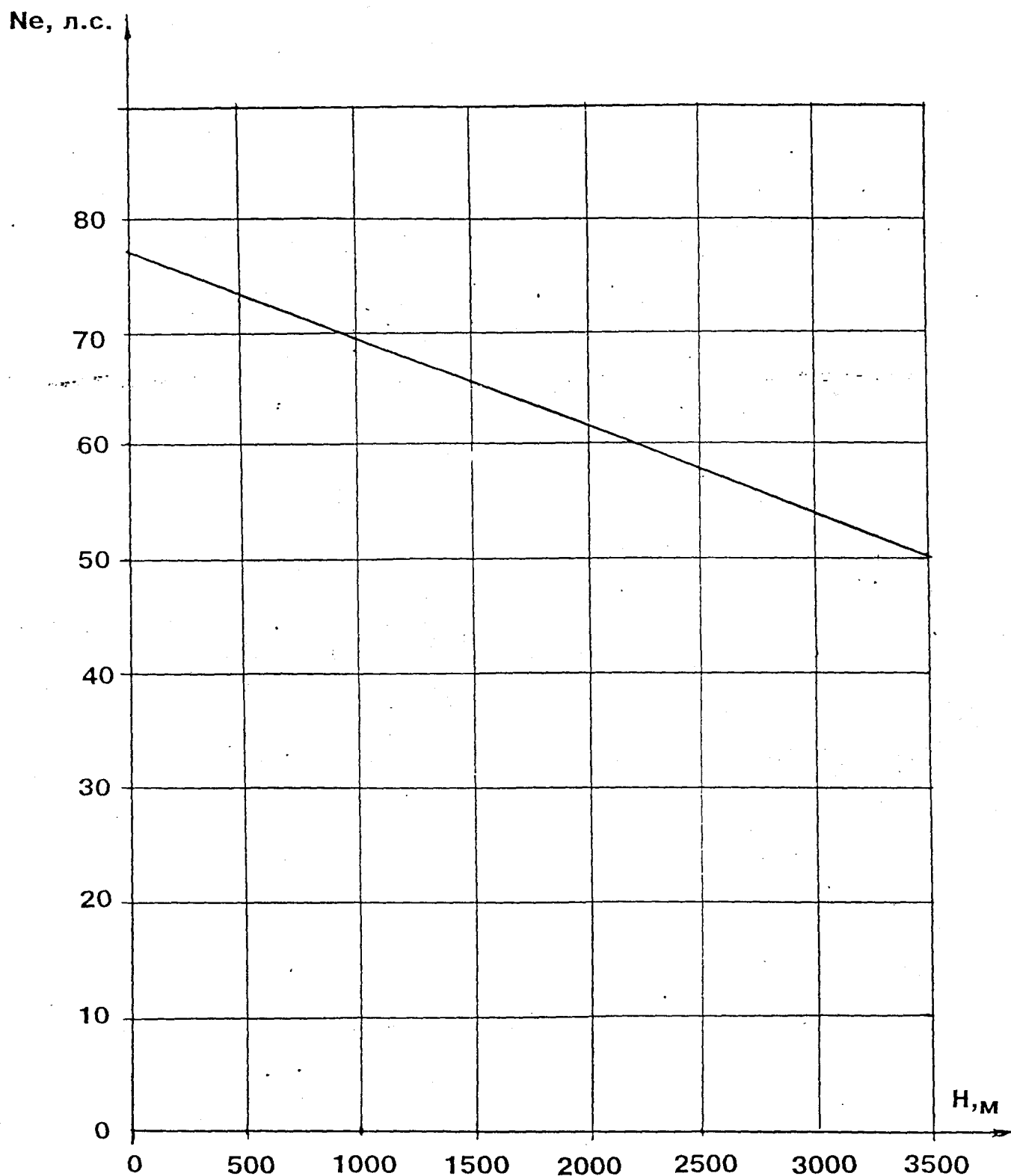


Рис. 5.8. Изменение максимальной мощности двигателя "Rotax-912A" (с учетом потерь на редукторе) в стандартных атмосферных условиях в зависимости от высоты

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

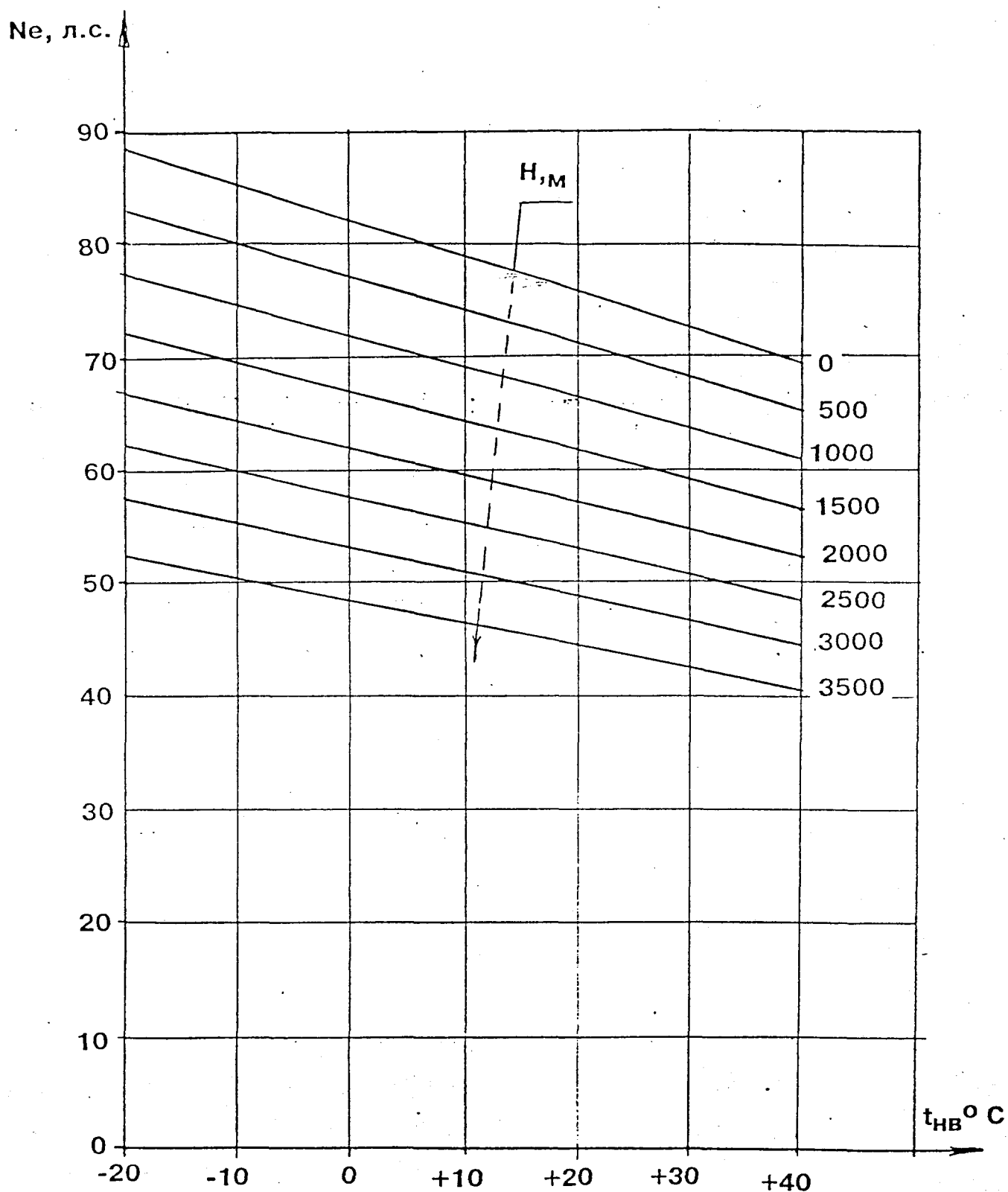


Рис.5.9 Изменение максимальной мощности двигателя "Rotax-912A" (с учетом потерь на редукторе) в зависимости от температуры атмосферного воздуха и высоты полёта самолёта "Авиатика-МАИ-890"

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

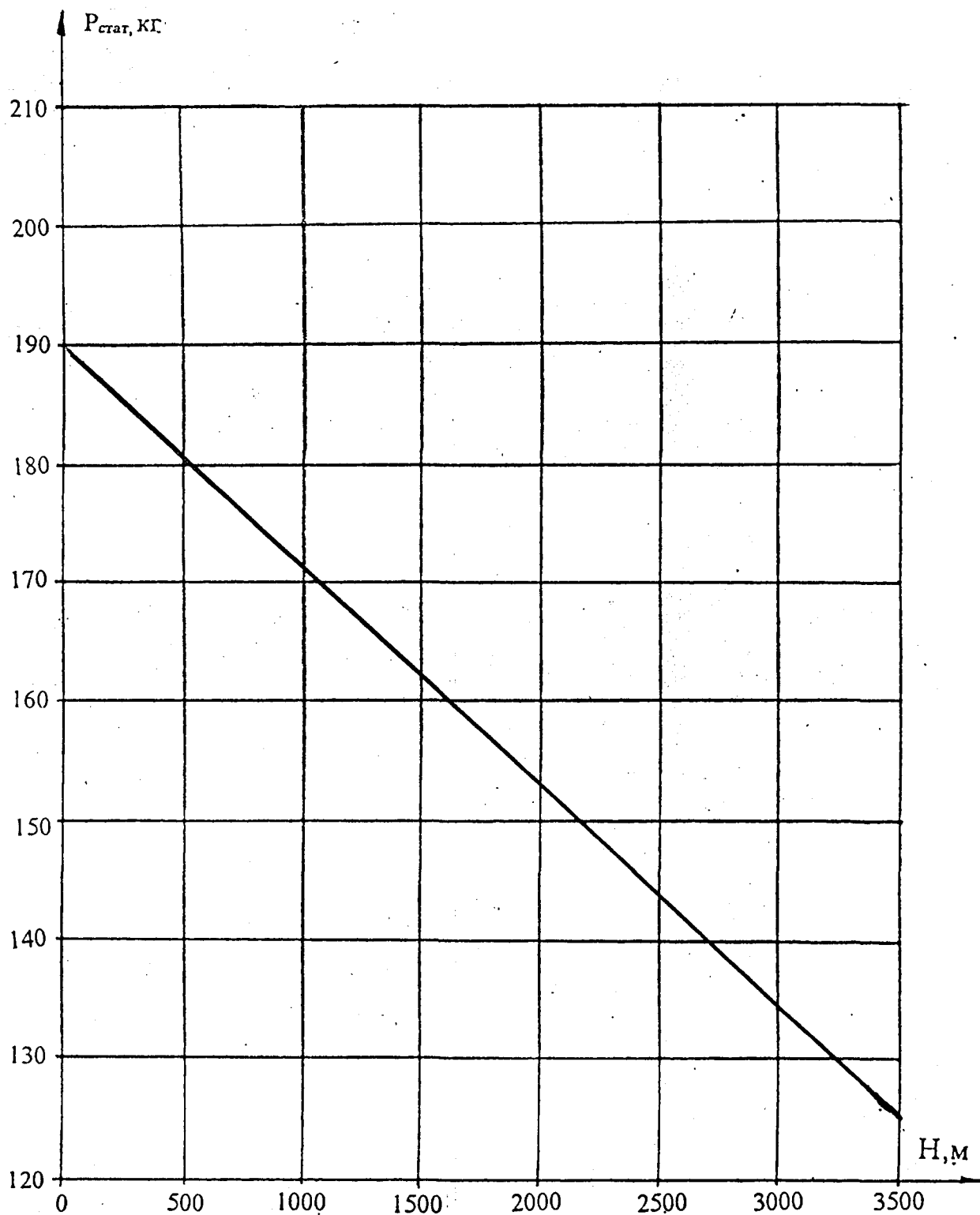


Рис.5.10 График изменения замеренной статической тяги самолёта "Авиатика-МАИ-890" с двигателем "Rotax-912A" и воздушным винтом ВВ-89Д-7, работающем на взлетном режиме, при нейтральном положении рулевых поверхностей в зависимости от высоты, в МСА

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

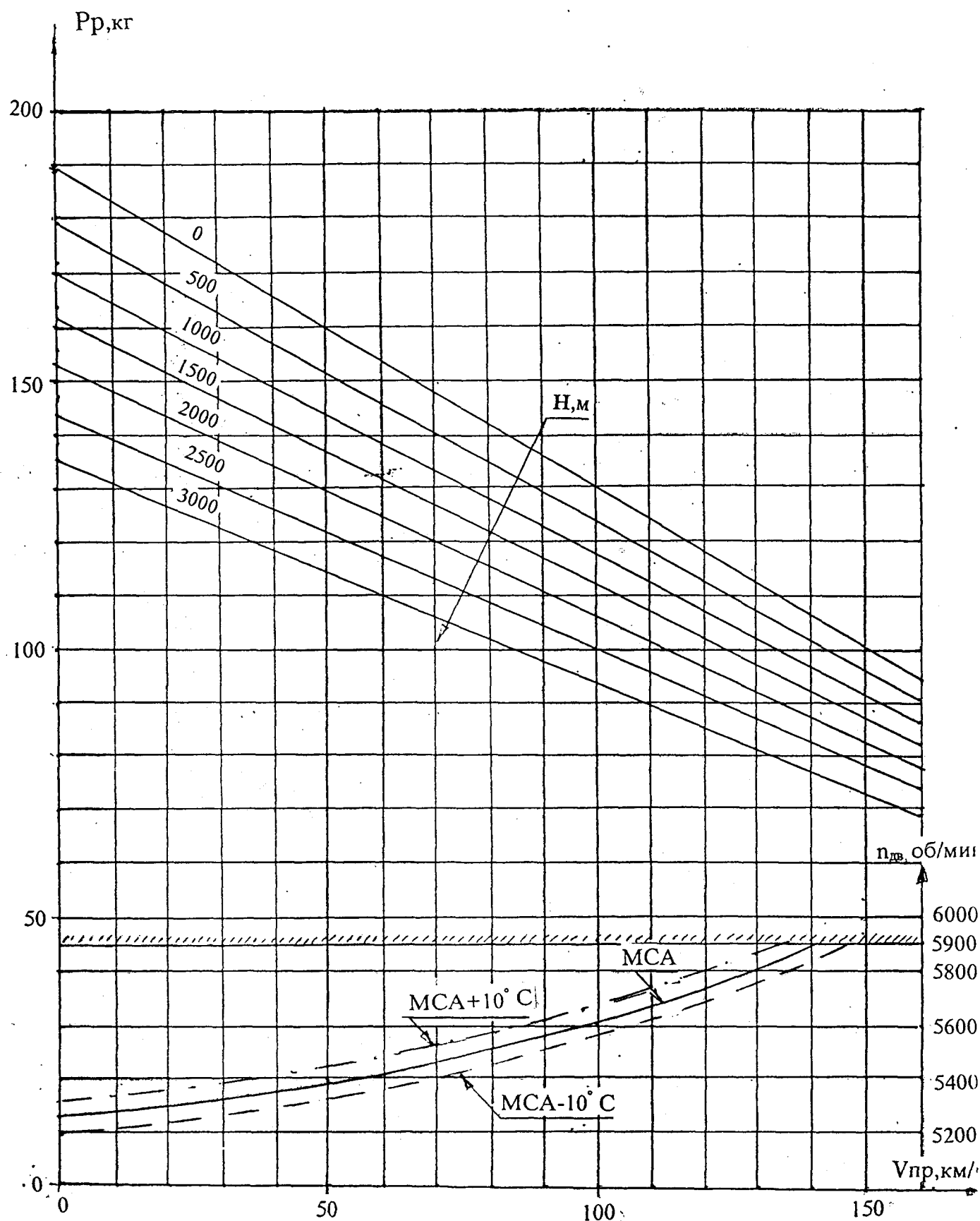


Рис.5.11 График изменения располагаемой тяги (P_r) от приборной скорости ($V_{пр}$) и высоты полёта самолёта "Авиатика-МАИ-890" при работе двигателя "Rotax-912A" с воздушным винтом ВВ-89Д-7 на максимальном режиме в стандартных атмосферных условиях и $n_{дв. max} = f(V_{пр})$ на $H \approx 0$:

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

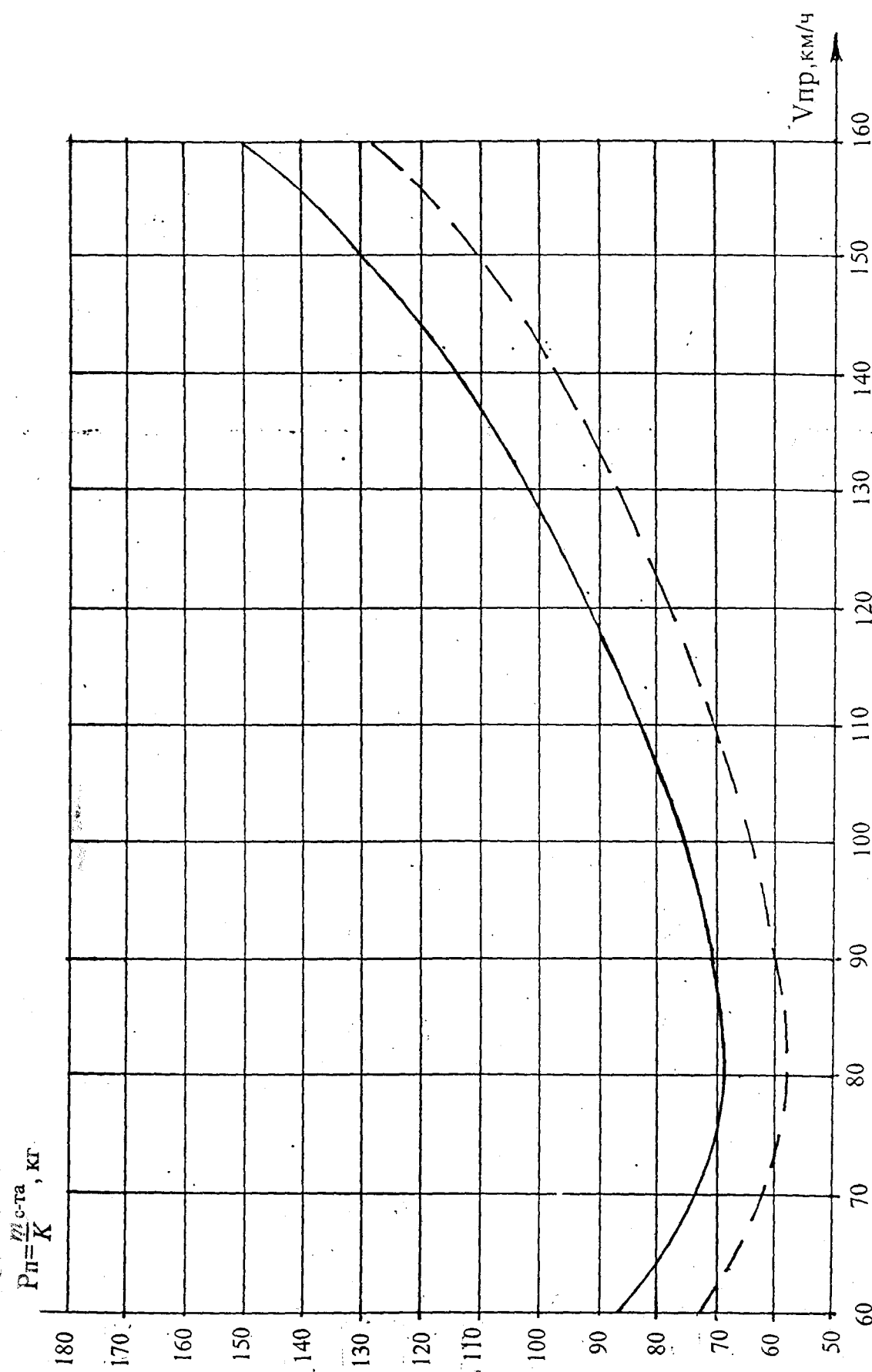


Рис.5.12 Потребная тяга для горизонтального полёта самолёта "Авиатика-МАИ-890" в зависимости от скорости полёта ($V_{\text{пр}}, \text{км/ч}$)
 — для полётной массы 450 кг
 - - - для полётной массы 380 кг

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

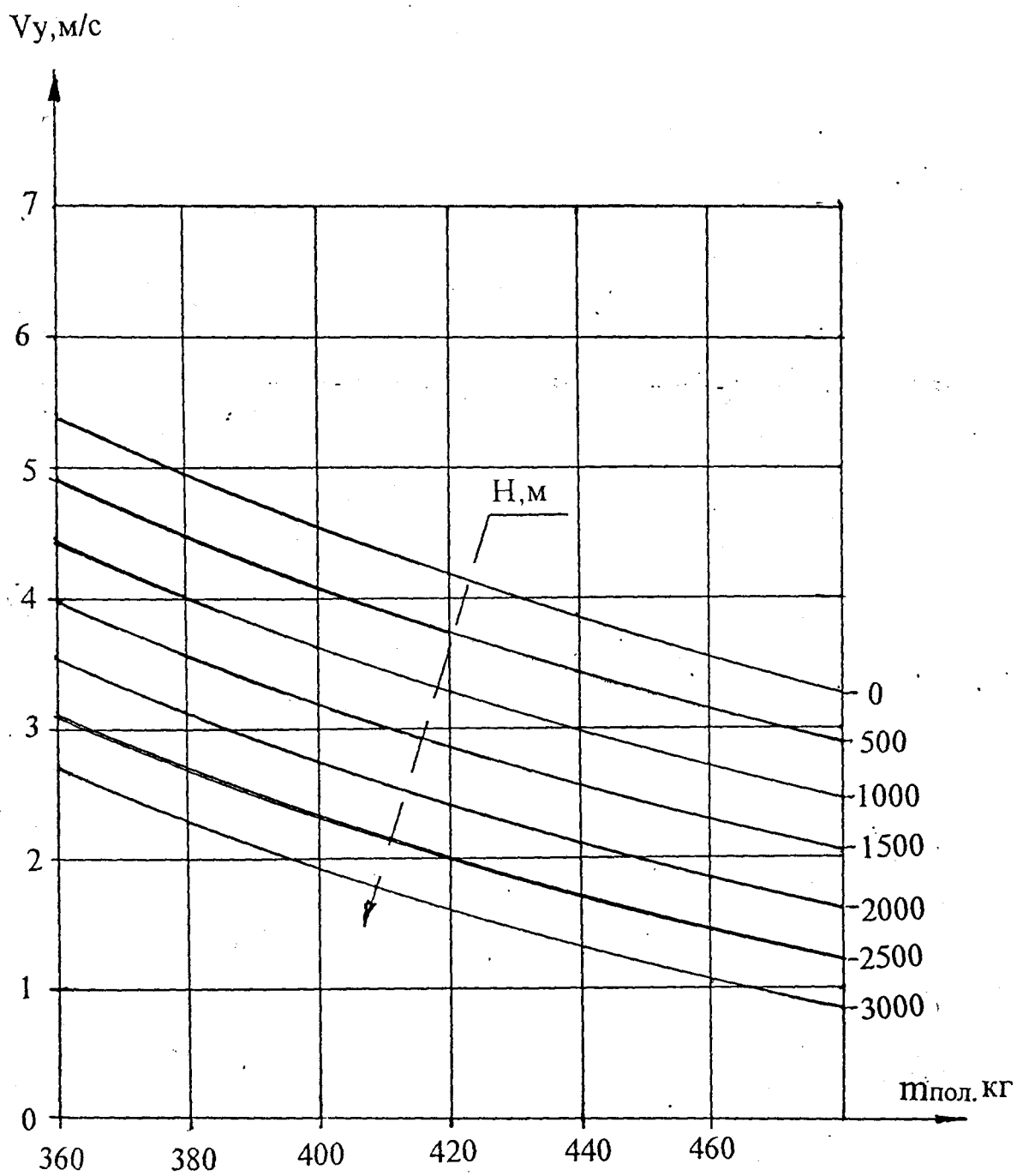


Рис.5.13 Скороподъемность самолёта "Авиатика-МАИ-890" с двигателем "Rotax-912A", работающем на взлётном режиме, в зависимости от полётной массы самолёта ($m_{пол.}$) и высоты в МСА

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

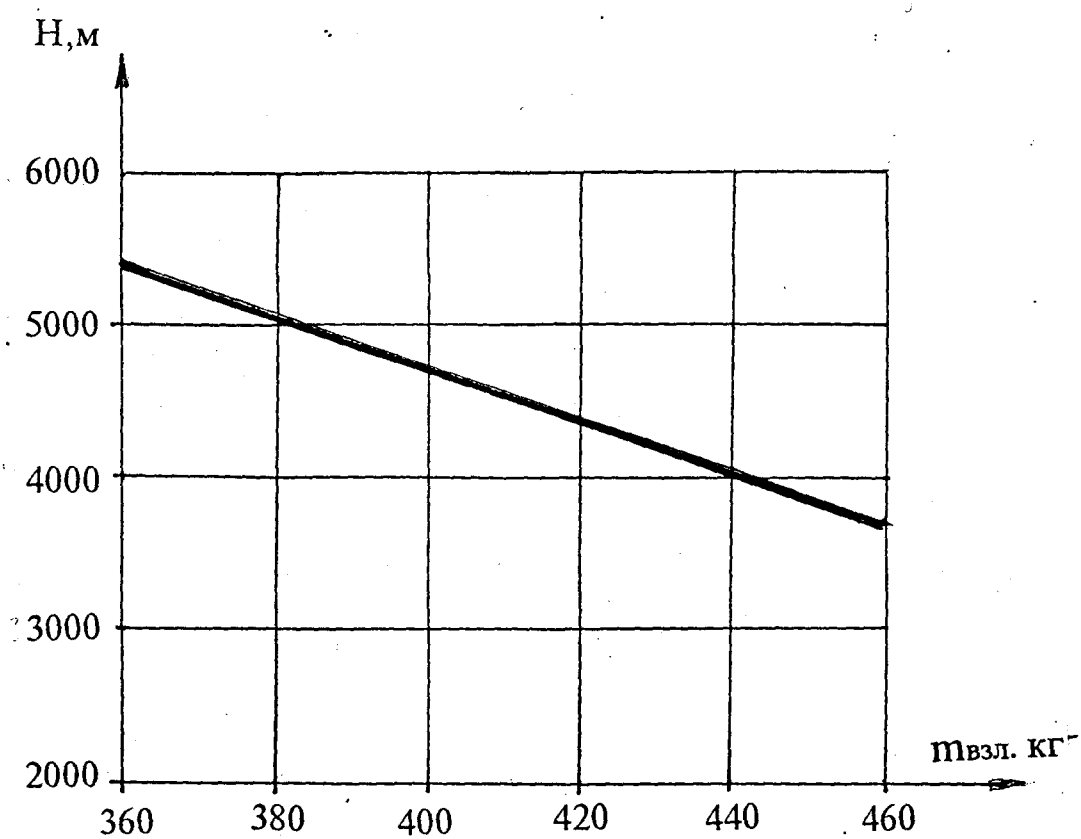


Рис. 5.14 Практический потолок самолёта "Авиатика-МАИ-890"
в зависимости от взлётной массы ($m_{\text{взл}}$) в МСА

АВИАТИКА-МАИ-890 Руководство по летной эксплуатации

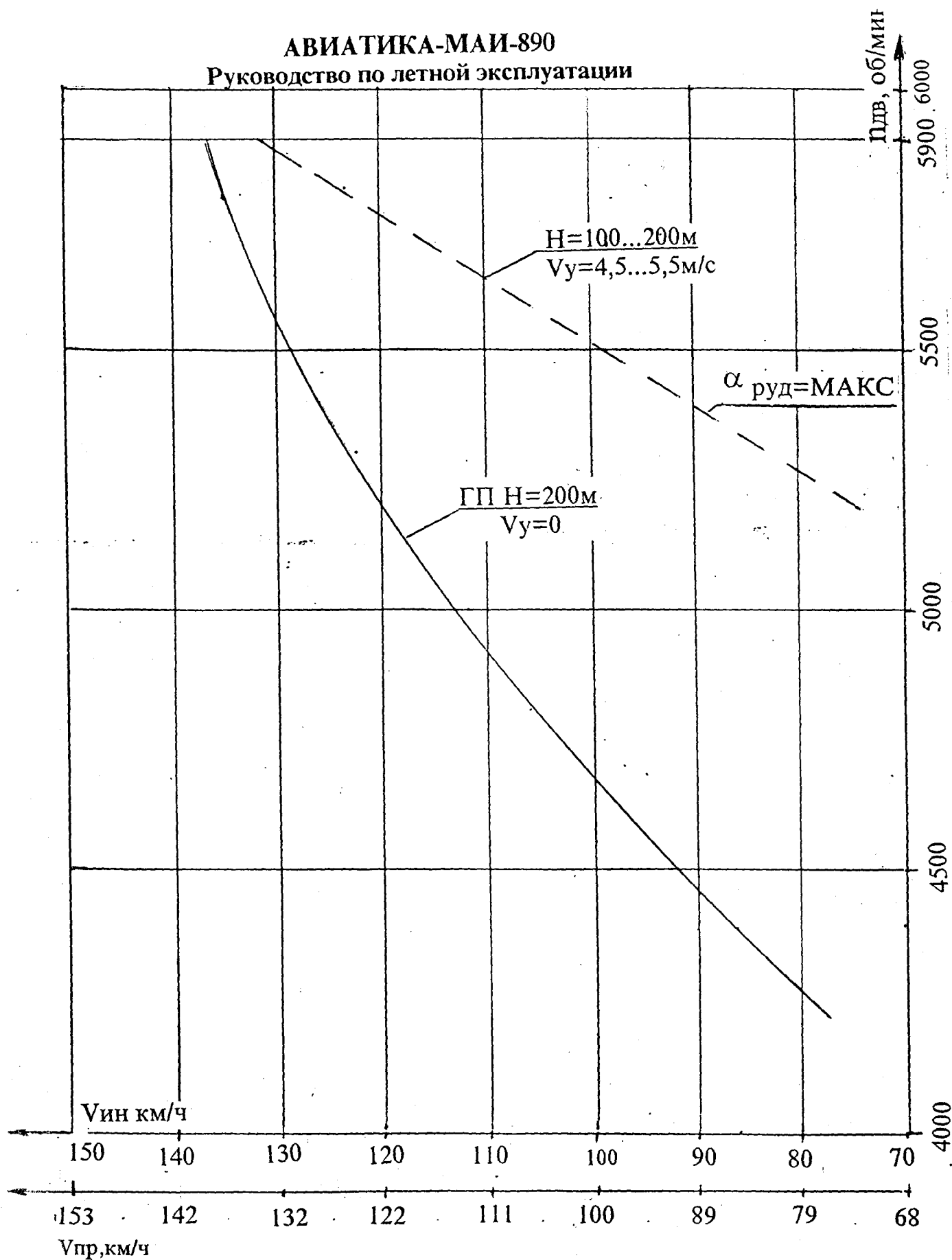


Рис. 5,15 Потребные режимы работы двигателя для поддержания постоянной скорости полёта $V_{ин}=80...130$ км/ч в горизонтальном полёте на $H=200m$ ($V_y=0$) в МСА.

----- увеличение частоты вращения вала двигателя с увеличением скорости полёта самолёта при работе двигателя на взлётном режиме

($\alpha_{руд}=МАКС$) в наборе высоты с постоянной вертикальной скоростью $V_y=4.5...5.5$ м/с для сохранения $V_{пр}=const$ ($H=100...200m$)

Раздел 5

стр. 37.

июль 30/99

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

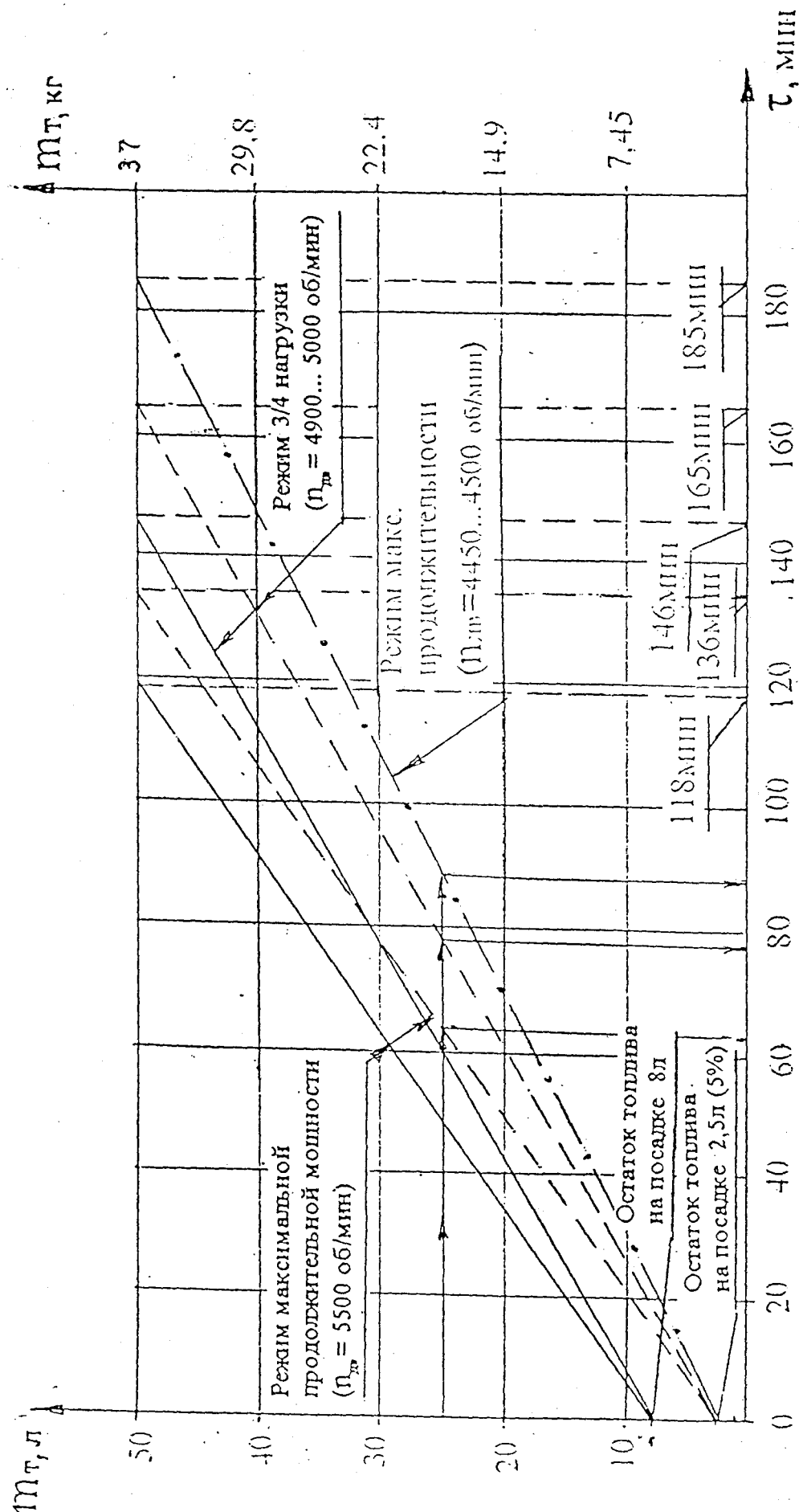


Рис.5.16. Продолжительность полёта самолёта на $H=300$ м в зависимости от заправки топливом и режима работы двигателя "Rotax-912A" для полётной массы 400 кг

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

Раздел 6.

Масса и центровка самолета

Содержание

6.1. Введение

6.2. Массовые и центровочные данные

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

6.1. Введение

В данном разделе приведены значения полетных масс самолета и его центровка в зависимости от массы пилота и массы топлива, а также указаны неизменяемая масса пустого самолета (без пилота и топлива) и его центровка для обеспечения безопасной эксплуатации самолета.

Основные сведения по предельным массовым и центровочным данным самолета приведены в разделе 2 настоящего РЛЭ.

Способ взвешивания самолета, применяемое весовое оборудование, полный перечень оборудования, установленного на самолете на момент взвешивания, формула расчета центровки пустого самолета приведены в разделе 008.20 Руководства по технической эксплуатации самолета «Авиатика-МАИ-890» и в пункте 6.2 РЛЭ.

6.2. Массовые и центровочные данные

Центровка самолета в зависимости от массы пилота и массы топлива приведена на рис. 6.1. На рис. 6.1. также указаны ограничения по массе пилота и по допустимой эксплуатационной центровке самолета.

При массах пилота 55..86 кг и полной заправке топливом 50 л (37 кг) центровка самолета не выходит за эксплуатационно допустимые пределы (20...29,5%САХ).

При массе пилота 100кг и центровке пустого самолета 39%САХ обеспечивается предельно передняя центровка (20%САХ) лишь при заправке топливом 20 л.

Для обеспечения полета с полной заправкой топливом (50 л) и массе пилота 100 кг необходимо в районе хвостовой рессоры установить центровочный груз массой 2,5 кг. В этом случае при любом запасе топлива центровка самолета будет находиться в допустимых пределах (20...29,5%САХ).

Масса пустого самолета и его центровка указываются в формуляре каждого конкретного самолета. Не изменяемая масса пустого самолета в стандартной комплектации составляет 292 ± 3 кг, и его центровка должна находиться в пределах $40,5 \pm 0,5\%$ САХ.

ПРИМЕЧАНИЕ. *Масса пустого самолета в стандартной комплектации (без пилота и топлива) включает , массу конструкции самолета с двигателем,*

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

редуктором и воздушным винтом, массу установленного приборного оборудования самолёта и приборов контроля параметров двигателя, массу аккумуляторной батареи G-25 с контейнером (11,5 кг), массу охлаждающей жидкости в системе (2,7 кг), массу масла в системе (2,75 кг). При снятии дверей кабины масса самолета уменьшается на 8 кг, а центр тяжести смещается назад на 0,6% САХ.

Взаимное расположение колес шасси, средней аэродинамической хорды и положение центра тяжести самолета стандартной комплектации приведено на рис. 6.2.

Расчет неизменяемой массы пустого самолета по результатам взвешивания производится по формуле:

$$\bar{X}_{т.пуст.} = \left[0,4605 - \frac{P_{нос.} \times 1,697}{P_{сум}} \right] \times 100 = \%САХ, \text{ где}$$

$P_{нос.}$ - нагрузка на носовое колесо при взвешивании;

$P_{сум} = P_{нос.} + P_{осн.л} + P_{осн.п}$ - суммарная нагрузка на переднее и основные колеса при взвешивании;

В случае установки на самолет дополнительного оборудования можно рассчитать новое расположение центра тяжести самолета с использованием данных, помещенных на рис. 6.2, по ниже приведенным соотношениям:

$$\bar{X}_т = \bar{X}_{тст} \pm \Delta \bar{X}_{т доп} (\%САХ),$$

где

$$\Delta \bar{X}_{т. доп} = \frac{m_{доп.} \times x_{доп.}}{(m_{ст.} + m_{доп.}) \times 1030} \times 100 = \%САХ$$

$\bar{x}_т$ - центровка самолета с дополнительной нагрузкой (% САХ);

$\bar{x}_{тст}$ - центровка пустого самолета в стандартной комплектации;

$\Delta x_{т доп}$ - сдвиг центровки из-за дополнительной нагрузки;

$m_{доп.}$ - масса дополнительной нагрузки;

$m_{ст.}$ - масса пустого самолета в стандартной комплектации;

$x_{доп.}$ - расстояние от центра тяжести пустого самолета до центра тяжести дополнительной нагрузки в мм;

$x_{доп.}$ - имеет знак «+», если дополнительная нагрузка расположена сзади центра тяжести самолета и знак «-», если дополнительная нагрузка расположена впереди центра тяжести самолета.

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

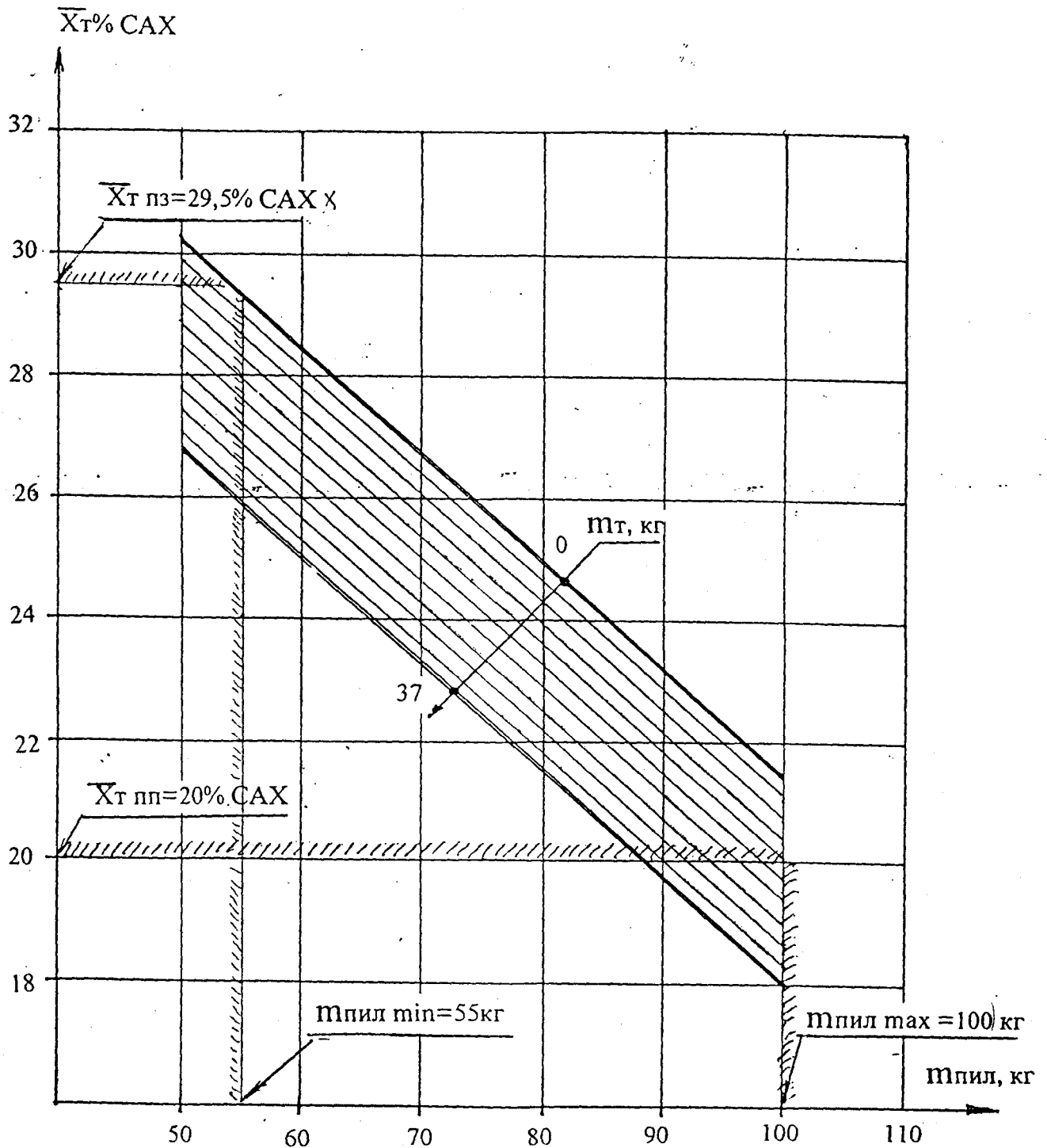


Рис. 6.1. Зависимость центровки самолёта от массы пилота ($m_{\text{пил.}}$) и массы топлива (m_T)

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

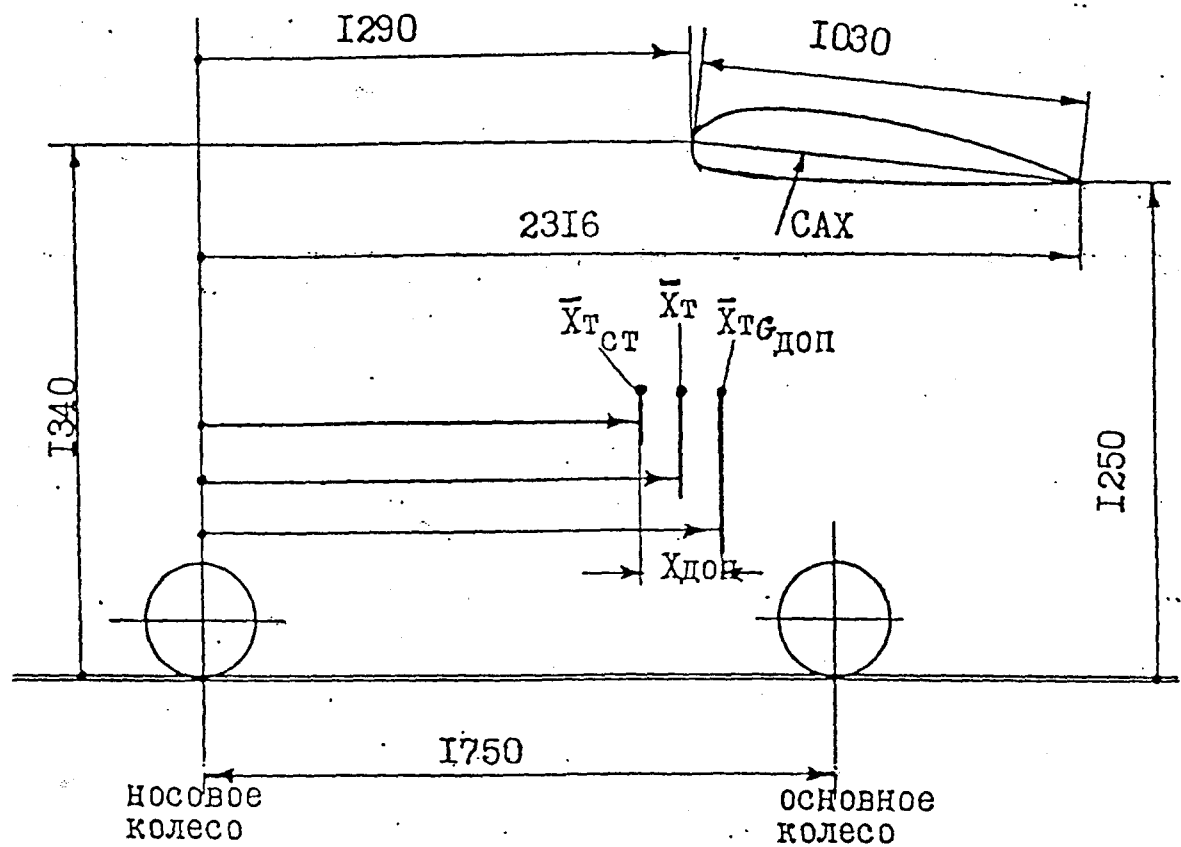


Рис. 6.2. Центровочная схема для расчета центровки самолёта при установке дополнительной нагрузки

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

РАЗДЕЛ 7
Описание самолета и его систем

Содержание

- 7.1. Введение
- 7.2. Конструкция
 - 7.2.1. Фюзеляж
 - 7.2.2. Бипланная коробка
 - 7.2.3. Хвостовое оперение
- 7.3. Система управления
- 7.4. Приборная доска
- 7.5. Шасси
- 7.6. Кресло пилота и привязная система
- 7.7. Двери
- 7.8. Силовая установка
 - 7.8.1. Двигатель и приборы контроля
 - 7.8.2. Масляная система двигателя
 - 7.8.3 Система охлаждения двигателя
 - 7.8.4. Воздушный винт
 - 7.8.5. Характерные неполадки (отказы) двигателя ,
возможные причины и методы устранения
- 7.9. Топливная система
- 7.10. Система электроснабжения
- 7.11. Система полного и статистического давления
- 7.12. Пилотажно-навигационное оборудование
- 7.13. Система сигнализации о приближении к
сваливанию

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

7.1. Введение

В настоящем разделе представлено общее описание самолёта и его систем.

7.2. Конструкция

7.2.1. Фюзеляж

Фюзеляж самолета - балочной конструкции, выполнен из труб, изготовленных из алюминиевого сплава.

Каркас фюзеляжа состоит из продольной балки и вертикальной стойки, соединенных между собой двумя выштампованными из листового алюминиевого сплава щечками.

На каркасе фюзеляжа размещены: кабина пилота, узлы крепления: крыльев, опор шасси, тросовых расчалок, хвостового оперения, пилона крепления двигателя.

В хвостовой части на продольной фюзеляжной балке установлена предохранительная стальная рессора.

Кабина пилота - закрытого типа с двумя (левой и правой) дверями, с остеклением из оргстекла: кабина имеет спереди остекление (лобовое стекло) из листового оргстекла. Спереди кабина пилота замыкается носовым обтекателем, выполненным методом выклейки из стеклоткани Т10, задняя часть зашита стеклопластиковым экраном со звукоизоляцией.

На тягах управления разворотом переднего колеса установлены герметизирующие чехлы.

С внешней стороны дверей кабины установлены зеркала заднего вида для обеспечения наблюдения за силовой установкой.

7.2.2. Бипланная коробка

Бипланная коробка образована верхним и нижним крыльями, стойками, расчалками и распорками.

Каждое крыло состоит из левой и правой консоли однолонжеронной конструкции. Каркас консоли включает трубчатый лонжерон, штампованные нервюры, носок крыла (лобовик), заднюю кромку.

Каркас обтянут хлопчатобумажным полотном. Все конструктивно-силовые элементы каркаса консоли крыла выполнены из алюминиевых сплавов и стали.

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

Крылья стыкуются с фюзеляжем при помощи стыковых узлов, расположенных на лонжеронах. Места стыковки крыльев закрыты зализмами, установленными на верхней поверхности верхнего крыла и на нижней поверхности нижнего крыла. Между верхними и нижними крыльями установлены трубчатые регулируемые распорные стойки и тросовые расчалки. Стыковые узлы крыльев выполнены в виде шарниров с осями, параллельными плоскости симметрии самолета.

В корневых частях верхних консолей крыльев установлены топливные баки, наружная поверхность которых является частью профиля крыла.

На верхней поверхности нижних консолей крыла и на нижней поверхности верхних консолей расположены стальные узлы крепления тросовых расчалок и межкрыльевых регулируемых трубчатых стоек.

Тросовые расчалки, регулируемые по длине с помощью тандеров, крепятся к узлам, расположенным на каркасе фюзеляжа и на крыльевых кронштейнах крепления стоек. Для предохранения тросовых расчалок от вибрации между ними установлены трубчатые распорки.

На нижней поверхности нижних консолей крыла расположены узлы навески элеронов. Каждый элерон состоит из трубчатого лонжерона, штампованных нервюр, лобика и задней кромки. Обшивка элеронов - из хлопчатобумажного полотна.

Элероны установлены на консолях нижнего крыла по всему их размаху и снабжены весовыми балансирными, установленными внутри лонжерона и аэродинамическими ножами.

7.2.3. Хвостовое оперение

Хвостовое оперение самолета - однокилевое, крестообразное, подкосно-расчалочное. Киль и стабилизатор, состоящий из двух консолей - двухлонжеронные, без продольного набора с обшивкой из хлопчатобумажного полотна. На киль и стабилизатор при помощи кронштейнов с подшипниками навешены руль направления и руль высоты. Руль направления и руль высоты имеют трубчатые лонжероны, нервюры и задние кромки, изготовленные из алюминиевого сплава, обтянутые хлопчатобумажным полотном.

Руль направления снабжен аэродинамическим ножом. На руле высоты установлен управляемый триммер. Навеска руля высоты на стабилизатор и руля направления на киль выполнена на тефлоновых подшипниках, не требующих смазки.

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

Хвостовое оперение имеет опоры, которыми при помощи болтовых соединений крепится к узлам переднего и заднего хомутов, расположенных в задней части продольной балки фюзеляжа. Хвостовое оперение подкреплено двумя подкосами и двумя тросовыми расчалками, соединяющими стыковые узлы фюзеляжа, кили и стабилизатора.

7.3. Система управления

Система управления обеспечивает управление самолета по крену, тангажу и курсу, путем дистанционного (из кабины пилота при помощи ручки управления самолетом и педалей) перемещения поверхностей управления самолетом:

- элеронов (поперечное управление);
- руля высоты с управляемым триммером (продольное управление);
- руля направления (путевое управление).

Система управления (рис.7.1.) механическая, обратимая.

Шарнирные моменты возникающие на органах управления от действия аэродинамических сил, передаются по проводке на ручку управления, педали и рычаг управления триммером.

Проводка управления рулем высоты и элеронами - жесткая, состоит из кронштейнов, рычагов, качалок и трубчатых тяг, соединяющих ручку управления самолетом с рулем высоты и элеронами.

Проводка управления рулем направления - полужесткая, тросовая.

Балансировка по усилиям в канале тангажа осуществляется при помощи грузочного резинового жгута, соединенного с ручкой управления, и управляемого триммера руля высоты.

Управление триммером полужесткое, осуществляется из кабины при помощи рычага через систему качалок, гибких и жестких тяг.

Педали, приводные рычаги которых соединяются тросами с качалкой руля направления, одновременно являются органами управления передней опорой шасси. Педали имеют регулировку по росту пилота ($\pm 55\text{мм}$); ход педали $97 \pm 3\text{мм}$.

Для регулировки педалей по росту необходимо выдвинуть раздельно стопор на правом и левом рычагах и переместить рычаги в нужное положение (вперед или назад) относительно сектора. Затем рычаги зафиксировать, установив стопор в соответствующее отверстие на корпусе приводного рычага.

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

В системе путевого управления (в кабине) установлены резиновые амортизаторы для улучшения путевой статической устойчивости.

Система управления обеспечивает отклонение поверхностей управления в следующих диапазонах:

Максимальный угол отклонения элеронов, град :

вверх	24 ± 1
вниз	20 ± 1

Максимальные углы отклонения руля высоты, град :

вверх	32 ± 1
вниз	13 ± 1

Максимальные углы отклонения триммера руля высоты, град :

вверх	6 ± 1
вниз	19^{+5}

Максимальные углы отклонения руля направления, град :

вправо	17 ± 1
влево	17 ± 1

ПРИМЕЧАНИЕ. *При нейтральном положении педалей
руль направления отклонен вправо на 4°
(если смотреть по направлению полета)*

7.4. Приборная доска

Приборы, светосигнализаторы и органы управления оборудованием, системами и установками размещены в кабине на приборной доске, верхнем пульте и на правой панели (рис.7.2 и 7.3).

Приборная доска изготовлена в виде панели из листового дюралюминия, окрашенного в серый цвет, и установлена на резиновых демпфирующих подвесках. На ней размещены пилотажно-навигационные приборы, комбинированный прибор контроля параметров двигателя "Flydat", вольтметр, светосигнализаторы. У соответствующих светосигнализаторов на приборной доске сделаны обозначающие надписи.

В районе размещения магнитного компаса КИ-13 размещен планшет с таблицей остаточной девиации компаса с указанием даты списания девиации.

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

На верхней панели размещены органы управления силовой установкой и системой электроснабжения (переключатели и кнопка запуска двигателя) с обозначающими надписями. На правом нижнем пульте размещены АЗСы электросистемы (рис.7.3).

На левом пульте, расположенном у нижнего обреза дверного проема, размещен РУД и защелка управления обогатителями карбюраторов.

На правом пульте у нижнего обреза правого дверного проема размещен рычаг управления триммером руля высоты, снабженный фиксатором положения рычага с указателем положения триммера в градусах.

Трафареты и информация об ограничениях размещены :
“Расчетная приборная скорость маневрирования - 133 км/ч” - на приборной доске; “КУРЕНИЕ ЗАПРЕЩЕНО” и “Этот самолет относится к категории очень легких и сертифицирован только для дневных полетов, в условиях неограниченной видимости, без обледенения, грозовой деятельности, атмосферных осадков и скопления насекомых.

Все акробатические манёвры, включая преднамеренное выполнение штопора, запрещены” - на потолке кабины.

Прочие ограничения приведены в Руководстве по летной эксплуатации. Управление топливным перекрывным (пожарным) краном размещено над верхним обрезом левого дверного проема. На потолке кабины в районе рычага управления перекрывным краном сделана надпись “ТОПЛ.КРАН.” “ВВЕРХ - ОТК.” “ВНИЗ-ЗАКР.”

7.5. Шасси

Шасси самолета - неубирающееся, выполнено по трехопорной схеме с передней опорой. На хвостовой части фюзеляжной балки закреплена защитная хвостовая рессора. Стойки основных опор - рессорного типа, изготовлены из титанового сплава. Рессора представляет собой фасонную пластину, имеющую в верхней части два отверстия под болты крепления к кронштейну с подкосами, установленному на фюзеляжной балке, а в нижней части - вилку с отверстиями под болты крепления полуоси колеса.

Полуось представляет собой полую стальную консольную ось с изогнутой вилкой с двумя отверстиями под болты крепления полуоси к рессоре. К полуоси двумя штифтами прикреплен тормоз колеса.

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

Колесо установлено на полуоси на двух роликовых подшипниках и фиксируется от осевых перемещений гайкой, контрящейся шплинтом.

Передняя опора шасси управляемая, с рычажной подвеской колеса. Состоит из вилки, пружинного амортизатора и нетормозного колеса, закрепленного на оси вилки.

Передняя опора закреплена к кронштейну передней части фюзеляжной балки при помощи шкворня с шайбой и гайкой, контрящейся шплинтом. Нетормозное колесо подвешено на нижней оси вилки. Передняя опора с колесом может поворачиваться от нейтрального положения влево и вправо на угол $\pm 22^\circ$ при отклонении педалей, связанных с качалкой управления тягами с надетыми защитными чехлами.

На всех колесах установлены камерные шины размером 300 x 125мм. Давление в шинах колес $2,8 \pm 0,2$ ата. Основные колеса - тормозные с механическими тормозами колодочного типа (рис. 7.4). Переднее колесо - нетормозное.

Торможение колес основных опор осуществляется синхронно от гашетки торможения, расположенной на ручке управления самолетом, через тросовые тяги типа "боуден", нижние концы которых заделаны в вилках пружинных наконечников, связанных с тормозным рычагом каждого тормозного колеса.

При нажатии на гашетку торможения, под действием натяжения тросов, рычаг тормоза перемещается и прижимает эксцентрик тормозные колодки к реборде колеса.

При отпускании гашетки торможения под действием пружины, элементы торможения колес возвращается в исходное положение и происходит растормаживание колес.

7.6. Кресло пилота и привязная система

Кресло предназначено для размещения в нем пилота или лица, выполняющего работы по техническому обслуживанию.

Кресло состоит из сиденья и спинки, выполненных как одно целое, в виде стеклопластиковой чашки, съемных подушек сиденья и спинки. Кресло - нерегулируемое под рост пилота. Регулировка под рост пилота обеспечивается путем регулировки педалей (см.п. 7.3). Чашка кресла прикреплена к боковинам фюзеляжа винтами с самоконтрящимися гайками. На задней стенке кабины имеется карман для размещения РЛЭ.

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

Подушки сиденья и спинки, выполнены из эластичного пенополиуритана, обшитого тканью или искусственной кожей, и крепятся к чашке кресла и к фюзеляжу текстильными застежками (лентами “липучками”).

Привязная система (ремни безопасности), состоящая из двух плечевых, двух поясных ремней и центрального замка, обеспечивает фиксацию пилота в кресле.

Ремни изготовлены из капроновых лент и снабжены проушинами с регулировочными пряжками.

Правый и левый поясные ремни продеваются в проушины на чашке кресла и крепятся своими проушинами к узлам на боковинах фюзеляжа.

Плечевые ремни крепятся пряжками к узлам на стойке фюзеляжа в зоне моторамы (пилона).

Поясные и плечевые ремни - регулируемые по длине. Центральный замок выполнен в виде проволочного фиксатора с прикрепленным ремешком.

При застегивании привязной системы кольца и подвески ремней нанизываются на кронштейн правого поясного ремня, после чего запираются фиксатором, вставленным в прорезь кронштейна.

Открытие замка осуществляется выдергиванием фиксатора из прорези кронштейна за ремешок, закрепленный на левом поясном ремне или непосредственно за фиксатор.

7.7. Двери

Кабина пилота оборудована двумя остекленными дверями, которые открываются против полета. В закрытом положении двери фиксируются с помощью специальных замков с пружиной. Открытие дверей может производиться как из кабины пилота, так и снаружи. Для фиксации дверей в открытом положении в нижней части имеется специальная скоба.

Двери в полете несбрасываемые, на них установлены (с внешней стороны) зеркала заднего обзора с ограничителями открытия дверей.

7.8. Силовая установка

7.8.1. Двигатель и приборы контроля его параметров.

На самолете установлен авиационный поршневой двигатель внутреннего сгорания “Rotax-912A” фирмы Bombardier - Rotax GmbH “Motorenfabrik” (Австрия).

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

“Rotax-912A” - четырехцилиндровный, четырехтактный, двухкарбюраторный двигатель воздушно-жидкостного охлаждения с оппозитным расположением цилиндров, дублированной электронной системой зажигания и системой смазки с “сухим картером” и автоматической регулировкой зазоров в клапанах.

В двигатель интегрированы механический диафрагменный топливный насос, водяной и масляный насосы, генератор-магнето, электрический стартер, воздушные (два) и масляный фильтры, редуктор с передаточным числом $i = 2,273$.

На входе в карбюраторы (за воздушным фильтром) установлена электрическая система обогрева карбюраторов для предотвращения образования льда в диффузорах карбюраторов (рис.7.5.) Включение в работу системы обогрева карбюраторов производится с помощью АЗС “Карб.ПОС.”. Система обогрева карбюраторов имеет светосигнализатор “ОТКАЗ ПОС.КАРБ.”.

Исполнительным устройством системы является электрический подогреватель кольцеобразной формы.

Запуск двигателя осуществляется электростартером от бортовой аккумуляторной батареи (G-25) напряжением 12В.

Система зажигания (рис.7.6) - резервированная (двойное зажигание), небатарейная, бесконтактного типа с ёмкостным разрядом.

Две независимые разрядные катушки расположены в статоре генератора.

Два электронные модуля и четыре двойные катушки (блоки зажигания контуров А и Б) установлены в помехозащищенной коробке, закрепленной на платформе.

Порядок зажигания в цилиндрах 1-4-3-2.

Управление зажиганием осуществляется АЗС “ГЛАВНЫЙ” и двумя выключателями, “ЗАЖИГАНИЕ”, расположенными в кабине на верхней панели и соединенными с системой двигателя огнестойкими проводами. Схема системы запуска двигателя приведена на рис.7.7.

Выхлопная система двигателя состоит из выхлопных труб и глушителя.

Система управления двигателем включает систему запуска двигателя, систему управления обогатителями карбюраторов и систему управления дроссельными заслонками карбюраторов.

Управление обогатителями карбюраторов синхронизировано, осуществляется из кабины пилота только при запуске холодного двигателя на земле путем перемещения рукоятки управления

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

размещенной на панели РУД и механически связанной с рычагами обогатителей карбюраторов.

Проводка управления выполнена в виде полужестких тяг и качалок.

Управление дроссельными заслонками карбюраторов (мощностью двигателя) синхронизировано и осуществляется из кабины путем перемещения РУД, механически связанным с рычагами дроссельных заслонок проводкой управления. Проводка управления выполнена в виде полужестких тяг типа "боуден" и качалок.

Останов двигателя осуществляется выключением обоих контуров системы зажигания или закрытием перекрывного (пожарного) крана. Двигатель "Rotax-912A" сертифицирован в Австрии и Германии по нормам JAR-22.

Общий вид двигателя приведен на рис. 7.8, а его основные характеристики - на рис. 5.7, 5.8, 5.9.

Двигатель установлен над и сзади кабины пилота в открытой толкающей компоновке на кольцевой мотораме закрепленной на пилоне двигателя, изготовленной из листового алюминиевого сплава коробчатого сечения, который крепится к вертикальной фюзеляжной стойке с помощью шпилек (рис. 7.9).

Кольцевая моторама стальная, производится и поставляется вместе с двигателем фирмой "Rotax".

Моторама крепится к платформе пилона четырьмя узлами, снабженными резиновыми амортизаторами, которые закрыты металлическими крышками.

Основные параметры двигателя

Максимальная мощность, л.с.	
взлетная	80 (60 кВт)
	при $n_{дв}=5800\pm100$ об/мин
продолжительная	79 (58 кВт)
	при $n_{дв}= 5500$ об/мин
Максимальная разрешенная частота	
вращения вала двигателя, об/мин	5800 \pm 100 в
	течение не более 5 мин.
Максимальная продолжительная	
частота вращения вала двигателя, об/мин	5500 \pm 50

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

Минимальные обороты холостого хода (малого газа), об/мин	1700
Расход топлива при максимальной мощности, л/час	22,7
Расход топлива при 3/4 нагрузки, л/час	17
Минимальное давление топлива, бар	0,15
Масса сухого двигателя с редуктором, выхлопными патрубками, глушителем и моторамой "Rotax" (без масла, охлаждающей жидкости и воздушного винта), кг	69,25
Ресурс двигателя, час :	
назначенный	3000 или 30 лет
до 1-го капитального ремонта	1000 или 10 лет
Гарантийный	200 или 12 мес
	с даты 1-го запуска или 18 мес. с даты покупки

ПРИМЕЧАНИЕ. 1. Подробные сведения о двигателе "Rotax- 912A" приведены в инструкции по эксплуатации двигателя

2. Начиная с двигателя № 4.410.066 ресурсы двигателя соответственно увеличены до 3600 м.ч. и 1200 м.ч. с сохранением вышеуказанных календарных сроков службы и гарантийного ресурса.

Работа двигателя контролируется по следующим параметрам:

- частота вращения коленчатого вала двигателя (обороты) - с помощью датчика индукционного типа;
- температура выхлопных газов; датчик - термopара;
- температура головок цилиндров (охлаждающей жидкости); датчик - термосопротивление;
- температура масла; датчик - термосопротивление;
- давление масла; датчик - электрический, мембранного типа.

Все датчики смонтированы на двигателе и поставляются вместе с ним.

Параметры индицируются на жидкокристаллическом дисплее комплексного цифрового прибора "Flydat" фирмы "Rotax", расположенного на приборной доске в кабине. Прибор работает совместно со светосигнализатором "ОПАСН. РЕЖ. ДВИГ." и имеет регистратор наработки двигателя в счет ресурса и регистратор для объективного контроля. Внешний вид дисплея прибора "Flydat" и его работа изложены в разделе 2 настоящего РЛЭ (рис. 2.1).

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. 1. Эксплуатация двигателя с неисправным прибором "Flydat" запрещается.
2. При отказе прибора "Flydat" в полете выполнение задания прекратить и произвести посадку, руководствуясь рекомендациями раздела 3 настоящего РЛЭ.

7.8.2. Масляная система двигателя.

Масляная система двигателя - открытого типа, одно-контурная, насосная с воздушно-масляным радиатором (рис. 7.10) обеспечивает размещение масла, его подачу к узлам смазки двигателя и редуктора.

Масло из маслобака через радиатор поступает на вход маслоснасоса (поставляется вместе с двигателем и является его принадлежностью).

Из маслоснасоса масло поступает через фильтр к узлам смазки двигателя и редуктора. Давление масла в нагнетающей магистрали двигателя ограничивается редукционным клапаном.

Из узлов двигателя масло стекает в картер, из картера под действием внутреннего давления газов попадает по масляной магистрали в маслобак, где газы отделяются от масла и через дренаж выбрасываются в атмосферу.

Для смазки двигателя применяются автомобильное масло марки "KFZ" с обозначением "SF" или "SG" по системе API в зависимости от температурных условий эксплуатации двигателя (см. табл. рис. 7.11).

Контроль уровня масла в маслобаке осуществляется при помощи щупа, который имеет плоскую площадку, нижний край площадки является меткой минимального ("min"), а верхний край - максимального ("max") уровня масла в баке.

Основные данные маслосистемы :

Емкость масляной системы, л	3,0 (2,7 кг)
Расход масла, л/час	не более 0,1
Максимальное давление масла, бар	5,0
Минимальное давление масла, бар	1,5
	(при $n = 2800$ об/мин)

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

Кратковременно, при низких температурах атмосферного воздуха допускается (при запуске) максимальное давление масла, бар 7,0 (в течение не более 10 с)

Максимальная допустимая температура масла, град.С 140

Минимальная температура масла, град.С 50

7.8.3. Система охлаждения двигателя

Охлаждение двигателя обеспечивается обдувом его открытого корпуса и цилиндров набегающим потоком воздуха, а также жидкостной системой охлаждения головок цилиндров двигателя.

Система охлаждения головок цилиндров (рис. 7.12) жидкостная, циркуляционная, закрытого типа, с воздушно-жидкостным радиатором.

В качестве охлаждающей жидкости применяются этиленгликоль с антикоррозионными добавками "BASF Glisantin Antikorrosion" или Тосол А-40 и его аналоги.

Емкость жидкостной системы охлаждения 3л (2,75 кг).

Система через переливной бачок сообщается с атмосферой. В случае превышения давления в системе и переполнения переливного бачка охлаждающая жидкость выбрасывается в атмосферу.

7.8.4. Воздушный винт

На самолете устанавливается воздушный винт ВВ-89Д-7 - толкающий, двухлопастной, моноблочный, фиксированного шага. Диаметр воздушного винта 1,78 м с углом установки лопастей 13°. Привод воздушного винта осуществляется через редуктор. Степень редукции $i=2,273$.

Воздушный винт изготовлен из высококачественных сортов сосновых или еловых реек. Базовые поверхности винта усилены фанерой или древесно-слоистым пластиком. Поверхность винта оклеена стеклотканью на эпоксидных смолах и окрашена эпоксидными эмалями различных цветов (белый, черный и др.)

Ступица винта имеет посадочную выточку для посадки винта на стандартный фланец редуктора двигателя "Rotax-912A" с 6-ю отверстиями диаметром 13 мм на диаметре 101,6 мм (4-е дюйма), в которые входят

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

пальцы, запрессованные во фланец редуктора. На пальцы заворачиваются болты М8 крепления воздушного винта, которые попарно контрятся проволокой КО - 0,8. Ступица имеет ступенчатое центральное отверстие (диаметром 25,4 мм и 47 мм), отверстие диаметром 47 мм центрируется по фланцу вала редуктора двигателя.

Технические данные воздушного винта ВВ-89Д-7, его конструкция, эксплуатационные требования и сроки службы, приведены в Руководстве по эксплуатации воздушного винта ВВ-89Д-7 (см. раздел 061 РЭ).

7.8.5. Характерные неполадки (отказы) двигателя, возможные причины и методы устранения.

1. Двигатель не запускается.

Возможные причины:

Методы устранения:

- | | |
|---|--|
| а) нет искры | включите зажигание и проверьте, подключен ли аккумулятор; |
| б) неотрегулирован зазор в свече зажигания | отрегулируйте зазор до величины 0,5 мм или замените свечу; |
| в) закрыт перекрывной топливный (пожарный) кран, засорен топливный или воздушный фильтр: | откройте топливный перекрывной кран, очистите или замените фильтр; проверьте топливную систему на предмет утечек или её закупорки; |
| г) нет топлива в одном баке; | дозаправьте бак; топлива должно быть достаточно в обоих баках; |
| д) неправильно подсоединены провода высокого напряжения | соедините провода в соответствии со схемой, указанной на коробке зажигания; |
| е) обороты малого газа низкие (менее 1700+50 об/мин) или разряжена аккумуляторная батарея | проверьте положение ограничителей МГ на карбюраторах и на РУД, если воздушный винт не проворачивается, проверьте напряжение аккумулятора, замените аккумуляторную батарею; |

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

ж) провода высокого напряжения повреждены или теряют разряд	проверьте и замените неисправные провода, удалите влагу с проводов;
з) повышенная влажность в коробке зажигания	тщательно просушите коробку зажигания;
и) влажные свечи зажигания (конденсат на свечах)	тщательно просушите свечи;
к) свечи зажигания в бензине (перезалиты топливом цилиндры и карбюратор)	просушите свечи; проверьте топливную систему;
л) поплавковый клапан карбюратора загрязнен или заедает	прочистите и устраните заедание поплавкового клапана или замените его;
м) жиклеры в карбюраторе засорены	прочистите жиклеры;
н) вода в карбюраторе	промойте бензином карбюратор и фильтры, топливные магистрали, удалите воду из топливных баков;
о) недостаточная компрессия	потеря давления в цилиндре, необходим ремонт поршневой группы;
п) отказ двигателя	проверьте масляный фильтр на наличие металлических частиц, в случае их наличия необходим ремонт двигателя.

2. Неустойчивые обороты малого газа после прогрева двигателя. Дымление двигателя

Возможные причины:

Метод устранения:

- а) включена пусковая система карбюраторов
- б) карбюраторы плохо синхронизированы

- отключите пусковую систему карбюраторов;
- отрегулируйте карбюраторы;

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

- | | |
|--|--|
| в) поплавковый клапан карбюратора загрязнен или заедает | прочистите или замените поплавковый клапан; |
| г) утечка во входном патрубке или засорен воздушный фильтр | подтяните все соединения, замените отказавшие элементы, очистите воздушный фильтр, проверьте целостность резиновой муфты крепления карбюраторов. |

3. Двигатель работает с перебоями, неустойчиво.

Возможные причины:

Методы их устранения:

- | | |
|--|---|
| а) отказ одной свечи зажигания | проверьте свечи, удалите со свечей нагар, отрегулируйте зазор или замените свечи; |
| б) пробой проводов высокого напряжения | просушите провода, замените неисправные; |
| в) отказ узла зажигания | отремонтируйте (замените) узел зажигания; |
| г) засорен топливный фильтр | прочистите или замените фильтроэлемент топливного фильтра; |

4. Двигатель перегревается, температура масла выше 140°C

Возможные причины:

Методы устранения:

- | | |
|---|---|
| а) много масла в картере двигателя | проверьте откачку масла из картера двигателя, проверьте компрессию в двигателе; |
| б) недостаточное охлаждение маслорадиатора | проверьте и прочистите воздушные каналы |
| в) малое количество масла в двигателе | проверьте уровень масла, при необходимости долейте; |
| г) масло плохого качества или не соответствует рекомендованному | замените масло на предписанное в Инструкции двигателе; |

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

д) засорен масляный фильтр	замените фильтр;
е) прорыв газов в картер	износ или залипание поршневых колец, необходим ремонт поршневой группы;
ж) износ подшипников	присутствие металлических частиц в масле, необходим капитальный
з) отказ датчика указателя температуры масла	замените датчик указателя.

5. Характеристики двигателя неудовлетворительные

Возможные причины:	Методы устранения:
а) отказ системы зажигания	проверьте контура зажигания, провода, их установку, отрегулируйте зажигание;
б) много масла в картере	проверьте линию откачки масла в маслобак;
в) недостаточное питание топливом двигателя	проверьте линию подачи топлива в двигатель;
г) топливо в двигателе другого сорта	заправьте топливные баки топливом, предусмотренным РЛЭ;
д) неправильная регулировка дроссельной заслонки	отрегулируйте дроссельную заслонку и синхронность работы;
е) утечка воздуха на входе или засорен воздушный фильтр	затяните все соединения, проверьте крепление карбюратора и чистоту воздушных фильтров;
ж) повреждена диафрагма в карбюраторе	замените диафрагму.

6. Низкое давление масла

Возможные причины:	Методы устранения:
а) недостаточно масла	проверьте уровень масла, долейте при необходимости;

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

- | | |
|--|--|
| б) масло скапливается в картере двигателя- отказ в системе откачки масла | проверьте линию откачки масла, замените масляные уплотнения; |
| в) высокая температура масла | выполните работы, предусмотренные пунктом "4". |
| г) отказ клапана, поддерживающего давление масла | проверьте клапан, найдите причину. |

7. Двигатель продолжает работать при выключенном зажигании

- | | |
|--------------------------------|--|
| Возможные причины: | Методы устранения: |
| а) обороты малого газа высокие | отрегулируйте обороты малого газа, которые должны быть 1700+50 об/мин; |
| б) отказ в системе зажигания | проверьте провод "на массу", замените выключатель "ЗАЖИГАНИЕ"; |
| в) перегрев двигателя | охладите двигатель на частоте вращения вала 2000 об/мин. |

8. Повышенный расход масла

- | | |
|---|--|
| Возможные причины: | Методы устранения: |
| а) изношены, поломаны или неправильно установлены поршневые кольца | необходимо произвести ремонт двигателя; |
| б) плохое качество масла или масло в двигателе не соответствует Инструкции фирмы "Rotax" | замените масло, используйте масло в соответствии с инструкцией фирмы "Rotax" |
| в) изношены направляющие клапанов цилиндров, неправильно установлен вал головки цилиндров | требуется ремонт головки цилиндров; |

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

- | | |
|-----------------|---|
| г) утечка масла | подтянуть соединения,
заменить уплотнения. |
|-----------------|---|

9. Стук двигателя под нагрузкой

- | Возможные причины: | Методы устранения: |
|---|--|
| а) использовано низкооктановое топливо | используйте топливо с октановым числом не ниже 95 по исследовательскому методу; |
| б) установлена свеча зажигания без уплотнительного кольца | установите по одному уплотнительному кольцу под каждую свечу |
| в) нагар в камере сгорания | снимите головку цилиндров и удалите нагар, оцените расход масла; |
| г) раннее зажигание | отрегулируйте зажигание по положению коленчатого вала, проверьте совместимость с верхней мертвой точкой. |

7.9. Топливная система

Топливная система (рис. 7.13) предназначена для размещения топлива и подачи его к карбюраторам двигателя.

Топливная система - открытого типа с насосной системой подачи топлива к карбюраторам двигателя, двумя жесткими металлическими съемными баками, собственными фильтрами и открытой заправкой.

Топливо размещается в двух крыльевых топливных баках полной емкостью по 25 л каждый. Баки крепятся в передних корневых частях консолей верхнего крыла, они снабжены: заливными горловинами с крышками, обратными клапанами в них и дренажными трубками, входными сетчатыми фильтрами, выходными фильтрами грубой очистки и поплавковыми топливомерами в металлической обечайке со сливными кранами.

Выходы топливных баков соединены двумя трубопроводами из каждого бака с баком-отстойником (расходным баком), расположенным слева (если смотреть по направлению полета) на вертикальной стойке фюзеляжа (ниже маслобака). Бак-отстойник оборудован сливным краном для слива отстоя топлива и слива топлива из баков.

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

Управление работой топливной системы осуществляется перекрывным (пожарным) краном из кабины пилота.

Топливо под действием гидростатического напора самотеком из нижней части баков поступает через фильтр грубой очистки в бак-отстойник, из бака-отстойника по общему трубопроводу, через предварительно открытый перекрывной кран, через фильтр тонкой очистки - к механическому и резервному электрическому топливным насосам. Подкаченное насосом топливо - к карбюраторам двигателя.

При падении давления топлива перед карбюратором и срабатывании реле в работу автоматически вступает резервный электрический топливный насос, (при положении переключателя "ТОПЛ.НАСОС" в положении "АВТ."). Электрический топливный насос может быть включен в работу вручную при установке переключателя в положение "ВКЛ."

Карбюраторы двигателя снабжены поддонами с отводом топлива за пределы самолета (на случай утечки топлива из карбюраторов).

Наличие в топливной системе сетчатых фильтров грубой и тонкой очистки, а также проведение регулярного слива отстоя топлива (до появления прозрачного чистого потока) обеспечивает подачу в карбюраторы двигателя чистого топлива без посторонних частиц и воды, наличие которых в топливе определяется по слитому отстою, прозрачным колбам топливомеров

Контроль за выработкой топлива из баков и за его остатком в баках осуществляется визуально по уровню топлива в топливомерах (по делениям нанесенным на колбах топливомеров), а контроль работы насосов по светосигнализатору "ДАВЛ. ТОПЛ. МАЛО", расположенному на приборной доске в кабине пилота. Заправка (дозаправка) топливных баков осуществляется открытым способом через заливную горловину левого и правого бака с применением сетчатого фильтра грубой очистки, установленного в заливной горловине бака.

Для двигателя "Rotax-912A" используется неэтилированный автомобильный бензин с октановым числом не ниже 95 по исследовательскому методу. Это автомобильные бензины SUPER или EURO-SUPER по спецификации соответственно DIN 51600, 51603 ORNC, ORNM 1101. или отечественный автомобильный бензин АИ- 95 ГОСТ 2084-77.

Не вырабатываемый остаток топлива в баках, топливной системе и поплавковых камерах карбюраторов составляет 0,35 л. Минимальный остаток топлива для 15 мин. полета - 8 л. Взлет разрешается при равномерной заправке топливом обоих баков не менее 15 л. Если в полете будет разный уровень топлива в баках

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

(по топливомерам) - это свидетельствует о том, что полет выполняется со скольжением или засорился дренаж одного из баков или магистраль от одного из баков к баку-отстойнику.

В этом случае необходимо усилить контроль за остатком топлива и созданием скольжения в сторону бака, где больший остаток топлива, выровнять уровень топлива в баках. Необходимо помнить о том, что топливомеры правильно показывают остаток топлива лишь в горизонтальном полете (без крена). Топливная система самолета обеспечивает надежное питание двигателя топливом во всем разрешенном диапазоне высот и скоростей полета, а также маневров, разрешенных настоящим РЛЭ. При этом нельзя допускать нулевых и отрицательных перегрузок. Минимальная перегрузка, при которой обеспечивается надежное питание двигателя топливом, составляет $+0,5$; при длительных нулевых перегрузках возможна неустойчивая работа двигателя и даже его самовыключение.

7.10 Система электроснабжения

7.10.1 Система электроснабжения (рис. 7.14) предназначена для питания приёмников электроэнергии самолета постоянным током с номинальным напряжением 12В на всех этапах полета и на земле.

Система электроснабжения - однопроводная с использованием корпуса самолета в качестве минусового провода. Узлы и агрегаты самолета металлизированы.

Система состоит из первичного (генератор) и вторичного (аккумуляторная батарея) источников электроэнергии, выпрямителя-регулятора, устройств защиты, контроля и соединительных проводов.

Первичный источник электроэнергии - генератор переменного тока мощностью 250 Вт с возбуждением от постоянных магнитов, являющийся составной частью двигателя.

Вторичным источником электроэнергии является свинцово-кислотная аккумуляторная батарея TELEDYNE G-25 (производства США), устанавливаемая в специальном контейнере за кабиной пилота справа по полету, которая обеспечивает работу электростартера при запуске двигателя и функционирование приемников электроэнергии при отказе (отключении) генератора.

Выпрямитель-регулятор 343620 обеспечивает преобразование переменного тока генератора в постоянный ток, поддержание величины постоянного напряжения в заданных пределах, а также выдачу электрического сигнала об отказе генератора.

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

Защита системы, а также отключение генератора или обоих источников электроснабжения осуществляется автоматом защиты сети "ГЕНЕРАТ." и выключателями "АККУМ." и "ГЕНЕРАТ.", расположенными на верхней панели в кабине пилота и на правом пульте. Контроль работы систем электроснабжения обеспечивается светосигнализатором "ОТКАЗ.ГЕНЕРАТ." и вольтметром В-1, расположенными на приборной доске в кабине пилота. При отказе генератора на приборной доске срабатывает светосигнализатор "ОТКАЗ ГЕНЕРАТ.", и автоматически включается в работу аккумуляторная батарея, которая обеспечивает работу потребителей в течение 30 мин.

В качестве автоматов защиты сети применены АЗК-1М-5, в качестве переключателей применены ППГ-15-2С, монтаж выполнен проводом БПДО-035.

7.10.2. Особенности эксплуатации электрооборудования в зимних условиях

Для сохранения емкости аккумуляторной батареи G-25 при температуре атмосферного воздуха ниже минус 15°C и при стоянке самолета свыше 4 часов аккумуляторную батарею следует снимать с самолета и хранить в теплом помещении.

Устанавливать аккумуляторную батарею на самолете следует не раньше, чем за час до вылета.

При резких колебаниях температуры и влажности воздуха на контактах коммутационной аппаратуры (АЗС, выключателей, кнопки запуска, реле и др.) может образоваться ледяная пленка, которая будет препятствовать прохождению тока. В этом случае необходимо прогреть теплым воздухом выключатели и АЗСы, кнопки и другую аппаратуру, с тем, чтобы разрушить ледяную пленку на контактах.

При температурах ниже минус 15°C изделия из хлорвинила и оплётка (изоляция) электропроводов становятся хрупкими (менее эластичными). Поэтому монтаж и демонтаж электрических проводов, необходимо выполнять только после их прогрева путем обдува теплым воздухом. При коротком замыкании или перегрузке защищаемой сети соответствующий АЗС разрывает цепь. При срабатывании АЗС разрешается для проверки вновь включить автомат защиты в сеть.

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

При повторном срабатывании АЗС последующие включения АЗС и удержание его во включенном состоянии запрещается, так как это может привести к выходу из строя приборов и системы коммутации или к перегреву и воспламенению проводки.

7.11. Система полного и статического давления

Система полного и статического давления предназначена для восприятия статического (атмосферного) давления и полного давления встречного потока воздуха, образующегося при полете самолета, и передачи их к анероидно-мембранным приборам (указателю скорости, высотомеру и вариометру).

Система (рис. 7.15) состоит из приемника воздушного давления ПВД-6М, закрепленного на металлической штанге в носовой части фюзеляжа, и проводки, выполненной гибкими трубопроводами из медицинской трубки ПВХ. Полное давление как сумма атмосферного давления и скоростного напора из динамической камеры ПВД-6М по трубке поступает к штуцеру указателя скорости. Атмосферное давление из статической камеры ПВД-6М по трубке поступает к штуцерам высотомера, вариометра и указателя скорости.

7.12. Пилотажно навигационное оборудование

Пилотажно - навигационное оборудование самолета предназначено для обеспечения дневных полетов в простых метеоусловиях, по правилам визуального полета (ПВП) и включает в себя:

- систему полного и статического давления (рис. 7.15.);
 - анероидно-мембранные приборы;
 - приборы измерения пространственного положения самолета.
- В группу анероидно-мембранных приборов входят (рис. 7.2):
- двухстрелочный высотомер ВД-10К ;
 - указатель скорости УС-250 ;
 - вариометр ВР-10М.

Для измерения пространственного положения самолета, установлены магнитный указатель курса (магнитный компас КИ-13) и указатель скольжения из комплекта ЭУП-61 (рис. 7.2). Эксплуатация приборного оборудования не отличается от эксплуатации аналогичного оборудования, установленного на других самолетах.

7.13 Система сигнализации о приближении сваливания

Система сигнализации о приближении сваливания (рис. 7.16) обеспечивает выдачу светового и звукового сигнала при увеличении угла атаки до величины, близкой к критической. Датчик углов атаки установлен на левой верхней консоли крыла (на лобовике). Звуковой сигнализатор о приближении к сваливанию размещен в кабине, световой - на приборной доске.

Для исключения непреднамеренного изменения угла установки пластины датчика ССПС-1, что может привести к изменению скорости срабатывания сигнала о приближении к сваливанию, место установки пластины ограждено предохранительной скобой.

Датчик ССПС-1 в заводских условиях отрегулирован на скорость срабатывания звуковой и световой сигнализации 80...85 км/ч по прибору (при $\bar{X}_T = 20\%$ САХ, торможении в горизонтальном полёте и положении РУД = МГ), запас по скорости до скорости сваливания (70 км/ч) составляет 10...15 км.

Основные агрегаты самолёта показаны на Рис. 7.17.

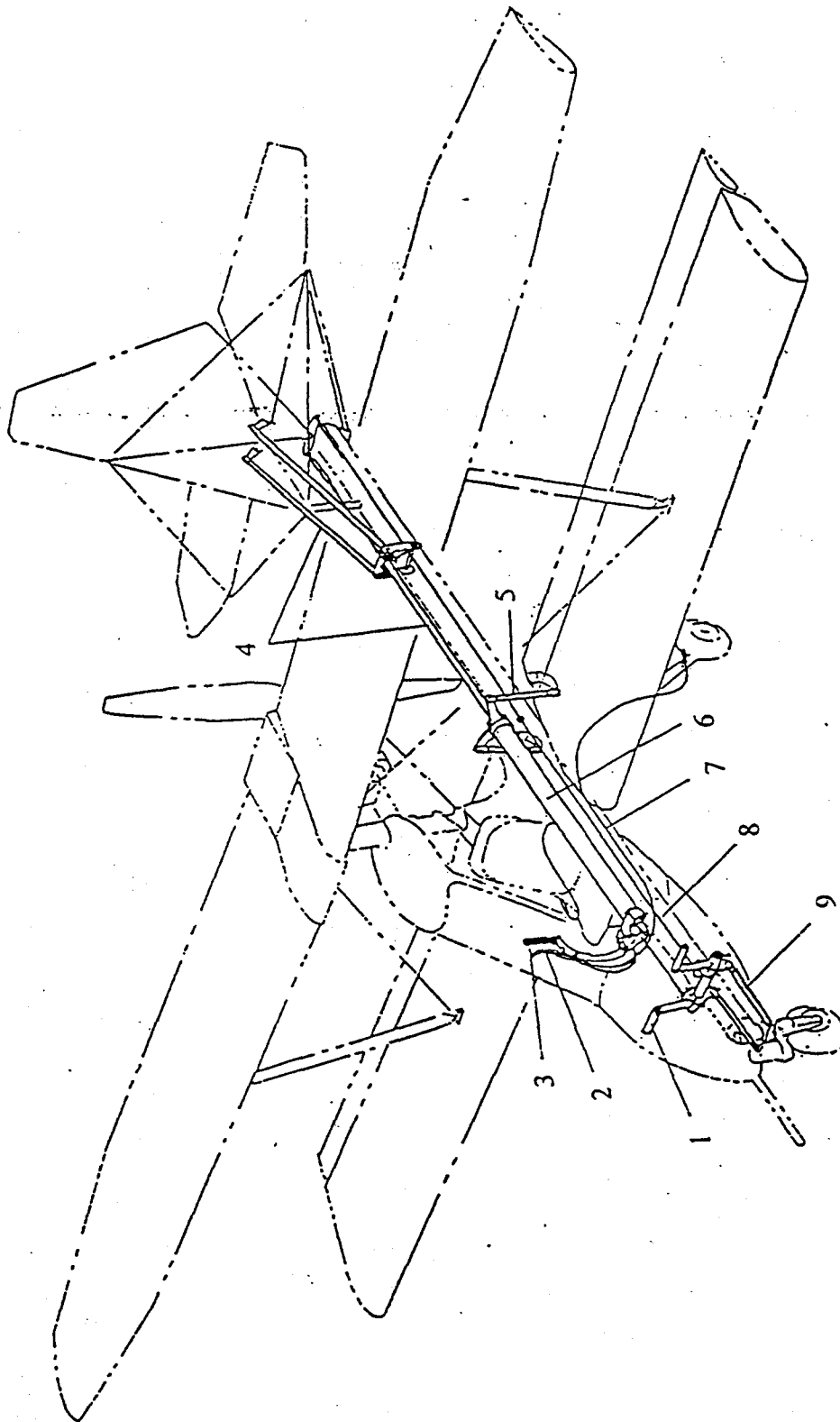


Рис.7.1.1. Система управления

1 - педали управления; 2 - тормозной рычаг, 3 - ручка управления;
4 - тяга управления рулём высоты; 5 - тяга управления элеронами;
6 - вал управления; 7 - трос привода тормоза; 8 - трос управления рулём
направления; 9 - тяга управления передним колесом

АВИАТИКА-МАИ-890 Руководство по летной эксплуатации

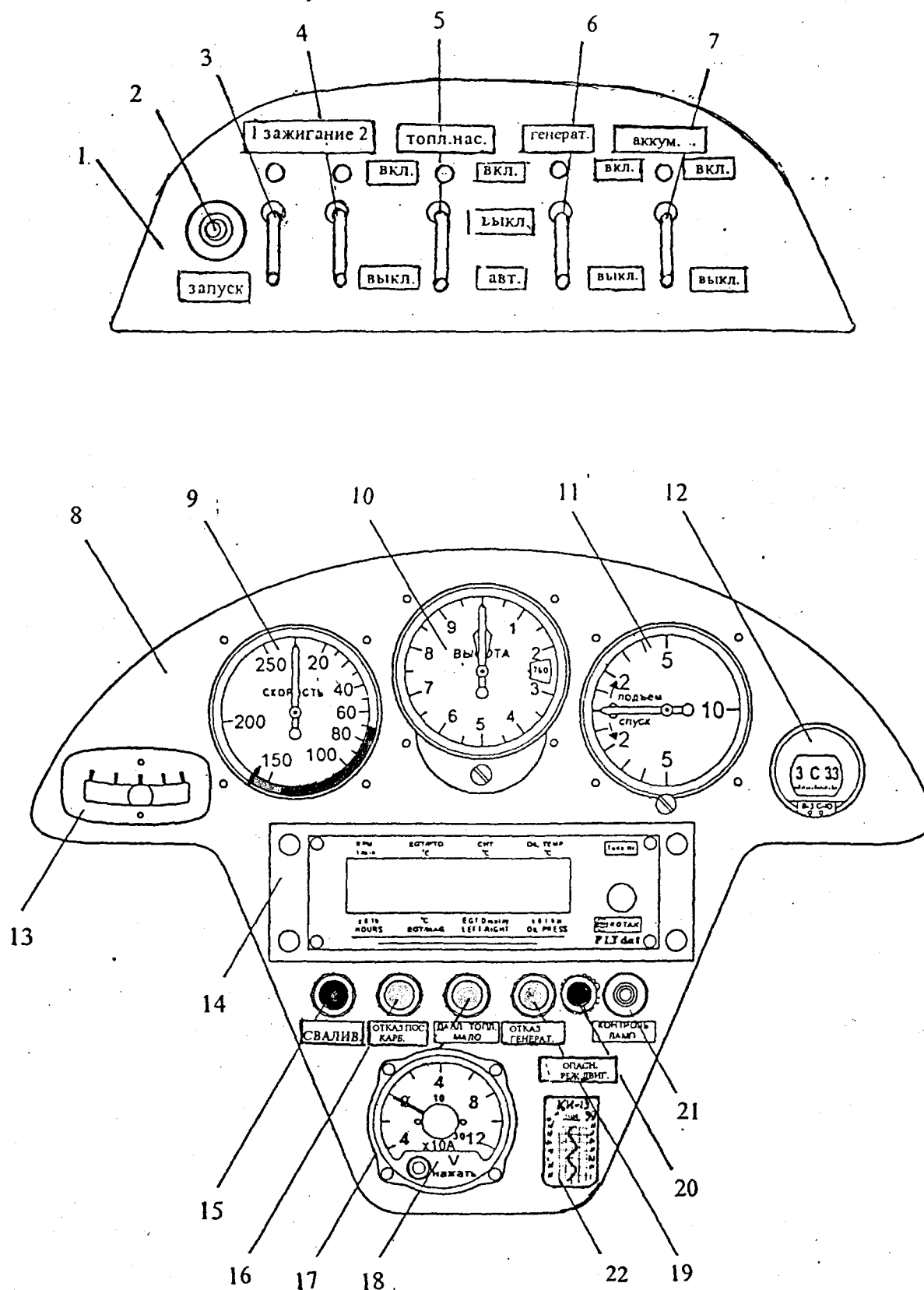


Рис.7.2. Приборная доска и верхний пульт

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

- 1 - верхняя панель с выключателями и кнопкой запуска двигателя;
- 2 - кнопка запуска двигателя (5К);
- 3 - выключатель зажигания, контур А (ВГ-15К-2С);
- 4 - выключатель зажигания, контур Б (ВГ-15К-2С);
- 5 - переключатель управления резервным электрическим топливным насосом (П2Т-1Т);
- 6 - выключатель генератора, "ГЕНЕРАТ." (ППГ-15К-2С);
- 7 - выключатель аккумулятора, "АККУМ." (ППГ-15К-2С);
- 8 - приборная доска;
- 9 - указатель скорости УС-250;
- 10 - указатель барометрической высоты ВД-10К;
- 11 - вариометр ВР-10М;
- 12 - магнитный компас КИ-13К;
- 13 - указатель скольжения ЭУП-61;
- 14 - комплексный прибор контроля работы двигателя "FLYDAT";
- 15 - светосигнализатор приближения к скорости сваливания, "СВАЛИВ.";
- 16 - светосигнализатор отказа противообледенительной системы карбюраторов, "ОТКАЗ ПОС.КАРБ.";
- 17 - светосигнализатор отказа топливного насоса, "ДАВЛ.ТОПЛ.МАЛО";
- 18 - вольтметр В-1;
- 19 - светосигнализатор отказа генератора, "ОТКАЗ ГЕНЕРАТ.";
- 20 - светосигнализатор опасных режимов работы двигателя, "ОПАСН.РЕЖ.ДВИГ.";
- 21 - кнопка контроля ламп светосигнализаторов (КМ2-1);
- 22 - трафарет списания девиации компаса КИ-13К;

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

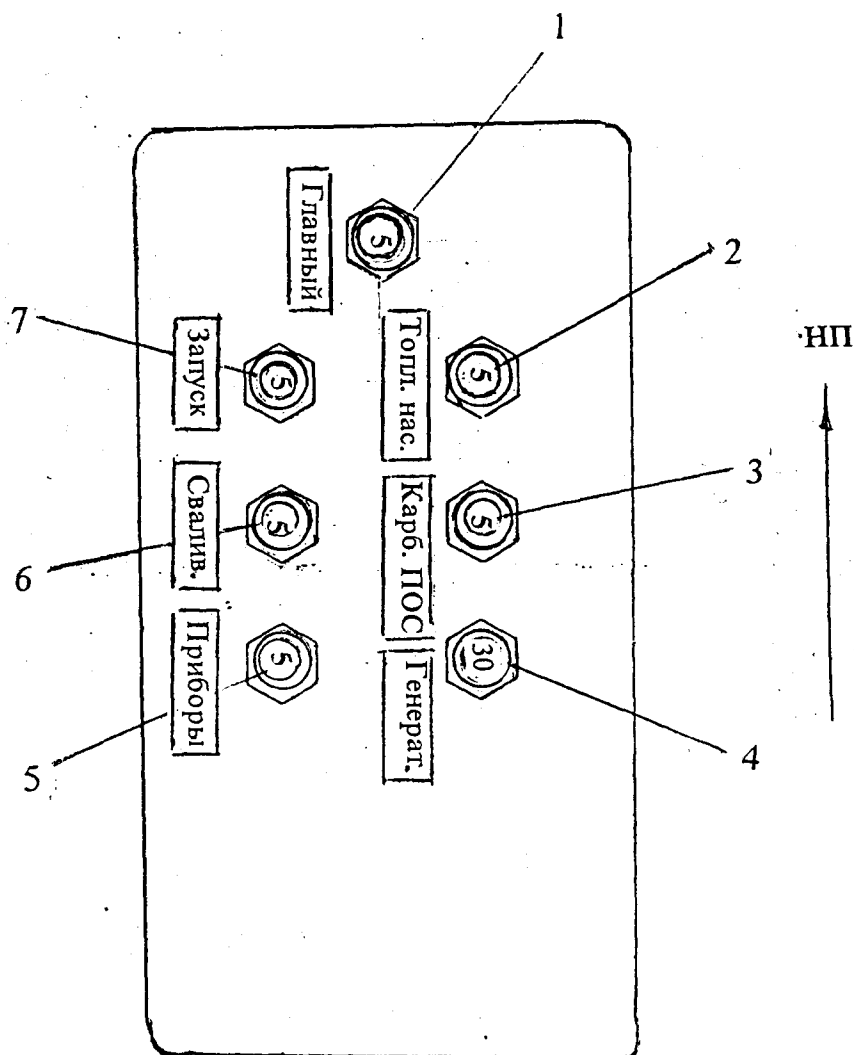


Рис.7.3 Правый пульт размещения автоматов защиты сети (АЗС) электросистемы самолёта "Авиатика-МАИ-890"
 1 - АЗС "Главный" (АЗК1М-5); 2-АЗС "Топл.нас." (АЗК1М); 3 - АЗС "Карб ПОС" (АЗК1М-5);
 4 - АЗС "Генерат" (АЗК1М-30); 5 - АЗС "Приборы" (АЗК1М-5);
 6 - АЗС "Свалив" (АЗК1М-5); 7 - АЗС "Запуск" (АЗК1М-5)

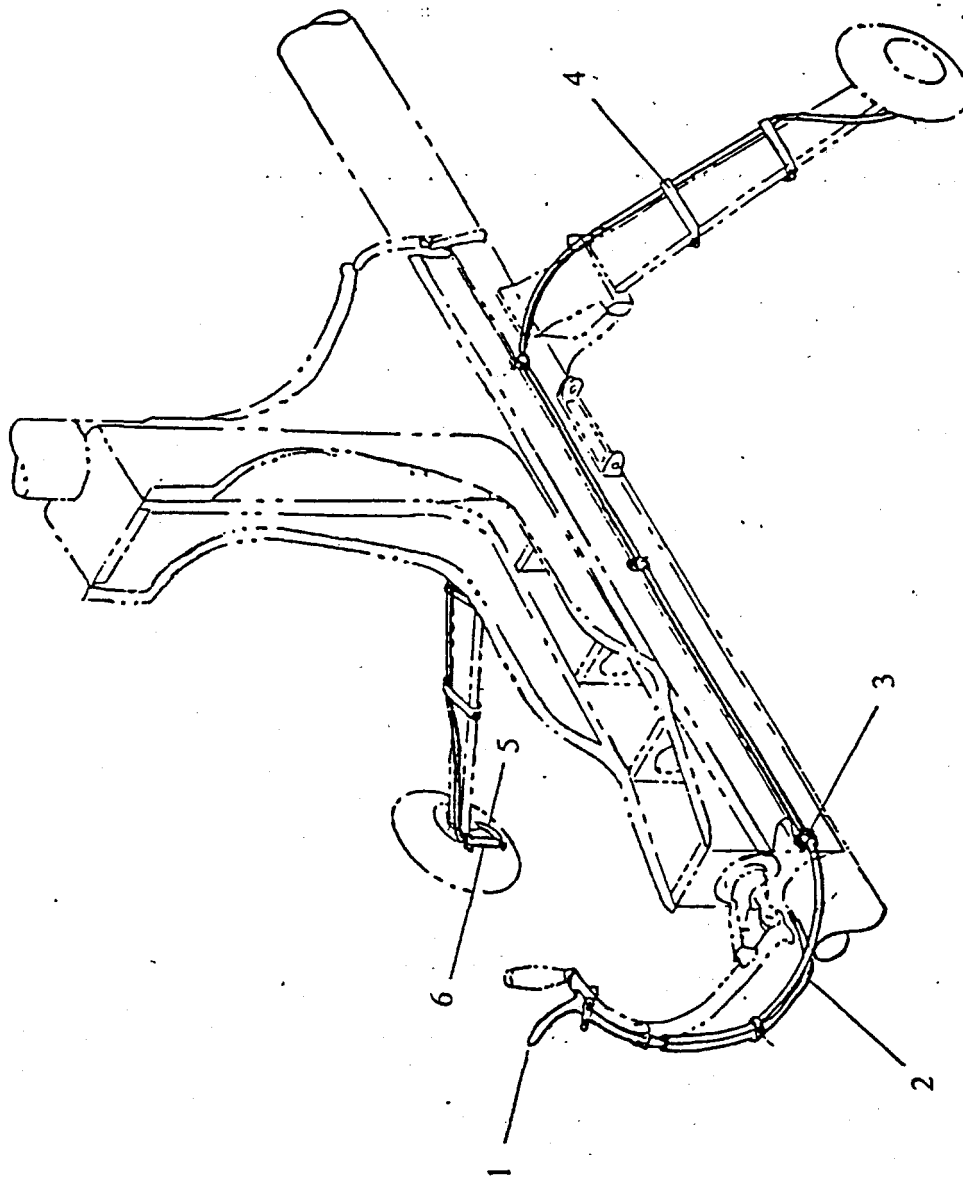


Рис.7.4.. Система торможения колёс

1 - тормозная гашетка; 2 - трос в боуденовской оболочке;
3 - хомут; 4 - хомут поддерживающий; 5 - рычаг; 6 - гильза

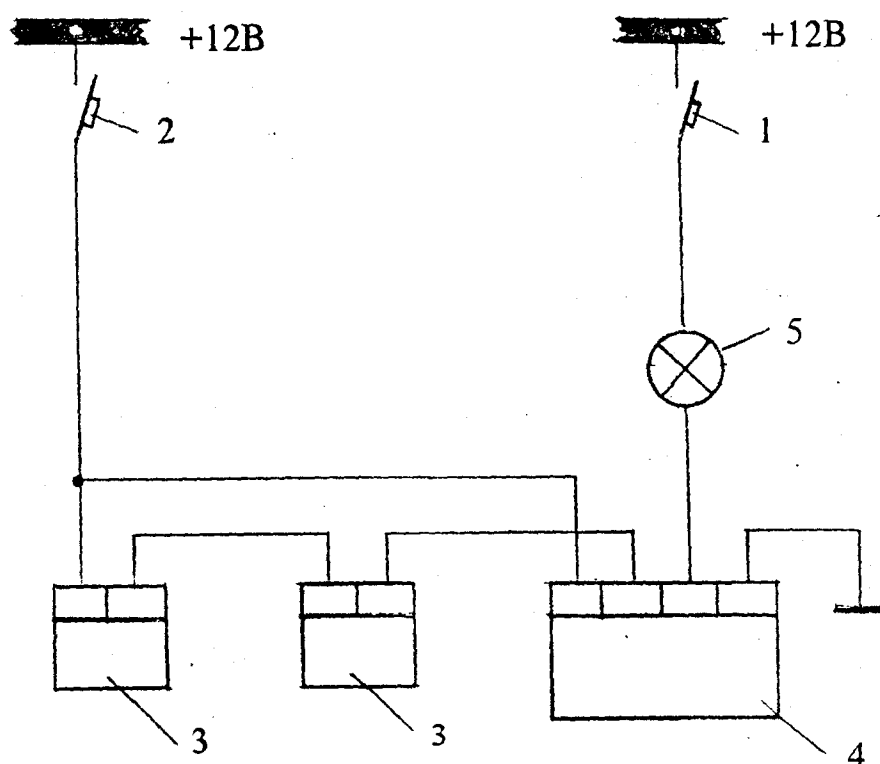


Рис. 7.5. Противообледенительная защита карбюраторов

1 - АЗС "ПРИБОРЫ"; 2 - АЗС "Карб.ПОС"; 3 - подогреватель;
4 - блок комутации; 5 - светосигнализатор "ОТКАЗ ПОС.Карб."

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

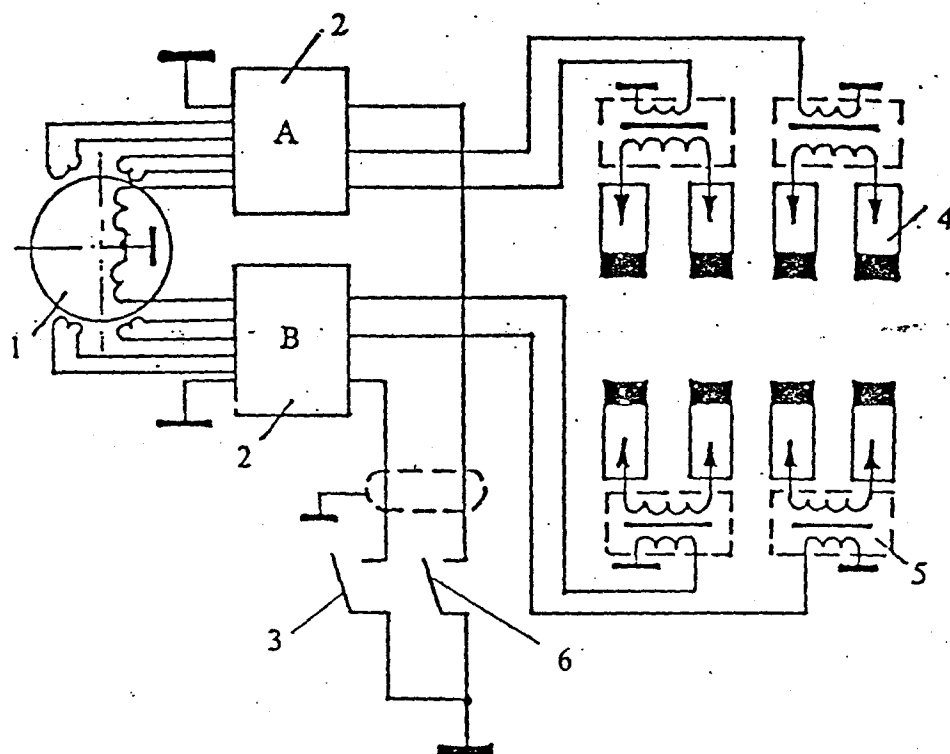


Рис.7.6. Система зажигания

1 - генератор-магнето, 2 - блок зажигания,
3,6 - выключатели контуров зажигания ППГ-15К-2С,
4 - свеча зажигания EYQUEM AD800L, 5 - катушка зажигания

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

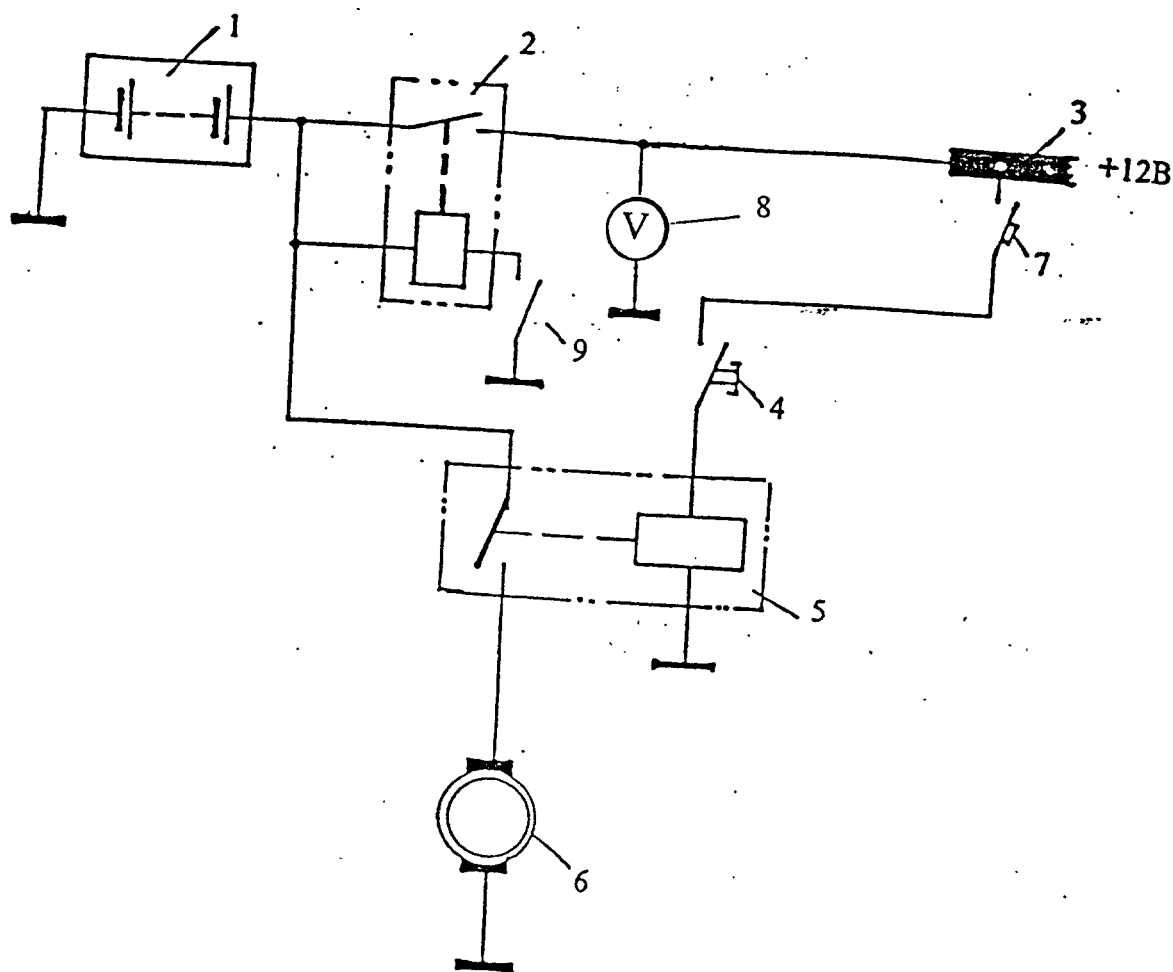


Рис.7.7. Система запуска двигателя

1 - аккумуляторная батарея TELEDYNE G-25; 2- контактор;
 3 - шина +12В; 4 - кнопка "ЗАПУСК" 5 К ; 5-пусковое реле-
 DENSO 182800; 6 - стартер; 7 - АЗС "ЗАПУСК"; 8 - вольт-
 метр; 9 - выключатель "АККУМ."

[illegible]

Раздел 7
стр.33
июль 30/99

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

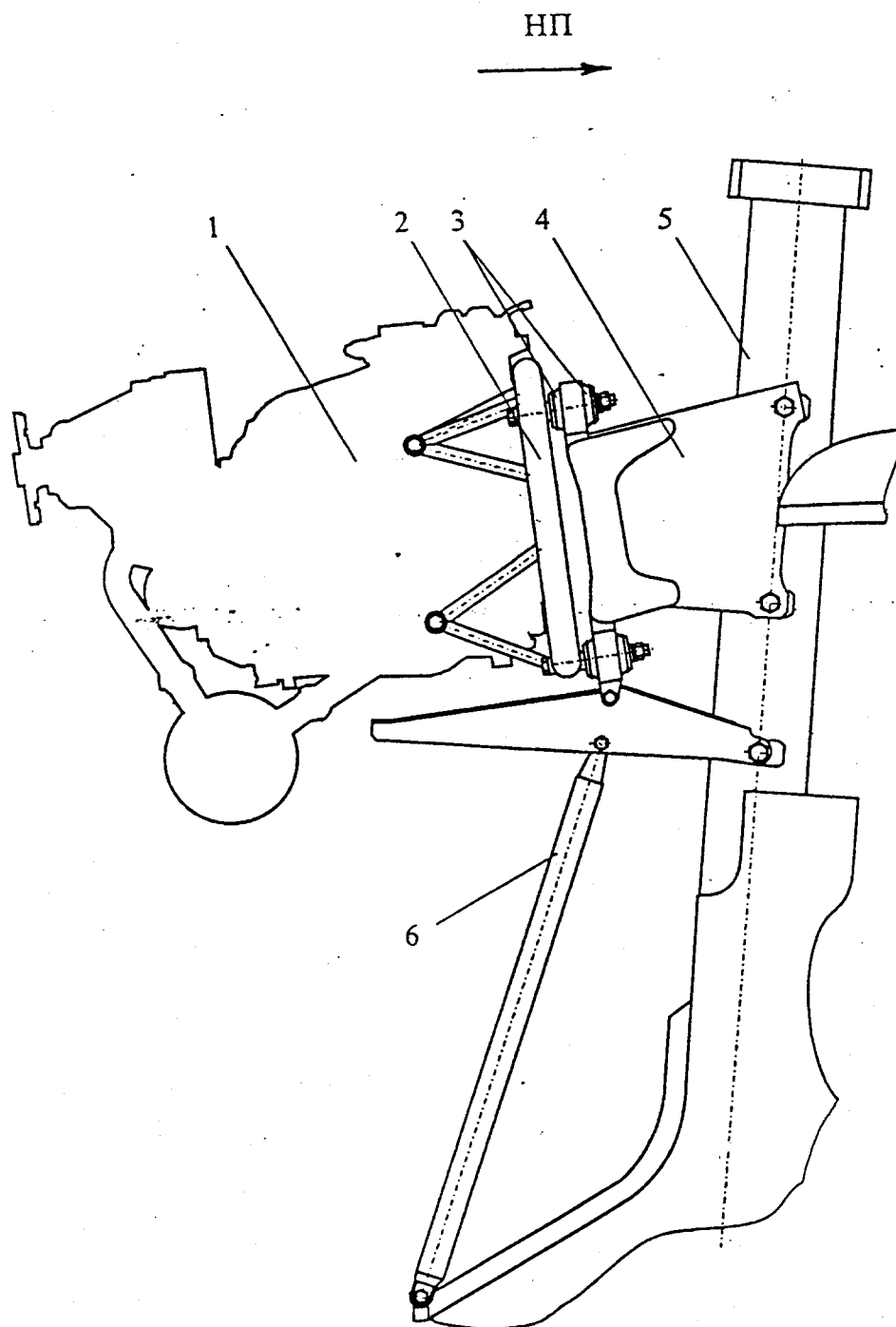


Рис.7.9. Установка двигателя

- 1 - двигатель; 2 - кольцевая моторама из комплекта двигателя;
3 - сайлентблоки; 4 - пилон; 5 - вертикальная стойка фюзеляжа;
6 - подкос

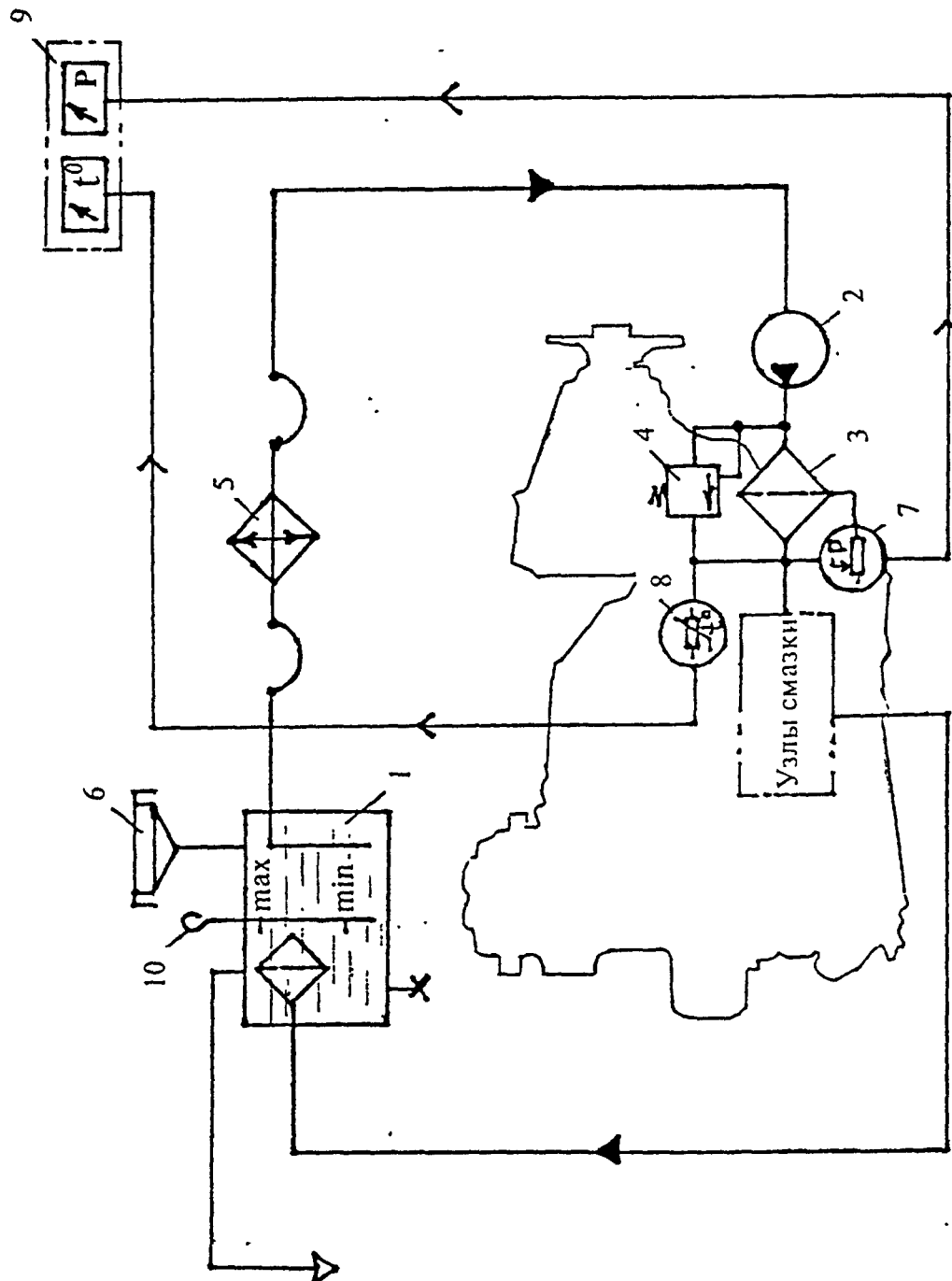


Рис.7.10. Масляная система двигателя

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по летной эксплуатации

климатические условия	°C	°F	single grade oils	multi-grade oils
тропические	40	100	SAE 40	SAE 15W-50
	30	80	SAE 30	SAE 15W-40
	20	60	SAE 20W/20	SAE 10W-40
умеренные	10	40	SAE 20W-50	SAE 10W-30
	0	20	SAE 20W-40	SAE 5W-20
	-10	0	SAE 15W-50	SAE 5W-50
арктические	-20	-4	SAE 15W-40	
	-30	-20	SAE 10W-40	
			SAE 10W-30	



Rev. 2: June 92

92-06

Рис.7.11. Таблица применяемых масел для двигателя "Rotax-912A"

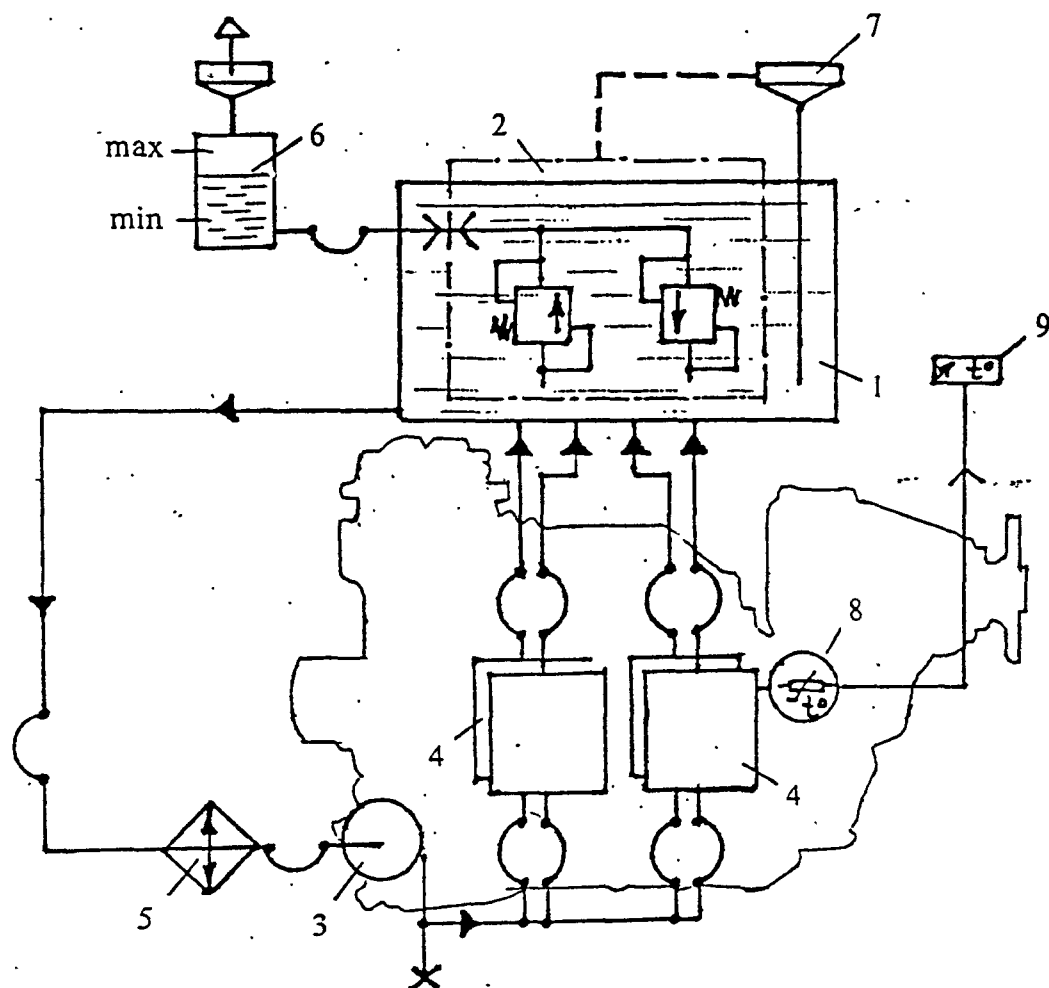


Рис.7.12. Система охлаждения головок цилиндров двигателя

1 - расширительный бачок; 2 - блок клапанов; 3 - насос; 4 - головка цилиндра;
 5 - радиатор; 6 - переливной бачок; 7 - заправочная горловина; 8 - датчик температуры; 9 - указатель температуры (FLYDAT)

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по летной эксплуатации

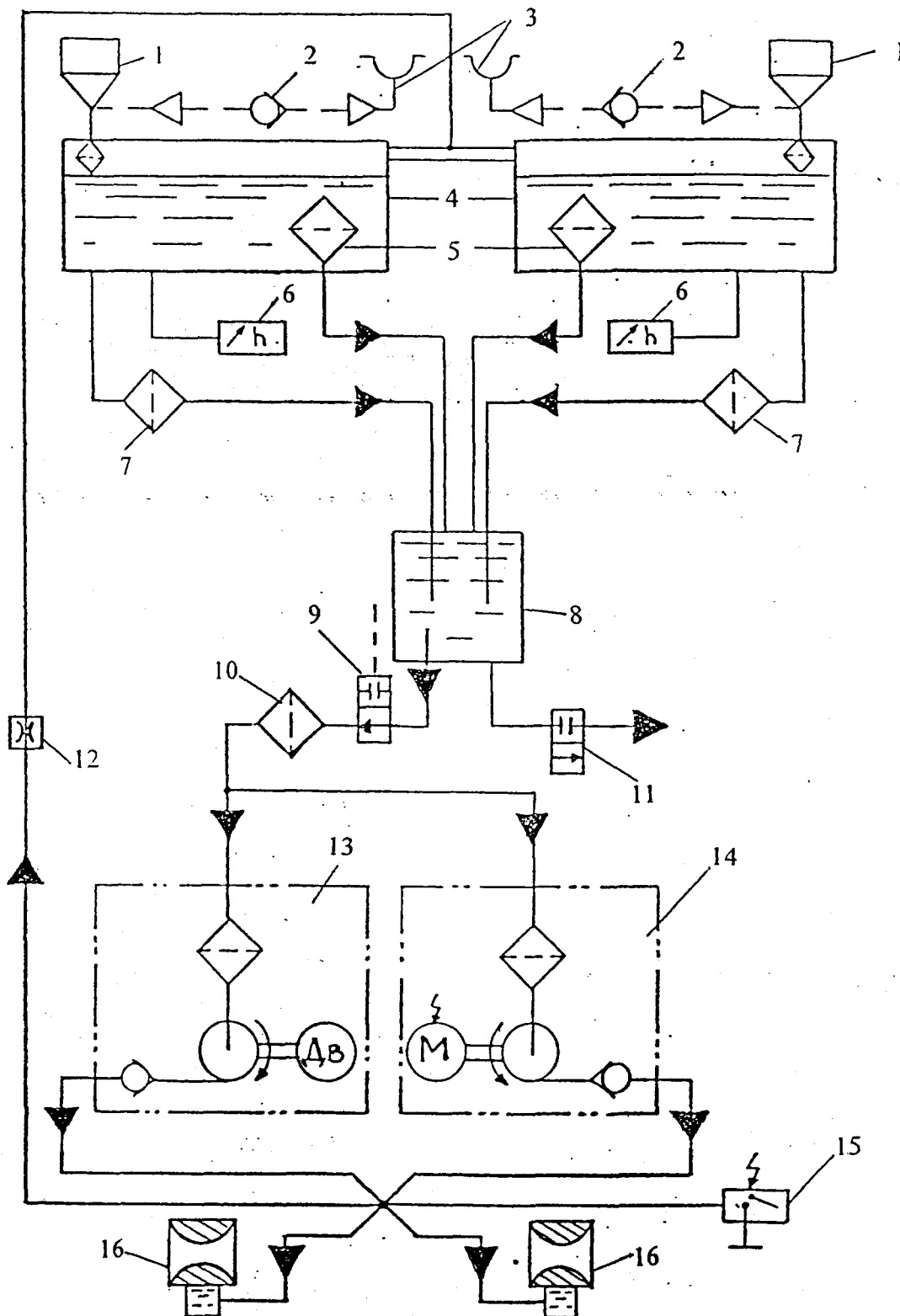


Рис.7.13. Топливная система

1 - заливная горловина; 2 - клапан; 3 - дренажные трубки; 4 - крыльевые топливные баки; 5 - фильтры - заборные штуцеры; 6 - топливомеры; 7 - фильтры грубой очистки; 8 - бак - отстойник; 9 - топливный кран; 10 - фильтр тонкой очистки; 11 - кран сливной; 12 - жиклёр; 13 - основной топливный насос; 14 - дополнительный топливный насос; 15 - датчик давления топлива ДДТ - 015; 16 - карбюратор "BING".

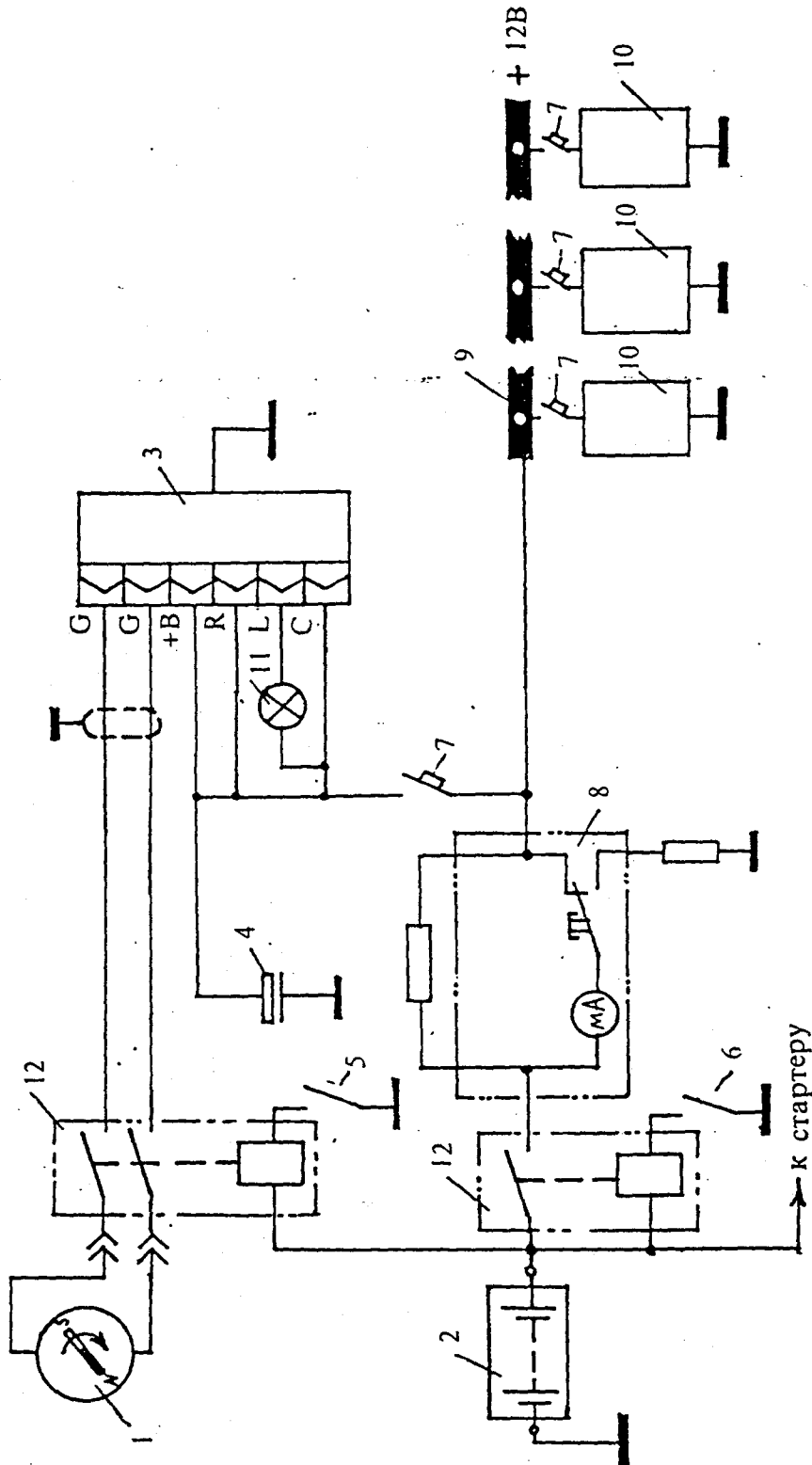


Рис.7.14. Система электроснабжения

1 - генератор; 2 - аккумуляторная батарея TELEDYNE G-25; 3 - выпрямитель-регулятор 343620; 4 - конденсатор; 5 - выключатель "ГЕНЕР."; 6 - выключатель "АККУМ."; 7 - АЗС; 8 - вольт-амперметр ВА-3; 9 - шина +12В; 10 - приемник электропитания; 11 - светосигнализатор "ОТКАЗ ГЕНЕР."; 12 - контактор

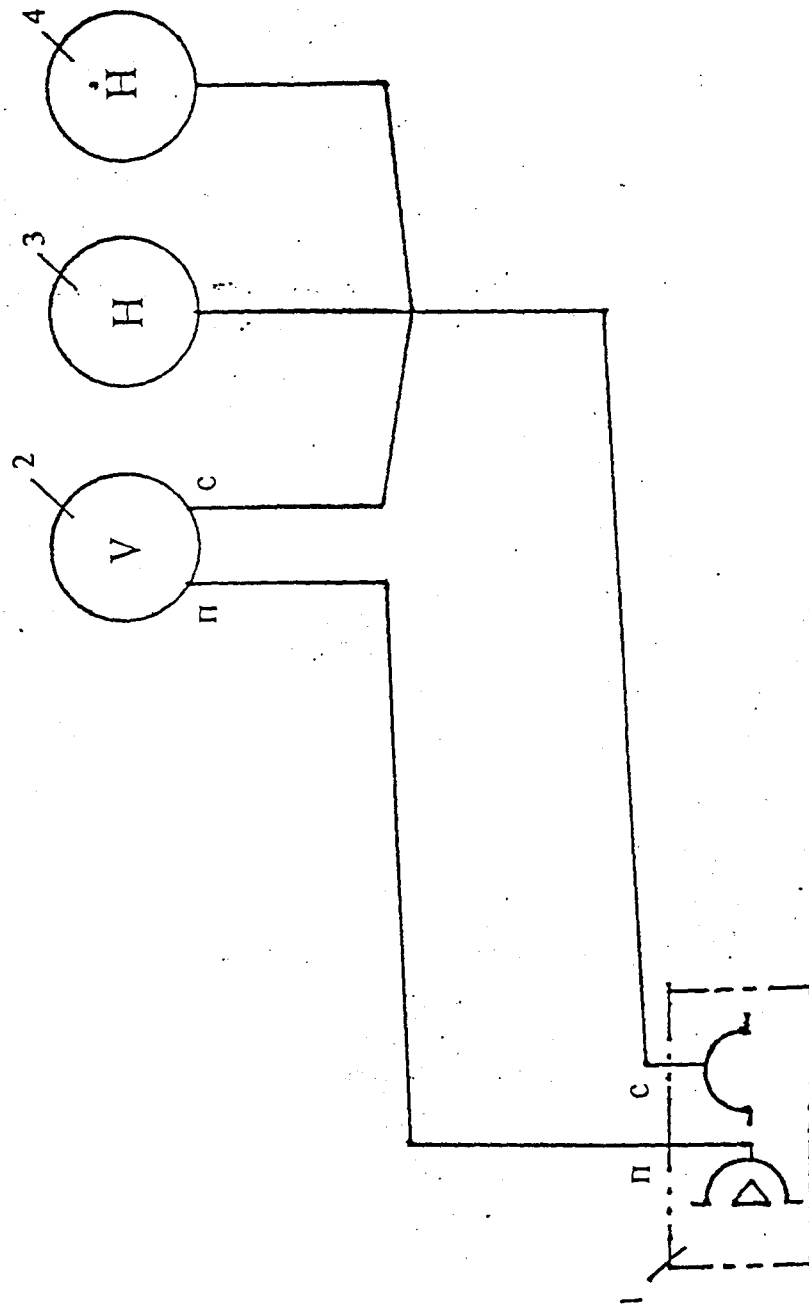


Рис.7.15.. Система полного и статического давлений

1 - приемник воздушных давлений ПВД-6М; 2 - указатель скорости УС-250;
3 - высотомер ВД-10К; вариометр ВР -10

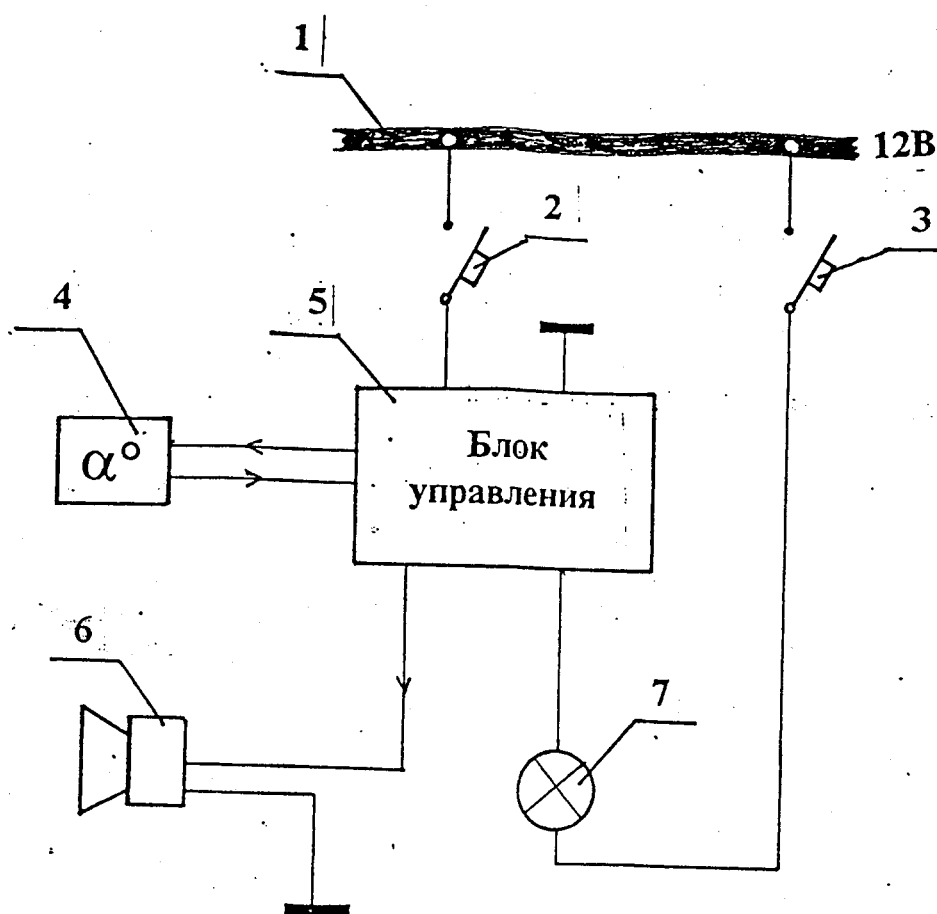


Рис. 7.16. Система сигнализации о приближении к сваливанию

- 1 - шина 12В; 2 - АЗС "СВАЛИВ."; 3 - АЗС "ПРИБОРЫ";
- 4 - датчик оптоэлектронный, с открытым оптическим каналом на просвет (установлен на лобике правого верхнего крыла);
- 5 - блок управления сигнализатором о приближении к скорости сваливания;
- 6 - звуковой сигнализатор;
- 7 - сигнальная лампа "СВАЛИВ.", которая срабатывает совместно со звуковым сигнализатором в мигающем режиме

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по лётной эксплуатации

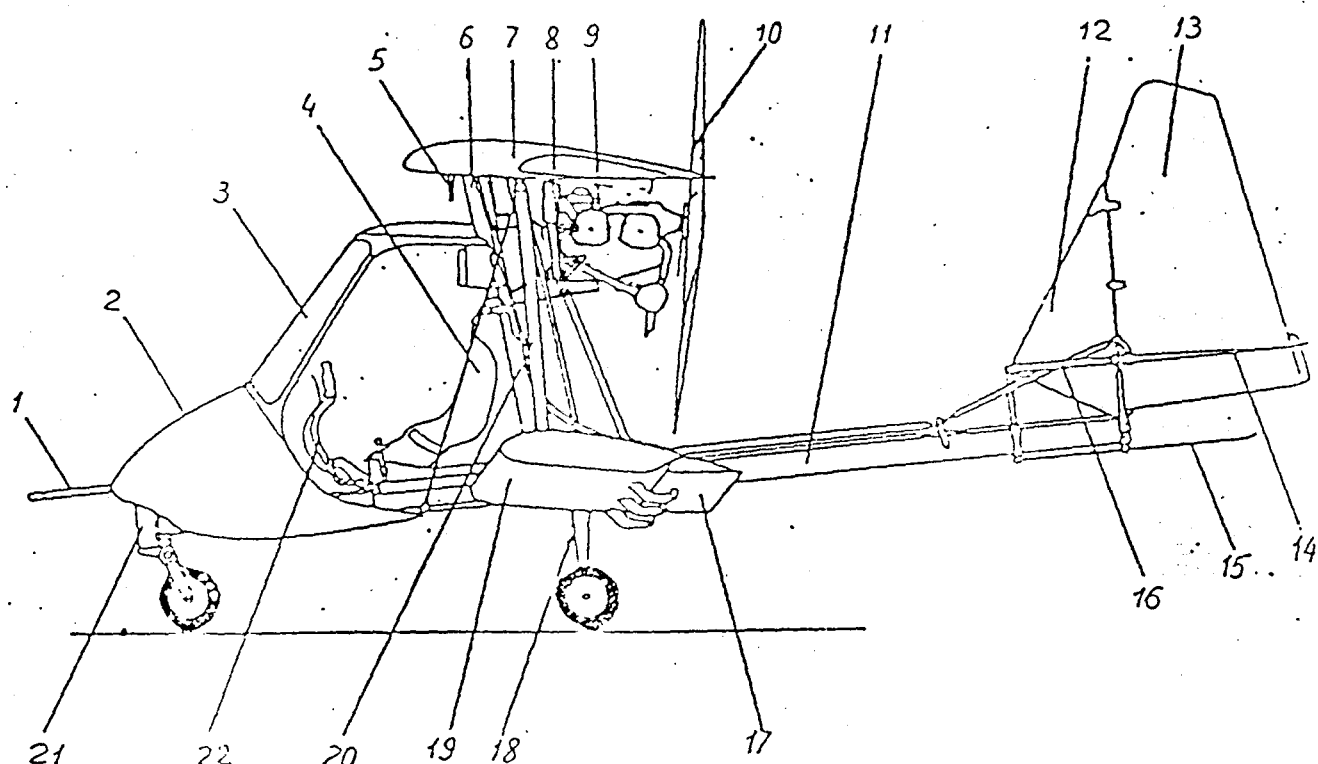


Рис.7.17. Основные агрегаты самолета:

- | | |
|------------------------|-----------------------------|
| 1. Штанга ПВД. | 12. Киль. |
| 2. Носовой обтекатель. | 13. Руль направления. |
| 3. Остекление кабины. | 14. Руль высоты. |
| 4. Кресло летчика. | 15. Хвостовая пята. |
| 5. Топливомер. | 16. Стабилизатор. |
| 6. Стойка фюзеляжа. | 17. Элерон. |
| 7. Крыло верхнее. | 18. Основная опора шасси. |
| 8. Моторама. | 19. Крыло нижнее. |
| 9. Двигатель. | 20. Межкрыльевая стойка. |
| 10. Воздушный винт. | 21. Передняя опора шасси. |
| 11. Балка фюзеляжа. | 22. Ручка управления (РУС). |

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

Раздел 8.

**Уход за самолётом, обслуживание и
техническая эксплуатация**

Содержание

8.1. Введение

8.2. Периодичность технического обслуживания

8.3. Внесение изменений и ремонты

8.4. Наземное хранение и транспортировка

8.5. Мойка и меры сохранности

8. Уход за самолётом, обслуживание и техническая эксплуатация

8.1. Введение

В данном разделе содержатся общие рекомендации о наземном обслуживании и уходе за самолётом.

Для правильной эксплуатации самолёта, поддержания его в исправном состоянии следует неуклонно соблюдать мероприятия по техническому обслуживанию, предусмотренные Руководством по технической эксплуатации данного самолёта.

8.2. Периодичность технического обслуживания самолёта

Периодичность выполнения работ по оперативному и периодическому техническому обслуживанию самолёта установлена регламентом ТО, приведенным в Руководстве по технической эксплуатации самолёта.

Разработчик и изготовитель данного самолёта гарантируют его надежность и безопасность полётов при соблюдении эксплуатантом норм и правил его технического обслуживания, применения бензина и масел, рекомендованных настоящим РЛЭ, проведением всех видов работ на самолёте подготовленным техническим персоналом и соблюдением летным составом ограничений и режимов полёта, изложенных в настоящем РЛЭ.

Ресурсы и сроки службы самолёта, двигателя и воздушного винта указываются в формулярах и паспортах, а также Руководстве по технической эксплуатации самолёта.

8.3. Внесение изменений в РЛЭ и ремонты

Любые изменения на самолёте вводятся бюллетенями главного конструктора.

Эксплуатанту запрещается вводить (устанавливать) в конструкцию самолёта и его систем изменения и доработки, а также изменения и уточнения в РЛЭ и Руководство по технической эксплуатации самолёта без согласования и одобрения. Главным конструктором самолёта.

Технология ремонта (устранения неисправностей) приведены в Руководстве по технической эксплуатации самолёта.

8.4. Наземное хранение и транспортировка

8.4.1. Буксировка

Буксировка самолёта не предусмотрена.

Перемещение самолёта на небольшие расстояния осуществляется вручную на собственном шасси.

Перемещение самолёта на большие расстояния осуществляется автомобильным транспортом со снятыми крыльями или на специальных тележках. Скорость транспортировки определяется состоянием дорог; на хорошей асфальтированной дороге скорость транспортировки не должна превышать 70 км/ч.

8.4.2. Стоянка и швартовка самолёта

Стоянка самолёта осуществляется в ангаре или на открытой стоянке, защищенной от ветров. Самолёт на стоянке должен быть пришвартован и заземлен. Заземление крепится к хвостовой опоре. Швартовка самолёта производится за переднюю стойку и швартовочные узлы нижнего крыла с применением капроновых фал. При этом ручка управления самолётом должна быть зафиксирована (привязана), педали управления соединены штырем, а под основные колеса должны быть установлены упорные колодки (по две колодки под каждое колесо).

На стоянке самолёт должен быть зачехлен. При стоянке (хранении) самолёта на открытой площадке в переходный период года (дождь, мокрый снег и т.п.) планер самолёта должен быть зачехлен или над самолётом должен быть установлен тент для исключения образования льда и наледи на планере.

При штормовом предупреждении и порывистых ветрах более 15 м/с, если не представляется возможным поместить самолёт в закрытое помещение, необходимо с самолёта снять крылья, убрать их на ложементы в помещение, а самолёт надёжно пришвартовать (кроме узлов на шасси) за фюзеляжную балку. Зачехлить двигатель для исключения попадания влаги, пыли, снега на силовую установку. На лопасти воздушного винта надеть чехлы.

8.4.3. Установка самолёта на опоры

Установка самолёта на опоры выполняется при нивелировке самолёта согласно прилагаемой в формуляре на самолёт нивелировочной схеме и при снятии и установке основных колес шасси.

Опорами могут быть любые подручные средства: деревянные подставки, автомобильные винтовые домкраты и т.п. Специальные опоры или подъемники к самолёту не прилагаются.

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

Для установки самолёта на опоры следует использовать ровную горизонтальную площадку (для выполнения нивелировки с асфальтовым или бетонным покрытием).

В зависимости от назначения схема установки самолёта на опоры может быть различной:

а) для нивелировки (две опоры - под рессоры основных стоек колес, одна опора под фюзеляжную балку и опора - под пружинный амортизатор передней стойки шасси);

б) для монтажа и демонтажа колёс основных шасси (опора ставится под рессору основного шасси у колеса, которое снимается или ставится);

в) для демонтажа и монтажа переднего колеса (производится опрокидывание самолёта на хвостовую рессору и укрепление на ней в этом положении любого груза или пришвартовки в таком положении самолёта за фюзеляжную балку мягким фалом).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. *Запрещается установка самолёта на опоры при скорости ветра более 6 м/с.*

Перемещение самолёта при установке его на опоры производится вручную.

8.4.4. Нивелировка самолёта

Нивелировку следует выполнять в ангаре или в безветренную погоду на открытой площадке.

Работы по нивелировке выполняются на пустом самолёте.

Перед нивелировкой необходимо установить самолёт на опоры (п. 8.4.3а).

Нивелировку следует выполнять по реперным точкам (красного цвета Ø5 мм) исправным, периодически проверяемым инструментом, руководствуясь при этом нивелировочной схемой, прилагаемой к самолёту.

Во время нивелировки запрещается выполнять на самолёте какие-либо другие работы и опираться на него. Самолет должен надежно и устойчиво стоять на опорах.

8.4.5. Транспортировка самолёта.

Самолет может транспортироваться всеми видами транспорта на любые расстояния. Транспортировка может выполняться как в бесконтейнерном варианте, так и в контейнере (прицепе).

При транспортировке самолёта в бесконтейнерном варианте обеспечьте фиксацию самолёта и его частей от возможных перемещений. Не применяйте для швартовки самолёта стальную

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

проволоку, в противном случае возможно повреждение элементов конструкции самолёта, изготовленных из алюминиевых сплавов.

Транспортировка в контейнере (прицепе) является предпочтительной.

Самолет может транспортироваться воздушным (как в контейнере, так и без контейнера), железнодорожным, автомобильным и морским транспортом в стандартных контейнерах размером не менее 5950х2320х2320 (размещается один самолет).

Самолет может транспортироваться автомобильным транспортом в трейлере размером не менее 11500х2460х2420 (размещается до трех самолётов).

При транспортировке самолёта автомобильным транспортом скорость транспортировке загруженного контейнера по дорогам с асфальтовым или бетонным покрытием - не более 70 км/ч, по грунтовым дорогам - не более 15 км/ч.

Подготовку самолёта к транспортировке выполняйте следующим образом:

1. Слейте топливо из топливной системы и охлаждающую жидкость из системы охлаждения двигателя.

2. Снимите воздушный винт. Винт упакуйте, стыковой крепеж винта оберните в парафинированную бумагу и закрепите на подушке сиденья пилота.

3. Разберите топливную систему:

а) снимите с баков крышки заливных горловин и топливомеры, оберните их в парафинированную бумагу и закрепите на подушке сиденья пилота;

б) отсоедините от баков рукава топливной системы и заглушите их;

в) на заливные горловины, отверстия на баках под топливомеры и штуцеры топливных баков установите технологические заглушки.

4. Закрепите ручку управления самолётом, привязав её киперной лентой к сиденью пилота в крайнем положении "на себя" и вправо или влево.

5. Скрепите между собой свободные концы ремней привязной системы замком и закрепите на подушке сиденья пилота.

6. Разберите бипланную коробку, для чего:

а) на свободные концы расчалок наденьте полиэтиленовые технические пакеты, сверните расчалки в бухту и закрепите на подушке сиденья пилота киперной лентой. Болты крепления расчалок к крыльям установите на место в узлы на крыльях и закрепите гайкой (каждый снятый болт ставится в том же положении и на свой же узел);

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

б) отсоедините стойки бипланной коробки от узлов на крыльях, вложите их в технологический полиэтиленовый пакет и закрепите на фюзеляжной тяге руля высоты киперной лентой;

в) крепежные болты стоек установите на свои узлы на крыльях. Обверните узлы крепления расчалок и стоек на крыльях тканью или полиэтиленовой пленкой и обвяжите киперной лентой или веревкой (для исключения их повреждения и утери болтов при транспортировке);

г) тяги управления элеронами прикрепите киперной лентой к фюзеляжу, стыковой крепеж установите на тягах;

д) отсоедините нижние и верхние консоли крыла. Стыковой крепеж крыльев установите в соответствующие узлы фюзеляжа или крыльев;

е) установите нижний зализ на фюзеляже;

ж) упакуйте консоли крыла или уложите их на соответствующие ложементы, имеющие мягкую войлочную (поролоновую) обивку мест касания крыла для исключения повреждения обшивки крыла при транспортировке.

7. Снимите рули высоты, привяжите их киперной лентой через поролон к рулю направления, стыковой крепеж установите на рулях.

8. Снимите подкосы стабилизатора, вложите их в технологический полиэтиленовый пакет вместе со стойками бипланной коробки, привязав к каждому подкосу бирку "правый", "левый"). Стыковой крепеж установите на подкосах.

9. Прикрепите расчалки к килю, стыковой крепеж расчалок к стабилизатору, установите на расчалках.

10. Снимите консоли стабилизатора. Стыковой крепеж установите на консолях, винты крепления стабилизатора к килю, установите на киле. Сборка самолёта производится в обратном порядке.

ПРИМЕЧАНИЕ.

Горизонтальное хвостовое оперение (п.п.7,8, 9,10) может не демонтироваться, если самолёт перевозится воздушным или автомобильным транспортом или на специальной транспортной тележке, габариты которых позволяют разместить в таком виде самолёт или если габариты контейнера позволяют разместить самолёт (самолёты) без демонтажа горизонтального оперения.

8.5. Мойка и меры сохранности

Процесс мойки самолёта включает в себя очистку от пыли и грязи:

- внешних окрашенных поверхностей планера, воздушного винта;
- двигателя;
- внутренних поверхностей кабины и сиденья пилота;
- остекления кабины пилота.

Грязь и масляные пятна удаляются с поверхности самолёта и других его частей теплой мыльной водой, после чего эти места насухо протираются чистой хлопчатобумажной тканью. Используйте только нейтральное мыло.

Закопченные выхлопными газами места (например, воздушный винт) промываются керосином, а затем мыльной водой.

Особенно повышенным должен быть контроль и уход за состоянием полотняной обшивки самолёта.

Правильный уход за лакокрасочным покрытием подразумевает обязательное чехление самолёта на стоянке, своевременное удаление мягкой хлопчатобумажной тканью пыли и влаги, прочистки дренажных отверстий, недопущения попадания на лакокрасочное покрытие и авиационные вредно действующих на них жидкостей (бензина, кислот, щелочей, растворителей и т.п.).

Накопившуюся грязь, пыль и масляные пятна необходимо удалить с обшивки смоченной в мыльной воде хлопчатобумажной тканью (салфеткой), после чего протереть салфеткой, смоченной чистой водой и протереть насухо.

Остекление кабины пилота очищать от грязи, пыли и пятен, от насекомых хлопчатобумажной тканью или поролоном, смоченным в мыльной воде, с добавлением нашатырного спирта.

Запрещается в процессе эксплуатации:

- раскладывать для просушки на крыльях мокрые чехлы;
- промывать обшивку бензином, керосином, ацетоном, кислотами, щелочью и другими подобными агрессивными жидкостями;
- проливать на планер топливо и масло при заправке самолёта;
- удалять грязь, лёд, снег и масляные пятна металлическими щетками и скребками путем соскабливания и скалывания, а также поливкой горячей водой.

ПРИЛОЖЕНИЯ

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

Приложение № 1
к РЛЭ самолёта
"Авиатика- МАИ-890"

ИНСТРУКЦИЯ
по выполнению опробования двигателя
"Rotax-912A"

1. Общие положения

Опробование двигателя выполняется с целью проверки работоспособности силовой установки, её систем и агрегатов.

Опробование выполняется по одному из графиков:

- а) полный график опробования (рис. 1);
- б) сокращенный график опробования (рис. 2).

Опробование по полному графику выполняется:

- после установки нового или ремонтного двигателя на самолёт;
- после расконсервации двигателя, установленного на самолёте (при длительном хранении самолёта).

Опробование по сокращенному графику выполняется:

- после перестановки двигателя с другого самолёта на данный самолёт;
- после замены воздушного винта;
- после замены узлов и агрегатов силовой установки;
- при выполнении регулировок карбюраторов;
- при замере тяги;
- при выполнении регламентных работ;
- после первого запуска двигателя в летный день;
- в других случаях.

При выполнении опробования двигателя необходимо руководствоваться рекомендациями, изложенными в "Руководстве по технической эксплуатации самолёта" и в разделе 4 (п.п. 4.5.4 и 4.5.5) РЛЭ. Время прогрева двигателя на графиках (рис. 1 и рис. 2) показано условно.

Перед опробованием двигателя необходимо выполнить работы в объёме предполётной подготовки самолёта, самолёт должен быть надёжно пришвартован, около самолёта должны быть наземные средства пожаротушения.

ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ *1. Опробование двигателя разрешено выполнять лицу, допущенному к эксплуатации самолёта и двигателя "Rotax-912A".
2. При опробовании двигателя не допускайте превышения ограничений по силовой установке, указанных в разделе 2 РЛЭ самолёта.*

Если при выполнении опробования двигателя температура масла и головки цилиндров (охлаждающей жидкости) стремится превысить верхнее ограничение, переведите двигатель на режим малого газа (холостого хода), охладите двигатель в течение одной минуты и продолжите опробование. Если на режиме МГ рост температур

АВИАТИКА-МАИ-890

Руководство по лётной эксплуатации

продолжается или на режимах опробования двигатель работает неустойчиво (повышенная вибрация, хлопки и т.п.), выключите двигатель, найдите и устраните причину. После этого выполните опробование.

При увеличении температуры атмосферного воздуха на 10°C от стандартной частота вращения вала двигателя на максимальном режиме увеличивается на 50 об/мин, а при понижении температуры атмосферного воздуха на 10°C от стандартной - уменьшается на 50 об/мин, что необходимо учитывать при опробовании двигателя и оценки максимальной мощности двигателя.

ПРИМЕЧАНИЕ.

- 1. При хранении самолёта на открытых стоянках и в ангаре без консервации двигателя необходимо не реже чем через 10^{+1} дней производить запуск и опробование двигателя по сокращённому графику (рис. 2). При хранении самолёта на открытой стоянке, особенно в весенне-осенний и зимний периоды года, силовую установку необходимо чехлить, мокрые чехлы необходимо периодически просушивать.*
- 2. При хранении самолёта один месяц и более, при установленном на нем двигателе, необходимо произвести консервацию двигателя по технологии, указанной в Инструкции по эксплуатации двигателя. Данная консервация действительна на срок не более 60^{+6} дней, после чего необходимо произвести опробование двигателя по сокращённому графику (рис. 2) и вновь произвести консервацию двигателя (если не планируются полёты).*

2. Опробование двигателя по полному графику

Запуск, прогрев и проверка контуров зажигания выполняются в соответствии с рекомендациями раздела 4 (пункт 4.5.4, 4.5.5) РЛЭ самолёта.

Время и режимы, которые необходимо выдержать при опробовании двигателя приведены на рис.1 и ниже в таблице.

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

№	Режим, об/мин	Время режима, с	№	Режим, об/мин	Время режима, с
1	МГ-4000	2	18	3000	60
2	4000	60	19	3000-4000	2
3	4000-МГ	2	20	4000	30
4	МГ	30	21	4000-5000	2
5	МГ-3000	2	22	5000	30
6	3000	30	23	5000-3000	2
7	3000-4000	2	24	3000	30
8	4000	30	25	3000-МГ	2
9	4000-5000	2	26	МГ	60
10	5000	30	27	МГ-МАКС	3
11	5000-МГ	2	28	МАКС	30
12	МГ	60	29	МАКС-МГ	3
13	МГ-МАКС	6	30	МГ	30
14	МАКС*	60	31	МГ-3000	2
15	МАКС-5000	2	32	3000	120
16	5000	30	33	3000-МГ	2
17	5000-3000	3	34	МГ	60
			35	Останов.	
				ИТОГО	821с
					(13мин 41с)

*) В стандартных атмосферных условиях на $H=0m$
максимальная частота вращения вала двигателя должна быть
5000...5150 об/мин, а на режиме МГ-1700 - 50 об/мин.

3. Опробование двигателя по сокращенному графику

Запуск, прогрев и проверка контуров зажигания выполняются в соответствии с рекомендациями раздела 4 (п.п. 4.5.4, 4.5.5.) РЛЭ самолёта. На графике (рис. 2) время прогрева двигателя указано условно, оно зависит от температуры атмосферного воздуха (температуры масла в двигателе и температуры охлаждающей жидкости).

Ниже, в таблице, указано время на режимах опробования прогретого двигателя.

АВИАТИКА-МАИ-890
Руководство по лётной эксплуатации

№	Режим, об/мин	Время режима, (сек)	№	Режим, об/мин	Время режима, (сек)
1	МГ-4000	2	8	МГ	30
2	4000	60	9	МГ-3000	2
3	4000-МГ	2	10	3000	120
4	МГ	30	11	3000-МГ	2
5	МГ-МАКС	6	12	МГ	60
6	МАКС*	60	13	Останов.	
7	МАКС-МГ	3		Итого:	337с (6мин 17с)

*) В стандартных атмосферных условиях на $H=0$
максимальная частота вращения вала двигателя должна
быть 5000...5150 об/мин, и на режиме МГ-1700+50 об/мин.

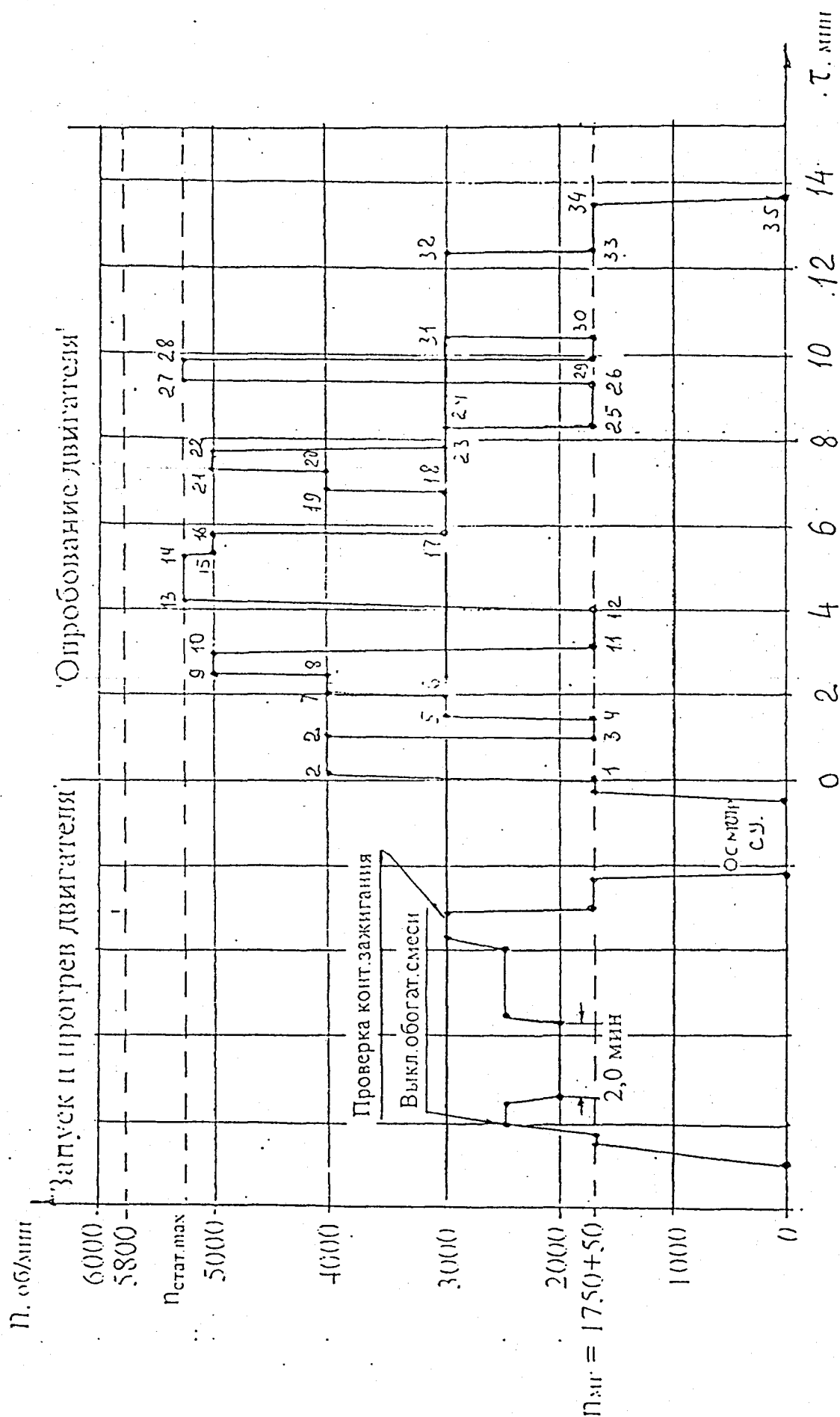


Рис. 1. Полный график опробования нового или ремонтного двигателя "Rotax-912A"

АВИАТІКА-МАІІ-890 Руководство по летной эксплуатации

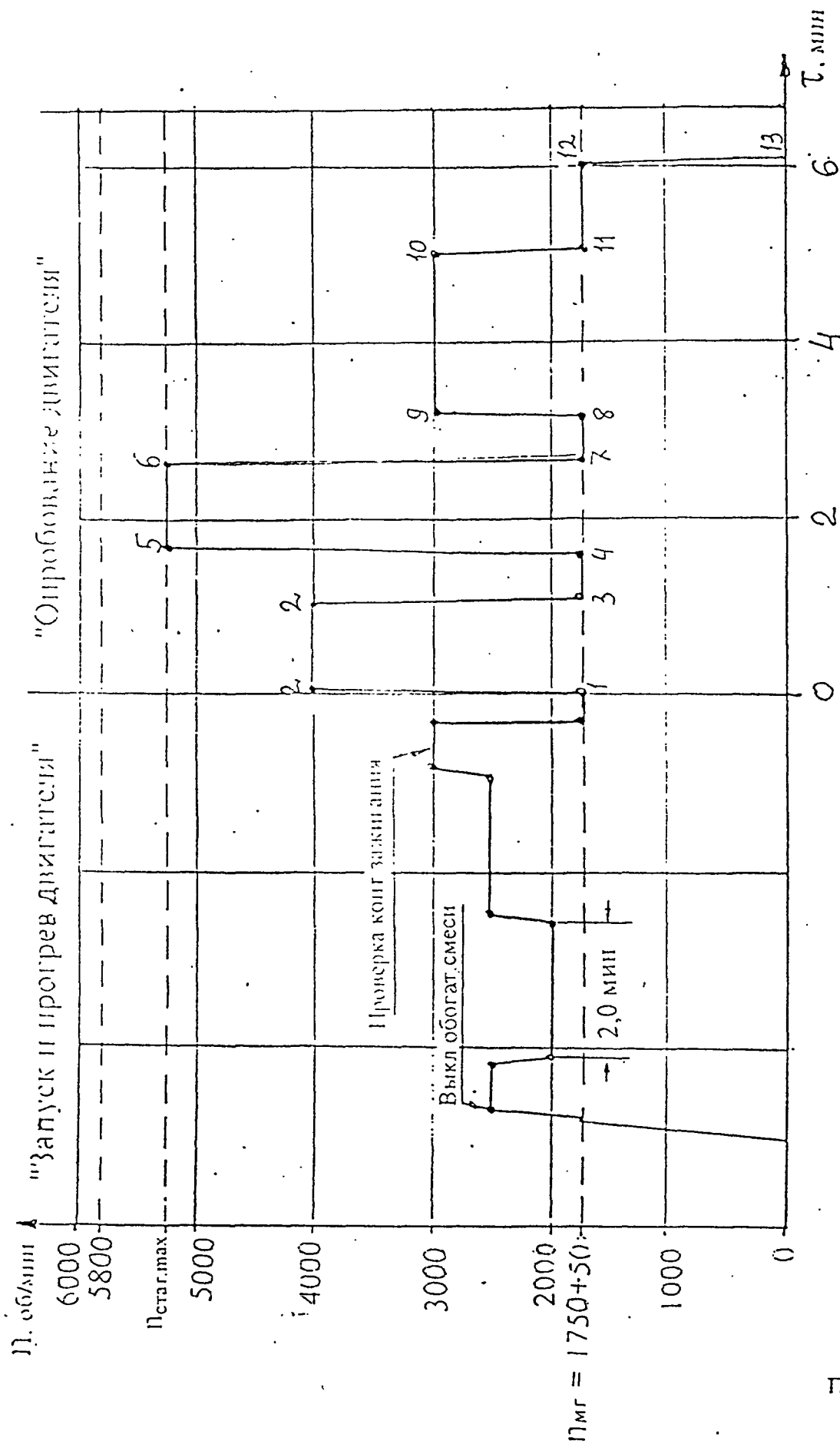


Рис. 2. Сокращенный график опробования двигателя "Rotax-912A"

РУКОВОДСТВО по эксплуатации воздушного винта ВВ-89Д-7

1. Назначение

Воздушный винт ВВ-89Д-7 диаметром 1,78м с углом установки лопастей на $\bar{r} = 0,75$ равным 13^0 (абсолютный шаг винта 0,968 м) предназначен для создания тяги на лёгких летательных аппаратах типа "Авиатика-МАИ-890", оснащенных поршневым двигателем максимальной мощностью 60 кВт (80 л.с.).

Рекомендуется установка винта на двигатели "Rotax-912А", оснащенные редуктором с передаточным числом 1:2,273.

Воздушный винт - толкающий двухлопастной левого вращения (если смотреть в направлении полёта).

2. Технические данные воздушного винта

1.	Тип воздушного винта	Моноблочный, деревянный, фиксированного шага, толкающий
2.	Число лопастей	2
3.	Направление вращения	Левое (против часовой стрелки, если смотреть в направлении полёта)
4.	Максимально допустимая частота вращения воздушного винта, об/мин	2550
5.	Максимальная частота вращения вала двигателя, об/мин	5800+100
6.	Максимальная мощность двигателя, кВт	60(80л.с.)
7.	Диаметр винта, мм	1780
8.	Угол установки лопасти на $\bar{r} = 0,75$, град	13
9.	Максимальная ширина лопасти, мм	150
10.	Масса воздушного винта, кг	3,9±0,2
11.	Абсолютный шаг винта, мм	968
12.	Момент инерции, кг/см ²	5800

3. Конструкция воздушного винта

Воздушные винты ВВ-89Д-7 изготавливаются из высококачественных сортов хвойных пород древесины. Базовые поверхности винта усилены авиационной фанерой. Лопасти оклеены стеклотканью (многослойно) на эпоксидных смолах и окрашены эпоксидными эмалями различных цветов (белые, голубые, черные и др.).

Винт выпускается левого вращения, толкающий, двухлопастной, моноблочный, фиксированного шага.

Ступица винта имеет посадочную выточку для посадки винта на стандартный фланец редуктора двигателя с шестью отверстиями диаметром 13 мм на диаметре 101,6мм (4 дюйма), в которые входят пальцы, запрессованные во фланец редуктора. В эти пальцы заворачиваются болты М8. Крутящий момент от двигателя на винт передается с помощью пальцев. Болты М8 вворачиваются в пальцы и попарно контрятся проволокой КСК-0,8.

Ступица имеет центральное отверстие диаметром 25,4 мм (1 дюйм).

Указанные воздушные винты прошли сертификационные испытания по требованиям норм JAR-22, раздел J.

Винты применяются на самолётах, где установлен двигатель "Rotax-912А", до скоростей полёта по прибору 165 км/час. Статическая тяга на Н=0м, в МСА, создаваемая винтом, равна 190 кг, что обеспечивает хорошую скороподъёмность и короткий разбег.

Обороты двигателя в статике, в МСА на Н=0м равны 5050... ..5150 об/мин.

ПРИМЕЧАНИЕ. *Обороты двигателя возрастают при увеличении температуры атмосферного воздуха на 10°С, на 50 об/мин и соответственно уменьшаются при понижении температуры на 10°С от стандартной.*

4. Требования по технике безопасности

4.1. Запрещается при запуске и регулировке двигателя находиться людям ближе 10 м перед винтом и ближе 20 м в плоскости его вращения.

4.2. Запрещается запускать двигатель с незатянутыми и незаконтренными болтами крепления винта на двигателе.

4.3. Запрещается превышать предельные режимы работы винта и двигателя, указанные в технических данных.

4.4. Запрещается эксплуатировать винт с поврежденной стеклопластиковой оклейкой и глубокими поперечными царапинами на лопасти, с наличием поперечных и продольных трещин. Разрешается эксплуатировать винт с дисбалансом не более 1,0 г • м.

4.5. Запрещается эксплуатировать винт в дождь.

5. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ

5.1. При подготовке самолёта к полёту (перед подготовкой двигателя к запуску) проверить затяжку и контровку крепежных болтов винта.

5.2. По окончании работы (при проведении послеполётной подготовки самолёта) произвести осмотр винта, удалить с винта грязь и копоть, проверить надёжность крепления винта на двигателе.

5.3. Проверить отсутствие забоин, трещин и глубоких царапин на винте.

Мелкие повреждения лакокрасочного покрытия (царапины и выбоины до появления стеклоткани) допускается устранять без съёмки винта с двигателя. Поврежденное место зашкурить, промыть бензином Б-70 и закрасить в один-два слоя эпоксидной эмалью ЭП-140 (эмаль развести с отвердителем в соотношении 3:1).

5.4. Крупные выбоины (не глубокие забоины) с повреждением оклейки лопасти должны быть зашпатлеваны шпатлевкой ЭП-0080 и окрашены эмалью ЭП-140 (REAFLOOR-50) в два слоя. Перед покраской зашпатлеванные места зашкурить и промыть бензином Б-70. Указанные работы проводятся на снятом с двигателя винте. После завершения ремонтных работ винт должен быть отбалансирован до дисбаланса не более 1,3 г•м, нанесением эпоксидной эмали ЭП-140 на более лёгкую лопасть.

При более глубоких повреждениях винта виды и способы ремонта согласовываются с изготовителем винта.

5.5. Проверку затяжки болтов крепления винта на двигателе с применением динамометрического ключа и углубленный осмотр состояния винта проводить при выполнении 50-часовых (30 дневных) регламентных работ по самолёту.

ВЕЛИЧИНЫ КОЭФИЦИЕНТА ТРЕНИЯ ($f_{тр}$) КАЧЕНИЯ В
ЗАВИСИМОСТИ ОТ СОСТОЯНИЯ ПОВЕРХНОСТИ ВПП
(для самолета “Авиатика-МАИ-890”)

Состояние ВПП	Коэффициент трения качения ($f_{тр}$)
а) Для условий взлета	
Сухой бетон (асфальт)	0,050,06
Мокрый бетон (асфальт)	0,03.....0,04
Сухой твердый грунт ($\sigma \geq 7$ кг/см.кв)	0,06.....0,07
Сухие твердые травяные кочки и скошенная трава (стерня не выше 2см)	0,07.....0,1
Мокрая скошенная трава (кочки)	0,1.....0,12
Увлажненный грунт	0,12.....0,15
Укатанный снежный покров	0,1.....0,12
б) Для условий посадки	
Сухой бетон (асфальт)	0,20.....0,25
Мокрый бетон (асфальт)	0,15.....0,2
Обледеневшая полоса	0,07.....0,1
Мокрая скошенная трава (травя- ные кочки)	0,18.....0,2
Увлажненный грунт	0,12.....0,15
Укатанный (уплотненный) снежный покров	0,1.....0,12