

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»

Боргест Н.М

Авиационные силовые установки

*Методические указания
к лабораторным и самостоятельным работам
по дисциплине «Авиационные силовые установки» для студентов,
обучающихся по направлению 24.03.04 Авиастроение,
бакалавры, профиль «Самолетостроение»*

Самара 2017

УДК 629.07.1

*Боргест Н.М.. **Авиационные силовые установки.** Методические указания. Самарский университет. Самара, 2017 - 16 с.*

Методические указания к лабораторным и самостоятельным (аналитическим, обзорным, расчетным) работам по дисциплине «Авиационные силовые установки» подготовлены для студентов, обучающихся по направлению 24.03.04 Авиастроение, бакалавры, профиль «Самолетостроение».

Оглавление

ЛАБОРАТОРНЫЙ ПРАКТИКУМ.....	4
САМОСТОЯТЕЛЬНАЯ РАБОТА СТУДЕНТОВ.....	5
ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ МЕРОПРИЯТИЙ, ПРОВОДИМЫХ НА ДВИГАТЕЛЕ В СИСТЕМЕ САМОЛЕТА.....	7
СОГЛАСОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЕТА И ДВИГАТЕЛЯ	12
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК	16

ЛАБОРАТОРНЫЙ ПРАКТИКУМ

Лабораторный практикум по дисциплине «Авиационные силовые установки» состоит из занятий в моторных классах Центра истории авиационных двигателей Самарского университета и занятий в самолетном классе кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов.

1. Конструкцию отечественных и зарубежных двигателей различных типов и их узлов изучают с использованием методических указаний:

Боргест Н.М., Гусаров Р.В. Авиационные двигатели в музее Самарского университета: метод. указания к лабораторным работам. – Самарский университет. Самара. 2017. – 48 с.

Дополнительно могут быть проведены занятия по изучению характеристик и параметров авиационных двигателей на учебных и испытательных стендах ГТД кафедры ТДЛА Самарского университета (корп.11).

2. Системы силовой установки и узлы крепления двигателя к самолету изучаются в самолетном классе.
3. Расчетная работа по выбору двигателя для проектируемого самолета проводится в компьютерном классе с использованием конструктора онтологий Маджента и методических указаний:

Использование онтологии при выборе двигателя для проектируемого самолета: метод.указания к лаб.работе №4/ сост. Н.М.Боргест, Е.В. Симонова – Самара: Изд-во СГАУ, 2008. – 36 с.

4. Оценка эффективности мероприятий, проводимых на двигателе в системе самолета, осуществляется на основе методики, изложенной в данных указаниях
5. Упрощенная методика согласования параметров самолета и двигателя проводится по методике, приведенной в данных указаниях.
6. На занятиях, завершающих изучение дисциплины, студенты делают доклад, презентацию и совместно обсуждают подготовленный ими самостоятельно реферата по конкретной авиационной силовой установке с анализом соответствия ее требованиям Авиационных правил.

Сводный отчет по лабораторному практикуму и реферат «Авиационная силовая установка ХХХ» оформляются в формате СТО Самарского университета.

АУДИТОРНЫЕ ЗАНЯТИЯ

1. Конструкция двигателей и их узлов (центр истории авиационных двигателей кафедры КиПДЛА, корп. 14).
2. Характеристики и параметры силовых установок (испытательный стенд ГТД кафедры ТДЛА). Системы силовой установки и узлы крепления двигателя к самолету (самолетный класс кафедры КиПЛА, корп. 10)
3. Выбор двигателя для самолета (компьютерный класс кафедры КиПЛА, конструктор онтологии Маджента, корп. 10).
4. Оценка эффективности мероприятий, проводимых на двигателе в системе самолета.
5. Оптимальное согласование параметров самолета и двигателя.
6. Доклад и презентация реферата «Авиационная силовая установка ХХХ».

САМОСТОЯТЕЛЬНАЯ РАБОТА СТУДЕНТОВ

Разработка реферата (Word) и презентация (Power Point) по (выбранной студентом или заданной преподавателем) силовой установке для конкретного самолета.

Реферат «Авиационная силовая установка ХХХ» включает следующие разделы и рекомендуемый объем в страницах:

1	История КБ (фирмы).....	1-2
2	История создания двигателя (прототипы, модификации...).....	1-2
3	Конструкция двигателя, узлов, применяемые материалы.....	2-3
4	Чертеж (продольный разрез двигателя).....	1
5	Характеристики и параметры двигателя (геометрический, массовые, тягово-экономические, экологические, стоимостные).....	3-4
6	Системы силовой установки (запуска, гидравлическая, масляная, охлаждающая, топливная, кондиционирования, противопожарная, управления, противообледенительная...).....	3-5
7	Крепление и компоновка двигателя(ей) на самолете (схема, чертеж)....	2
8	Анализ соответствия двигателя и его систем требованиям АП.....	3
9	Список используемых источников.....	1
	ИТОГО	25-30 с.

Презентация должна состоять из 15-20 слайдов, а продолжительность доклада не превышать 4-6 минут.

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ МЕРОПРИЯТИЙ, ПРОВОДИМЫХ НА ДВИГАТЕЛЕ В СИСТЕМЕ САМОЛЕТА

Критерии оценки проектных и конструкторских решений

Важнейшей составной частью оптимального проектирования является выбор критериев оценки решений. От того, какой выбран критерий, зависит не только численное значение параметров и характеристик, но и судьба проектируемого или построенного самолета.

Первые самолеты оценивались по отдельным характеристикам. Самолет считался лучшим, если имел по сравнению с прототипами большую скорость, лучшую весовую отдачу при равной дальности полета и т.д.

В общем случае к критериям оценки вообще и самолетов в частности предъявляются следующие требования:

- критерий должен быть измеряемой величиной, способ расчета которой известен;
- критерий должен учитывать основную цель, ради которой создается объект (самолет), а также условия и ограничения эксплуатации;
- критерий должен включать те параметры и характеристики объекта, влияние которых требуется оценить или которые необходимо оптимизировать;
- необходимо, чтобы на каждом уровне принятия решения (на каждой стадии проектирования) критерии были непротиворечивыми;
- желательно, чтобы на всех стадиях проектирования критерий был единственным (см. также пособие [3]).

Расчет экономических критериев оценки транспортных самолетов

Методика расчета показателей подробно описана в работе [4].

Рейсовая скорость самолета (км/ч) или скорость полета по расписанию учитывает потери времени на следующие этапы полета: запуск и прогрев двигателей, рулежка до ВПП перед взлетом и после посадки, взлет и набор высоты, маневрирование в воздухе после взлета и перед посадкой, снижение и посадка. Для приближенных расчетов можно принять:

$$V_{рейс} = \frac{L \cdot V_{крейс}}{L + \Delta t \cdot V_{крейс}}$$

где

$$\Delta t = 0,16 + 1,85 \cdot 10^{-4} \cdot H^3;$$

L – расстояние между аэропортами взлета и посадки, км;

$V_{крейс}$ - крейсерская скорость полета, км/ч;

H – высота полета, км.

Максимальная коммерческая нагрузка (кг) определяется в зависимости от числа пассажирских мест и емкости багажных и грузовых помещений на самолете:

$$m_{\text{ком}} = 90 \cdot n_{\text{нас}} + 290 \cdot \left(V_{\text{баг}} - \frac{20 \cdot n_{\text{нас}}}{120} \right);$$

где

$n_{\text{нас}}$ - число пассажирских мест;

$V_{\text{баг}}$ - объем багажных и грузовых помещений, м³.

Расходы на амортизацию самолета (руб\ч):

$$A_{AC} = k_1 \cdot C_c \cdot \frac{1 + k_{pc} \cdot \left(\frac{T_c}{t_c} - 1 \right)}{T_c};$$

где

$k_1 = 1,05$ – коэффициент, учитывающий непроизводственный налет;

$$C_c = k_{\text{сер.с.}} \cdot k_v \cdot \left[m_{\text{нуст}} \cdot \left(40 + 4 \cdot 10^{-4} \cdot m_{\text{нуст}} \right) + \frac{4 \cdot 10^{-4}}{1 + \frac{500}{m_{\text{нуст}}}} \right] \quad \text{- стоимость (руб.)}$$

самолета без двигателей;

$$k_{\text{сер.с.}} = \left(\frac{35 \cdot 10^5}{m_{\text{нуст}} \cdot \sum n_c} \right)^{0,4} \quad \text{- коэффициент, учитывающий серийность};$$

$$k_v = 0,5 \cdot \left(1 + \frac{V_{\text{крейс}}}{800} \right) \quad \text{- коэффициент, учитывающий расчетную скорость}$$

полета;

$$k_{p.c.} = 0,11 + \frac{2 \cdot 10^4}{C_c} \quad \text{- отношение стоимости одного капитального ремонта к}$$

первоначальной стоимости самолета;

$\sum n_c$ - число самолетов в серии;

T_c – амортизационный (полный) срок службы самолета;

t_c – срок службы самолета между капитальными ремонтами.

Для магистральных самолетов в среднем $T_c = 30\,000$ - $40\,000$ ч, $t_c = 5\,000$ - $10\,000$ ч.

Расходы на амортизацию двигателей (руб\ч):

$$A_{A.D.} = k_2 \cdot n_{\text{дв}} \cdot C_{\text{дв}} \cdot \frac{1 + k_{p.d.} \cdot \left(\frac{T_{\text{дв}}}{t_{\text{дв}}} - 1 \right)}{T_{\text{дв}}};$$

где

$k_2 = 1,07$ – коэффициент, учитывающий непроизводственный налет;

$n_{\text{дв}}$ - число двигателей на самолете;

$C_{\text{дв}}$ - стоимость одного двигателя, руб.;

Для ТРДД можно принимать

$$C_{\text{дв}} = k_{\text{сх}} \cdot k_{\text{сер.дв.}} \cdot P_{0i} \cdot (34 - 0,4 \cdot \sqrt[3]{P_{0i}});$$

где

P_{0i} - взлетная тяга одного двигателя;

$k_{\text{сх}}$ - коэффициент, учитывающий тип двигателя;

$k_{\text{сер.дв.}}$ - коэффициент, учитывающий серийность двигателя;

$k_{\text{сх}} = 0,85$ для ТРД; $k_{\text{сх}} = 1$ - для ТРДД при $M < 1$;

$k_{\text{сх}} = 1,5$ - при $M > 1$.

$$k_{\text{сер.дв.}} = \left(\frac{1500}{\sum n_{\text{дв}}} \right)^{0,25}.$$

Стоимость одного ТВД вместе с воздушным винтом в среднем равна

$$C_{\text{ТВД}} = 1,36 \cdot k_{\text{сер.дв.}} \cdot N_{0i} \cdot (40 - 0,52 \cdot \sqrt[3]{N_{0i}});$$

где

N_{0i} - взлетная мощность одного двигателя, кВт;

$k_{\text{р.д.}}$ - отношение стоимости одного капитального ремонта двигателя к

его первоначальной стоимости;

Для ТРД и ТРДД

$$k_{\text{р.д.}} = 0,15 + 4,15 \cdot 10^{-5} \cdot \left[1 - 0,2 \cdot \left(\frac{T_{\text{дв}}}{t_{\text{дв}}} - 1 \right) \right] \cdot T_{\text{дв}}.$$

где

$T_{\text{дв}}$ - амортизационный (полный) срок службы двигателя;

$t_{\text{дв}}$ - срок службы двигателя между капитальными ремонтами.

Для расчетов принимается $T_{\text{дв}} = 6\ 000\text{-}10\ 000$ ч и $t_{\text{дв}} = 3\ 000\text{-}4\ 000$ ч.

Для ТВД можно принимать $k_{\text{р.д.}} = 0,6$

Расходы на текущий ремонт и техническое обслуживание самолета (руб\ч):

$$A_{\text{т.о.с.}} = k_3 \cdot m_{\text{нучст}} \cdot 10^{-3} \cdot (4,4 - 0,1 \cdot \sqrt[3]{m_{\text{нучст}}} + 0,15 \cdot 10^{-4} \cdot m_{\text{нучст}})$$

Где $k_3 = 1$ - для дозвуковых самолетов с ТРД и ТРДД; $k_3 = 1,13$ - для самолетов с ТВД; $k_3 = 2$ - для сверхзвуковых пассажирских самолетов.

Расходы на текущий ремонт и техническое обслуживание двигателей (руб\ч):

$$A_{\text{т.о.д.}} = \frac{0,16 \cdot k_2 \cdot k_4 \cdot n_{\text{дв}} \cdot \sqrt{P_{0i}}}{1 + 7 \cdot 10^{-5} \cdot T_{\text{дв}}}$$

Где $k_4 = 1$ - для ТРД и ТРДД дозвуковых самолетов; $k_4 = 1,5$ - для двигателей СПС, а также для ТВД.

Расходы на заработную плату экипажа рассчитывают исходя из числа членов летно-подъемного состава $n_{\text{л.п.с}}$ и числа бортпроводников $n_{\text{бп}}$ (см. таблицу 1).

$$A_{з.п.} = \bar{C}_{л.п.с.} \cdot n_{л.п.с.} + \bar{C}_{бн} \cdot n_{бн},$$

где

$\bar{C}_{л.п.с.}$ и $\bar{C}_{бн}$ - средняя часовая заработная плата летно-подъемного состава и бортипроводников. (см. таблицу 1).

Стоимость расходуемого в полете топлива (руб\ч):

$$A_T = 0,051 \cdot k_5 \cdot m_{т.расх.} \cdot \frac{V_{рейс}}{L_{расч}},$$

где

$m_{т.расх.}$ - масса расходуемого в полете топлива, кг.

Где $k_5 = 1$ – для ТРД и ТРДД дозвуковых самолетов; $k_5 = 1,03$ – для самолетов с ТВД; $k_5 = 1,06$ – для сверхзвуковых пассажирских самолетов.

Косвенные (аэропортовые) расходы (руб\ч):

$$B_{АП} = 0,083 \cdot m_0^{0,7},$$

где m_0 - в кг.

$$a := \frac{100 \cdot A}{k_{ком} \cdot m_{ком} \cdot V_{рейс}}$$

Себестоимость перевозок:

$$a = \frac{100 \cdot A}{k_{ком} \cdot m_{ком} \cdot V_{рейс}};$$

Где

$$A = A_{АС} + A_{А.Д.} + A_{Т.О.С.} + A_{Т.О.Д.} + A_T + A_{з.п.} + B_{АП}$$

$k_{ком}$ – см. таблицу 1.

Приведенные капиталовложения (коп\т км):

$$a_{кап.вл.} = \frac{10^2 \cdot E \cdot (1,05 \cdot C_c + 1,03 \cdot C_{дв} \cdot n_{дв} \cdot b)}{k_{ком} \cdot m_{ком} \cdot V_{рейс} \cdot B_{год}}$$

Где $E = 0,12$ – нормативный коэффициент эффективности капиталовложений;

$$b = 1,17 + 0,29 \cdot \frac{B_{год}}{t_{дв}};$$

$$B_{год} = k_6 \cdot \frac{L_{расч}}{L_{расч} + k_7 \cdot V_{рейс}} - \text{налет часов на самолете в год.}$$

Где k_6 и k_7 см. таблицу 1.

Приведенные затраты:

$$a_{пр} = a + a_{кап.вл.}$$

Этот вариант расчета является базовым. Далее расчет повторяется, но уже с измененными значениями удельного расхода – уменьшается на 5% (2-ой вариант) и весом силовой установки – уменьшается на 5% (3-й вариант).

Вес силовой установки в явном виде не присутствует, поэтому изменяем величину $m_{пуст}$ по формуле:

$$m'_{пуст} = m_{пуст}^{баз} - 0,05 \cdot m_{пуст}^{баз}$$

Изменение удельного расхода приведет к изменению массы расходуемого в полете топлива и, следовательно, к изменению стоимости израсходованного топлива. Уменьшение массы силовой установки приведет к уменьшению массы самолета в целом на соответствующую величину (изменяется $m_{пуст}$ и m_0). Результаты расчета сводятся в таблицу и сравниваются с базовым (на сколько процентов изменились приведенные затраты, себестоимость перевозок и т.д., см. таблицу 2).

Таблица 1. Коэффициенты для расчета

Тип самолета	$K_{ком}$	Сл.п.с., руб/ч	Сбп., руб/ч	K_6	K_7
Магистральный дозвуковой	0,58	11	4	2700	0,42
Магистральный сверхзвуковой	0,65	20	7,5	2700	0,42
Местных авиалиний	0,65	11	4	2600	0,53
Легковой многоцелевой ($n_{пас} \leq 6$)	0,75	8	—	2000	0,61

Таблица 2. Сводная таблица расчетов показателей самолета

Рассчитываемые величины	Базовый вариант	Вариант – 2 (↓Ср на 5%)	Вариант – 3 (↓Gс.у. на 5%)
$A_{а.с.}$	+		+
C_c	+		+
$k_{сеп.с.}$	+		+
$A_{т.о.с.}$	+		+
A_t	+	+	
$B_{ап}$	+		+
A	+	+	+
$a_{кап.вл}$	+		
a	+	+	+
$a_{пр}$	+	+	+

Для базового расчета выписываются численные значения указанных величин, а для 1 и 2 вариантов расчета в ячейки, помеченные крестиком, выписывается изменение величины в процентах ($\Delta\%$) от базового расчета.

$$\Delta\% = \left(1 - \frac{X_{вар}}{X_{баз}}\right) \cdot 100\%$$

Где $X_{вар}$ – величина из 2 или 3 варианта
 $X_{баз}$ – величина из базового варианта.

СОГЛАСОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЕТА И ДВИГАТЕЛЯ

Условные обозначения:

Y	- подъемная сила, Н
C_y	- коэффициент подъемной силы
X	- сила лобового сопротивления, Н
C_x	- коэффициент силы лобового сопротивления
$P_{потр}$	- потребная тяга на полет, Н
$P_{расп}$	- располагаемая тяга, Н
P_0	- взлетная тяга, Н
C_{p0}	- удельный расход топлива, кг/Н*час
G_0	- взлетная масса самолета, кг
G_T	- масса топлива, кг
G	- сила тяжести, Н
ρ	- плотность воздуха, кг/м ³
V	- скорость полета, м/с
S	- площадь крыла, м ²
H	- высота полета, м
$M_{п}$	- мах полета
a	- скорость звука, м/с
P_h	- давление на высоте h , мм. рт. ст.
T_h	- температура на высоте h , К
C_p	- удельный расход топлива, кг/Нч
t	- время полета, ч
$L_{п}$	- дальность полета, км

Принятые допущения для расчета:

Все режимы работы С.У. и высоты полета заменяем одним – крейсерским режимом ($H_{п}$, $M_{п}$).

Исходные данные для расчета:

Исходные данные берем из реферата или 1-й расчетной работы:

1. G_0, G_T, S, P_0, C_{p0} .
2. Поляры самолета желательно найти в открытых источниках, либо использовать обобщенные поляры, например [4, с.582-584].
3. Высотно-скоростные характеристики самолета также желательно найти в открытых источниках, либо использовать обобщенные характеристики, например [4, с.586-587].

Задаемся тремя значениями высоты и маха полета (H_1, H_2, H_3 , и M_1, M_2, M_3), которые близки к тем значениям, которые имеет конкретный исследуемый

самолет к крейсерских условиях полета. Их значения заносятся в сводную таблицу 4.

Значения ρ , T_h , P_h , и a находятся из таблицы стандартной атмосферы для данной высоты полета (см. табл. 3) и также заносятся в сводную таблицу 4.

Таблица 3 – Таблица стандартной атмосферы

Высота H , м	Давление P_h , мм. рт. ст.	Темпе- ратура T_h , К	Относитель- ная плотность воздуха	Ско- рость звука a , м/с
0	760,0	288,0	1,000	340,2
500	716,0	284,7	0,953	338,3
1000	674,1	281,5	0,907	336,4
1500	634,2	278,2	0,864	334,4
2000	596,2	275,0	0,822	332,5
2500	560,1	271,7	0,781	330,5
3000	525,8	268,5	0,742	328,5
3500	493,2	265,2	0,705	326,5
4000	462,2	262,0	0,669	324,5
4500	432,9	258,7	0,634	322,5
5000	405,1	255,5	0,601	320,5
5500	378,7	252,2	0,569	318,4
6000	353,8	249,0	0,538	316,3
6500	330,2	245,7	0,509	314,3
7000	307,8	242,5	0,481	312,2
7500	286,8	239,2	0,454	310,1
8000	266,9	236,0	0,429	308,0
8500	248,1	232,7	0,404	305,9
9000	230,5	229,5	0,381	303,7
9500	213,8	226,2	0,358	301,6
10000	198,2	223,0	0,337	299,4
10500	183,4	219,7	0,316	297,2
11000	169,6	216,5	0,297	295,0
12000	144,8	216,5	0,2536	295,0
13000	123,7	216,5	0,2166	295,0
14000	105,6	216,5	0,1849	295,0
15000	90,2	216,5	0,1579	295,0
16000	77,0	216,5	0,1349	295,0
17000	65,8	216,5	0,1152	295,0
18000	56,2	216,5	0,0983	295,0
19000	48,0	216,5	0,0840	295,0
20000	41,0	216,5	0,0718	295,0
21000	35,0	216,5	0,0613	295,0
22000	29,9	216,5	0,0523	295,0
23000	25,5	216,5	0,0447	295,0
24000	21,8	216,5	0,0382	295,0
25000	18,6	216,5	0,0326	295,0

$\rho=1,22 \text{ кг/м}^3$ - плотность воздуха на поверхности земли.

Последовательность расчета

(Все найденные значения заносим в сводную таблицу 4.)

1. Находим скорость полета $V_{п}$ на высоте H по формуле:

$$V_{п} = M_{п} \cdot a$$

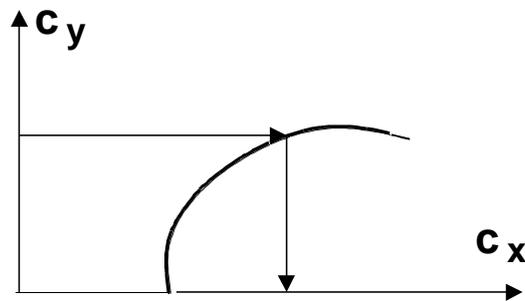
2. Находим C_y :

$$G = G_0 - G_T/2 \text{ [Н]} - \text{полетный вес самолета}$$

$$Y = C_y \cdot (\rho \cdot V^2/2) \cdot S, \quad \text{при крейсерском полете } Y = G. \text{ Тогда}$$

$$C_y = \frac{G}{\rho \cdot \frac{V^2}{2} \cdot S}$$

3. По расчетному значению C_y графическим методом определяем C_x по поларе для данного самолета $C_y = f(C_x)$:

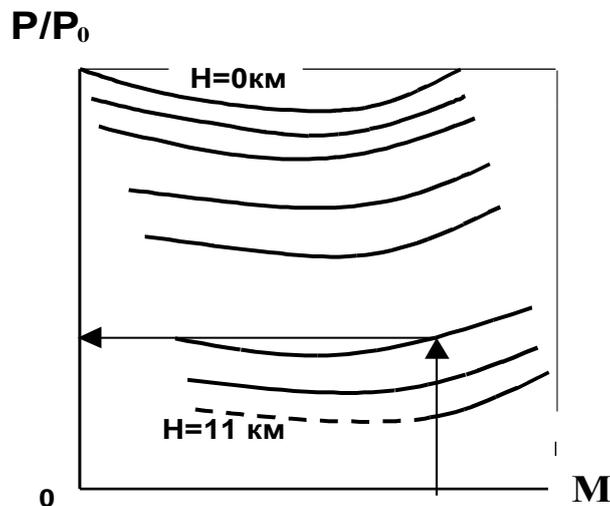


4. По найденному значению C_x находим потребную тягу $P_{потр}$ на совершение полета:

$$X = C_x \cdot (\rho \cdot V^2/2) \cdot S \quad (2), \quad \text{при крейсерском полете } X = P_{потр}.$$

5. Находим $P_{расп}$:

Зная число M (маха полета), можно найти графическим методом (P/P_0) из высотно – скоростной характеристики данного типа С.У.:



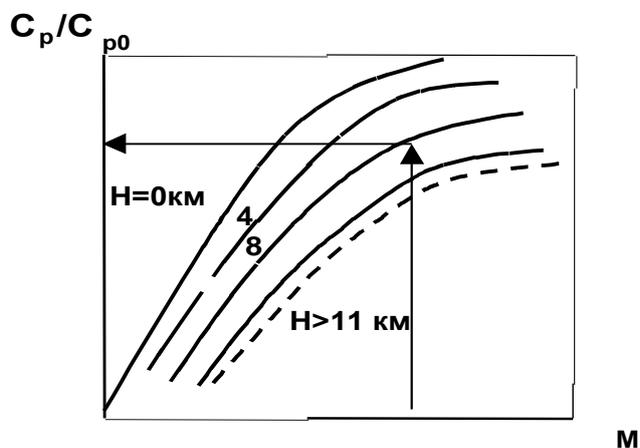
Тогда, зная значение взлетной тяги P_0 ,

$$P_{расп} = P_0 \cdot (P/P_0).$$

При этом проверяется условие $P_{расп} \geq P_{потр}$. Если оно не выполняется, то изменяют взлетную тягу P_0 (размер С.У.).

6. Находим удельный расход топлива для данной высоты и маха полета C_p :

По обобщенным ВСХ С.У. можно найти графическим методом $\bar{C}_{y\delta} = C_p / C_{p0}$ из графика $C_p / C_{p0} = f(M)$:



Зная C_{p0} для данного двигателя из (3) получим удельный расход топлива для данной высоты и маха полета

$$C_p = \bar{C}_{y\delta} \cdot C_{p0}$$

7. Из уравнения расхода топлива $G_T = C_p \cdot P_{расп} \cdot t$ определяется время полета $t = G_T / C_p \cdot P_{расп}$, тогда $L_{п} = V_h \cdot t$ — дальность полета самолета.

Результаты расчета сведем в таблицу 4.

Таблица 4 – Сводная таблица результатов расчета

H, м	H ₁			H ₂			H ₃		
	M ₁	M ₂	M ₃	M ₁	M ₂	M ₃	M ₁	M ₂	M ₃
$\rho, \text{кг/м}^3$									
$T_h, \text{°K}$									
$P_h, \text{мм Рт.ст.}$									
$a, \text{м/с}$									
$V, \text{м/с}$									
C_y									
C_x									
$P_{пот}, \text{Н}$									
$P_{расп}, \text{Н}$									
C_p									
$t, \text{ч}$									
$L_{п}, \text{км}$									

Из таблицы 4 находим режим, где $\Delta P = P_{расч} - P_{номр} = \min$. Для этого режима

находим $\bar{p} = \frac{P_{расч}}{P_{номр}}$, после этого находим новое значение взлетной тяги:

$$P_{0_{юв}} = \frac{P_0}{\bar{p}}.$$

По данным расчета делается вывод, на какой высоте и скорости полета лучше летать, исходя из расчетного значения дальности полета, для данного самолета. Также, следует указать и проанализировать - изменялась ли взлетная тяга С.У (размер С.У.)

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Боргест Н.М., Гусаров Р.В. Авиационные двигатели в музее Самарского университета: метод. указания к лабораторным работам. – Самарский университет. Самара. 2017. – 48 с.
2. Использование онтологии при выборе двигателя для проектируемого самолета: метод.указания к лаб.работе №4/ сост. Н.М.Боргест, Е.В. Симонова – Самара: Изд-во СГАУ, 2008. – 36 с.
3. Боргест Н.М. Автоматизация предварительного проектирования самолета. СГАУ. 1992.
4. Проектирование самолетов: Учебник для вузов/ С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др. Под ред. С.М. Егера. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.