

Федеральное агентство по образованию

Государственное образовательное учреждение
высшего профессионального образования
НИЖЕГОРОДСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ИМ. Р.Е. АЛЕКСЕЕВА

Кафедра Теории корабля и гидромеханики

Расчет летных характеристик самолета с поршневым
двигателем

Методические указания к курсовой работе по динамике полета для студентов
специальности самолето- и вертолетостроение всех форм обучения

Нижегород 2009

Составитель А.А. Болотин

УДК 533.69.01

Расчет летных характеристик самолета с поршневым двигателем: метод. указания к курсовой работе по динамике полета для студентов специальности самолето- и вертолетостроение всех форм обучения /НГТУ; сост.: А.А. Болотин. Н.Новгород, 2009. - 10 с.

Изложены краткие сведения по определению летных характеристик самолета с поршневым двигателем и предложена методика расчета.

Научный редактор А.Н. Попов

Редактор Э.Б. Абросимова

Подписано к печати _____ Формат 60 x 84 ¹/₁₆.
Бумага газетная. Печать офсетная. Печ. л. 0,75. Уч.-изд. л. 0,5 .
Тираж 100 экз. Заказ _____ .

Нижегородский государственный технический университет им.
Р.Е. Алексеева.
Типография НГТУ. 603950, Нижний Новгород, ул. Минина, 24.

© Нижегородский государственный технический
университет им. Р.Е.Алексеева. 2009.

1. Цель работы

Расчет летных характеристик включает в себя определение характерных скоростей горизонтального полета, расчет скороподъемности и определение дальности полета на заданной высоте. Целью работы является приобретение практических навыков в расчетах летных характеристик. В качестве объектов исследования выбраны самолеты с поршневыми двигателями, что дает возможность пренебречь влиянием сжимаемости воздуха на летные характеристики.

2. Исходные данные

При расчете летных характеристик предполагается, что схема самолета, его геометрические и массово-инерционные характеристики, а также аэродинамические характеристики и тип двигателя заданы.

При расчете необходимы значения взлетной массы самолета, запас топлива, площадь крыла и диаметр винта. В качестве аэродинамических характеристик необходимо использовать результаты расчета выполненные согласно [1], [2] и представленные в виде зависимостей от угла атаки α : $C_x=f(\alpha)$, $C_y=f(\alpha)$, $mz=f(\alpha)$, $K=f(\alpha)$.

Характеристики двигателя задаются в виде зависимостей располагаемой тяги винта от скорости, полученных согласно [3]. Кроме этого, в расчете используются высотные характеристики двигателя, значения удельного расхода топлива и дроссельная характеристика двигателя. При отсутствии точных данных о конкретном двигателе можно воспользоваться типовыми характеристиками (прил. 1).

3. Расчет диапазона высот и скоростей установившегося горизонтального полета

Для расчета диапазона высот и скоростей необходимо построить диаграммы потребных и располагаемых тяг для различных высот полета. Ограничимся расчетом для средней полетной массы.

$$m_{\text{ср}} = m_{\text{взл}} - \frac{m_T}{2},$$

где $m_{\text{взл}}$ - взлетная масса самолета;

m_T - масса топлива.

Задается несколько расчетных высот от нуля до некоторого теоретического потолка. Рекомендуются следующие высоты (в километрах): 0, 1, 2, 3, 4, 5. Изменение плотности воздуха с изменением высоты принять по закону:

$$\rho = 1.225 \frac{20 - H}{20 + H},$$

где H – высота в километрах.

Минимальная скорость для каждой высоты полета определяется по формуле

$$V_{min} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_{y_{max}}}},$$

где ρ – плотность воздуха на данной высоте полета;

S – площадь крыла;

$C_{y_{max}}$ – максимальное значение коэффициента подъемной силы.

Для расчетного диапазона углов атаки на каждой высоте полета определяются потребные скорости V , потребные P_n и располагаемые P_p тяги для максимальных оборотов двигателя.

$$V = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_y}}, \quad (1)$$

$$P_n = \frac{mg}{K}, \quad (2)$$

где K – аэродинамическое качество.

Значения P_p определяются согласно высотно-скоростным характеристикам двигателя. Зависимости потребных и располагаемых тяг от скорости наносятся на один график, и максимальная скорость определяется в точке пересечения кривых.

Наивыгоднейшие скорости $V_{нв}$ определяются по формуле (1) при угле атаки, соответствующем максимальному качеству самолета.

Для каждой высоты полета расчет проводится по схеме, представленной в табл. 1, и строятся зависимости $P_p = f(V)$, $P_n = f(V)$.

Таблица 1

α , град							
C_y							
k							
V , м/с							
P_n , Н							
P_p , Н							
$V_{min} = \quad \text{м/с}; \quad V_{max} = \quad \text{м/с}; \quad V_{нв} = \quad \text{м/с};$							

Далее определяются эксплуатационные ограничения скорости, обусловленные:

- предельно допустимым значением угла атаки или $C_{y_{доп}}$ (можно принять $C_{y_{доп}} = 0.85 C_{y_{max}}$);
- предельно допустимым скоростным напором $q_{пред}$, который обусловлен нормами прочности и может приниматься 15000 Н/м^2 .

$$V_q = \sqrt{\frac{2q_{пред}}{\rho}}.$$

Все результаты заносятся в табл. 2

Таблица 2

$H, \text{м}$	$V_{\min}, \text{м/с}$	$V_{\max}, \text{м/с}$	$V_{\text{нв}}, \text{м/с}$	$V_{\text{миндоп}}, \text{м/с}$	$V_q, \text{м/с}$
0					
H_1					
H_2					
.....					
H_k					

Строится график V_{\min} , V_{\max} , $V_{\text{нв}}$, $V_{\text{миндоп}}$, V_q в зависимости от высоты полета (рис 1). В итоге получается летный эксплуатационный диапазон высот и скоростей установившегося горизонтального полета.

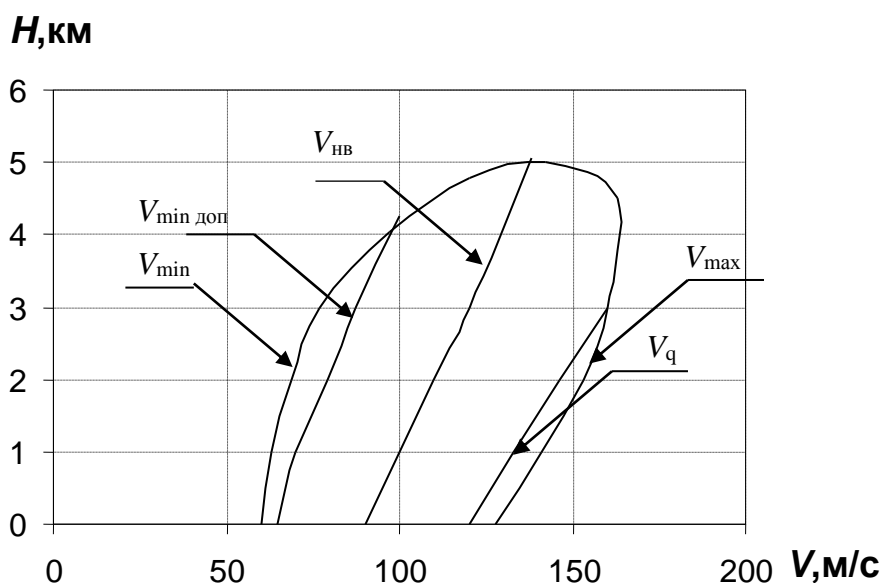


Рис. 1

3. Расчет скороподъемности

Для оценки скороподъемности самолета необходимо определить вертикальные скорости V_y установившегося набора высоты при различных скоростях полета и на различных высотах. В качестве располагаемой тяги используются значения высотно-скоростной характеристики двигателя при максимальных оборотах.

$$V_y = \frac{(P_p - P_n)V}{mg} .$$

Первоочередной задачей является определение режима полета, на котором вертикальная скорость является максимальной для данной высоты полета. Для этого необходимо провести расчет вертикальных скоростей и построить зависимости (рис 2).

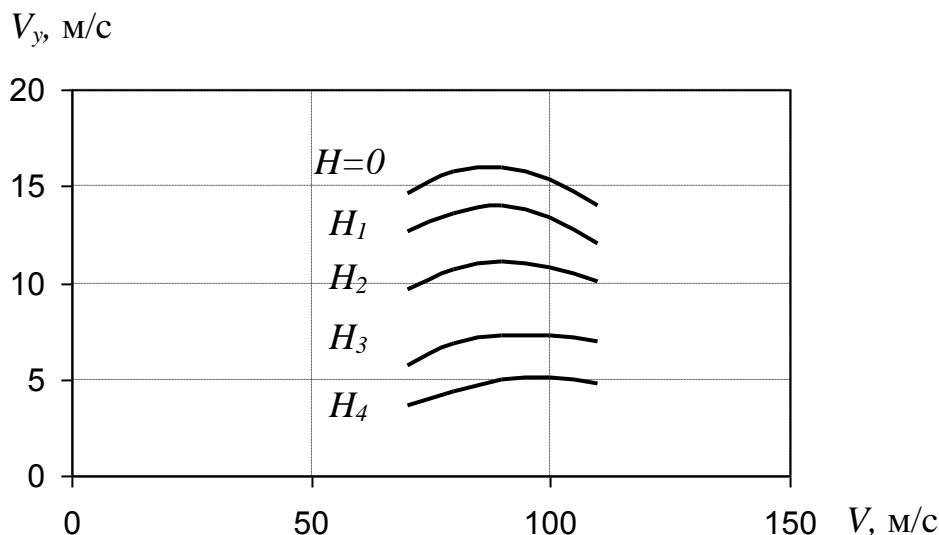


Рис. 2

Расчеты проводить в табличной форме (табл. 3). Диапазон углов атаки необходимо выбирать из условия, чтобы максимальная вертикальная скорость находилась внутри выбранного диапазона. Как правило, это диапазон углов атаки от 0 до 5 градусов.

Таблица 3

H км	ρ , кг/м ³	α , град	C_y	K	V , м/с	P_p , Н	P_n , Н	V_y , м/с
0	1.225	α_1						
		α_2						
							
		α_i						
H_2	α_1						
							
		α_i						
.....								
H_k								

Имея таблицу максимальных вертикальных скоростей $V_{y_{\max}}=f(H)$, можно получить время, необходимое для набора высоты, пройденное при этом расстояние и количество затраченного топлива.

Минимальное время подъема на конечную высоту равно

$$t_{\text{наб}} = \int_0^{H_k} \frac{dH}{V_{y_{\max}}(H)}$$

Весь диапазон высот разбивается на ряд интервалов ΔH_i , и определяется время набора данного интервала высоты:

$$\Delta t_i = \frac{\Delta H_i}{60V_{y_{\max \text{ ср}}}}$$

где $\Delta H_i = H_{i+1} - H_i$;

$V_{y_{\max \text{ ср}}}$ - среднее значение вертикальной максимальной скорости на заданном интервале ΔH_i , которое определяется следующим образом :

$$V_{y_{\max \text{ ср}}} = \frac{V_{y_{\max}}(H_{i+1}) + V_{y_{\max}}(H_i)}{2}.$$

Время подъема на высоту H_k

$$t = \sum_i t_i.$$

Расстояние Δl_i , пройденное в процессе набора высоты, определяется на каждом интервале ΔH_i .

$$\Delta l_i = \Delta t_i * V_{\text{ср}} * 0,06 \text{ (км)},$$

$V_{\text{ср}}$ - среднее значение скорости полета на заданном интервале ΔH_i , которое определяется следующим образом :

$$V_{\text{ср}} = \frac{V(H_{i+1}) + V(H_i)}{2}.$$

Расстояние, пройденное самолетом при подъеме на высоту H_k :

$$l_H = \sum_i l_i.$$

Масса топлива Δm_i , затраченного на интервале ΔH_i , определяется:

$$\Delta m_i = C_e * N,$$

где C_e – удельный расход топлива при максимальных оборотах двигателя
 N – мощность двигателя при максимальных оборотах, определяется согласно [3] и прил. 1.

Масса топлива, затраченного для подъема на заданную высоту m_H , определяется:

$$m_H = \sum_i m_i$$

Расчет производится в табличной форме (табл. 4)

Таблица 4

H_i	0	H_1	H_2	H_k
$V_{y_{\max \text{ ср}}}$, М/с					
$V_{\text{ср}}$, М/с					
t_i , МИН					
t , МИН					
l_i , КМ					
l_H , КМ					
N , Л.С					
m_i , КГ					
m_H , КГ					

4. Расчет дальности

Расчет дальности будем проводить для заданных скоростей и высот полета. В качестве расчетных рассмотрим два режима полета.

Дальность полета будет складываться из следующих составляющих:

- расстояния пройденного при наборе высоты, l_H ;
- дальности горизонтального полета, $l_{ГП}$;
- расстояния пройденного при снижении, $l_{СН}$

Формула для определения дальности горизонтального полета самолета с винтовым двигателем:

$$l_{\text{ГП}} = 270 \frac{m_p K \eta}{C_e m_{\text{ср}}},$$

где $m_{\text{ср}}$ - средняя полетная масса самолета;

m_p – располагаемый запас топлива на участке горизонтального полета;

C_e - удельный расход топлива (кг/(л.с*час));

K – аэродинамическое качество;

η - КПД винта.

$$m_p = m_{\text{Г}} - m_{\text{Н}} - m_{\text{з}},$$

где $m_{\text{з}}$ - запас топлива, включающий в себя невырабатываемый остаток, гарантированный запас, топливо, необходимое при посадке и для движения по земле (разбег, пробег, рулежки). Величину $m_{\text{з}}$ примем равной 10% от полного запаса топлива $m_{\text{Г}}$.

В качестве расчетного режима выберем полет на заданной высоте с углом атаки, при котором величина продольного момента $m_z=0$, что соответствует сбалансированному полету без вмешательства рулем высоты. Угол атаки, соответствующий $m_z=0$, определяем по графику $m_z=f(\alpha)$ [1].

Для определения КПД винта, соответствующего выбранному режиму полета, необходимо выполнить следующие действия.

1. Определяем потребные скорость и тягу, для выбранного угла атаки.
2. Наносим на один график зависимости потребной тяги и располагаемых тяг для различных чисел оборотов двигателя от скорости для заданной высоты полета.
3. По данному графику определяем число оборотов двигателя n , необходимое для полета на заданном режиме.
4. Находим значения относительной поступи $\lambda = \frac{V}{nD}$,

где D – диаметр винта.

5. По диаграмме винта [3] определяем КПД
Значение $C_e=f(n)$ определяем по прил. 1.

Повторяем данный расчет для режима максимального качества.

Расстояние, пройденное при снижении, определяется по приближенной формуле:

$$l_{\text{СН}} = H/K.$$

При снижении выбирается один расчетный режим – режим максимального качества.

Дальность полета определяется $L = l_{\text{Н}} + l_{\text{ГП}} + l_{\text{СН}}$.

6. Указания по составлению отчета

Отчет должен содержать исходные данные и три расчетных раздела: расчет характерных скоростей и высот полета, расчет скороподъемности и дальности. Исходные данные задаются преподавателем, а также берутся из расчетов, выполненных согласно [1], [2], [3]. Должны быть представлены необходимые геометрические и массовые характеристики, а также зависимости $C_x=f(\alpha)$, $C_y=f(\alpha)$, $mz=f(\alpha)$, $K=f(\alpha)$.

В расчетных разделах должны быть представлены все расчетные формулы, таблицы (табл. 1-4), графики (рис. 1,2), а также зависимости располагаемых и потребных тяг от скорости в разделах: характерные скорости и расчет дальности.

Список литературы

1. Расчетное определение аэродинамических характеристик системы «крыло-оперение»: метод. указания к лаб. работе для студентов кораблестроительных специальностей всех форм обучения /НГТУ; сост.: А.А. Болотин. Н.Новгород, 2004. 11 с.
2. Расчет сопротивления самолета при нулевой подъемной силе: метод. указания к лаб. работе для студентов кораблестроительных специальностей всех форм обучения /НГТУ; сост.: А.А. Болотин. Н.Новгород, 2008. 8 с.
3. Выбор воздушного винта и получение скоростной характеристики : метод. указания к лаб. работе для студентов кораблестроительных специальностей всех форм обучения /НГТУ; сост.: А.А. Болотин. Н.Новгород, 2007. 12 с.
4. Остославский И.В. Аэродинамика самолета / И.В. Остославский. М.: Оборонгиз, 1957.
5. Бадягин А. Д., Проектирование легких самолетов / А.Д. Бадягин, Ф.А. Мухаммедов. М.: Машиностроение, 1978.

Приложение 1

Зависимость изменения мощности двигателя от высоты полета можно выразить следующей формулой:

$$N=N_0*k,$$

где N_0 – мощность двигателя на высоте $H=0$;

k – коэффициент падения мощности, определяется по графику (рис 3).

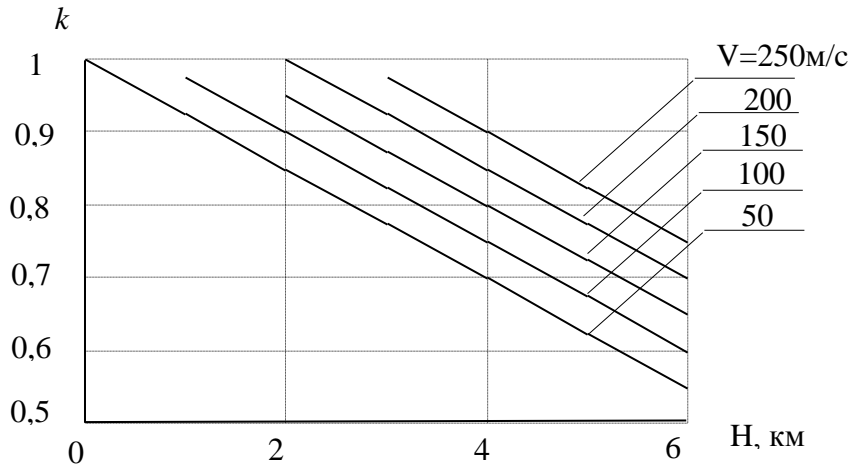


Рис. 3

Зависимость изменения тяги винта от высоты полета можно выразить следующей формулой:

$$P_H = k * P_0 * 2.64 \frac{(288 - 6,5H)(20 - H)}{760(20 + H)},$$

где P_0 – тяга на высоте $H=0$;

P_H – тяга на заданной высоте H .

Для определения значений удельного расхода топлива можно воспользоваться следующим графиком.

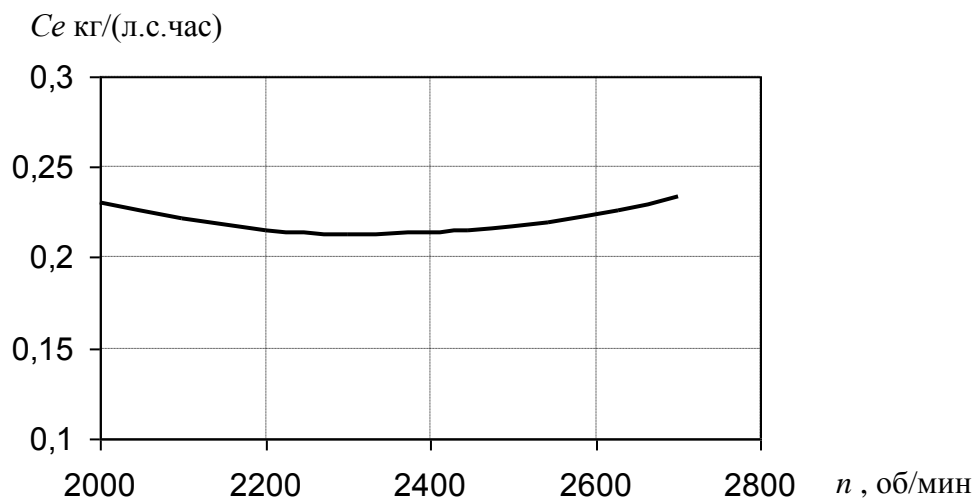


Рис. 4

