

УДК 621.396.67

Ю.М. Осипов, С.В. Орлов

Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОТРЕБНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ ЛЁГКИХ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В статье представлена оценка ожидаемых массово-габаритных характеристик лёгких беспилотных летательных аппаратов, методика определения потребной тяги и расхода топлива двигателя в зависимости от массы беспилотного летательного аппарата, заданной высоты и скорости крейсерского полёта. Полученные результаты позволяют предварительно задать проектные параметры для разработки турбореактивного двигателя или подобрать один из созданных двигателей для проектируемого беспилотного летательного аппарата.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, потребные характеристики двигателя, маршевая тяга двигателя.

Введение

Постановка проблемы. Актуальной задачей является создание отечественных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) различного назначения. Одно из основных требований к ним – небольшая масса и стоимость.

В статье рассматриваются лёгкие БПЛА со стартовой массой от 50 кг до 250 кг, оснащённые турбореактивным двигателем (ТРД). Предполагается, что БПЛА могут совершать крейсерский полёт на высотах до 10 км с числами Маха 0,7 – 0,9.

Цель статьи – определение ожидаемых массово-габаритных характеристик БПЛА, оценка потребной тяги и расхода топлива ТРД в зависимости от массы БПЛА, заданной высоты и скорости крейсерского полёта.

Основной раздел

В качестве прототипа выбран БПЛА ADM-160 MALD с дальностью полёта 450 км, предназначенный для запуска с самолётов. Конструктивная схема, основные размеры и технические характеристики БПЛА ADM-160 MALD приведены в табл. 1 и на рис. 1.

Таблица 1

Характеристики БПЛА ADM-160 MALD

Масса БПЛА взлётная, кг	45,8
Масса БПЛА пустого, кг	36,5
Диаметр корпуса, м	0,152
Длина, м	2,31
Тяга двигателя (ТРД), Н (22,75 кгс)	223
Дальность полёта, км	450
Максимальная скорость полёта, км/час	900 ($\mu = 0,8$)
Размах крыльев, м	0,65
Площадь в плане двух крыльев, м кв.	0,0647

Геометрические характеристики БПЛА типа ADM-160 MALD с разной массой определяются при

одинаковой нагрузке на несущие поверхности, площади которых пропорциональны массе БПЛА. При этом условии размах и хорды крыльев и хвостового оперения будут возрастать пропорционально массе БПЛА в степени 0,5. Удлинения крыльев и лопастей хвостового оперения у всех БПЛА будут одинаковы. Равная нагрузка на несущие поверхности обеспечивает примерно одинаковые лётные характеристики БПЛА с разной массой.

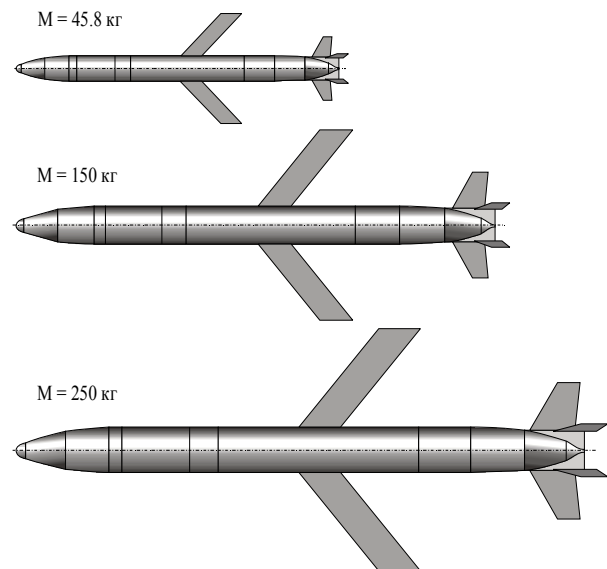


Рис. 1. Общий вид рассмотренных БПЛА типа ADM-160 MALD

Ожидаемые размеры БПЛА можно оценить приближённо, предполагая, что конструктивная плотность (отношение массы к объёму) БПЛА с разной стартовой массой одинакова. При этом условии, в частности, диаметр корпуса D , длина БПЛА L , площадь крыльев $S_{кр}$, хорда крыла $b_{кр}$, размах крыльев $L_{кр}$ будут

равны $D = D_0 \sqrt[3]{\frac{M}{M_0}}$; $L = L_0 \cdot \frac{D}{D_0}$; $S_{кр} = S_{кр0} \cdot \frac{M}{M_0}$;

$$b_{кр} = b_{кр0} \cdot \sqrt{\frac{M}{M_0}}; \quad L_{кр} = \frac{S_{кр}}{b_{кр}} + D, \text{ где индексом «0»}$$

обозначены соответствующие характеристики БПЛА ADM-160 MALD (табл. 1).

Массовые и геометрические характеристики рассматриваемых БПЛА типа ADM-160 MALD с одинаковой нагрузкой на несущие поверхности приведены в табл. 2, а их общий вид показан на рис. 1.

Таблица 2

Ожидаемые массово-габаритные характеристики БПЛА (нагрузка на несущие поверхности такая же, как у ADM-160 MALD)

Масса БПЛА, кг	50	100	150	200	250
Диаметр корпуса, м	0,157	0,197	0,226	0,248	0,268
Длина БПЛА, м	2,38	3,0	3,43	3,78	4,07
Размах крыльев, м	0,677	0,933	1,127	1,289	1,431
Площадь крыльев, кв.м	0,071	0,141	0,212	0,283	0,353
Размах гориз. оперения, м	0,392	0,532	0,637	0,725	0,802
Площадь поверх. 1 руля, кв.м	0,013	0,026	0,038	0,051	0,064

Аэродинамические характеристики БПЛА типа ADM-160 MALD с одинаковой нагрузкой на несущие поверхности в зависимости от параметров движения, массы и соответствующих размеров несущих поверхностей найдены по методике, основанной на материале, изложенном в [1]. Они представлены в виде обобщённых аппроксимированных зависимостей.

При балансировочном режиме полёта БПЛА, когда сумма моментов аэродинамических сил корпуса, крыльев и горизонтального хвостового оперения относительно центра масс равна нулю, балансировочный угол поворота рулей высоты (лопастей горизонтального хвостового оперения) $\delta(\mu, \alpha)$, коэффициенты силы аэродинамического сопротивления $C_x(\mu, \alpha, h, M)$ и подъёмной силы $C_y(\mu, \alpha, M)$ определяются по формулам (угол атаки α задаётся в градусах):

$$\delta(\mu, \alpha) = (-18,751 + 0,442 \cdot \mu - 0,743 \cdot \mu^8) \cdot 0,1 \cdot \alpha;$$

$$C_x(\mu, \alpha, h, M) = (0,304 + 0,063 \cdot \mu - 0,071 \cdot \mu^2 + 0,141 \cdot \mu^6) \cdot q(h) \cdot f(\alpha, M) + F(\alpha, M);$$

$$C_y(\mu, \alpha, M) = (0,571 + 0,02 \cdot \mu + 0,162 \cdot \mu^5) \cdot 0,1 \cdot \alpha \cdot (1,288 - 0,073 \cdot \sqrt[4]{M}),$$

$$f(\alpha, M) = (0,144 + 3,805 \cdot 10^{-3} \cdot \alpha^2) \cdot$$

где

$$(0,817 + 0,957 \cdot M^{-0,3});$$

$$q(h) = 1 + h \cdot 3 \cdot 10^{-6};$$

$$F(\alpha, M) = 1,3 \cdot 10^{-4} \cdot (1 - 0,067 \cdot \alpha) \cdot (250 - M);$$

μ – число Маха; h – высота полёта в м; α – угол атаки БПЛА.

Если угол поворота рулей высоты равен нулю, то коэффициенты аэродинамических сил определяются по формулам –

$$C_{x0}(\mu, \alpha, h, M) = (0,317 + 0,067 \cdot \mu - 0,066 \cdot \mu^2 + 0,133 \cdot \mu^6) \cdot$$

$$q_0(h) \cdot f_0(\alpha, M) + F_0(\alpha, M);$$

$$C_{y0}(\mu, \alpha, M) = (1,015 + 0,068 \cdot \mu + 0,291 \cdot \mu^6) \cdot 0,1 \cdot \alpha \cdot (1,232 - 0,059 \cdot \sqrt[4]{M}),$$

$$f_0(\alpha, M) = (0,138 + 3,834 \cdot 10^{-3} \cdot \alpha^2) \times$$

где

$$\times (0,826 + 0,911 \cdot M^{-0,3});$$

$$q_0(h) = 1 + h \cdot 3,2 \cdot 10^{-6};$$

$$F_0(\alpha, M) = 1,375 \cdot 10^{-4} \cdot (1 - 0,067 \cdot \alpha) \cdot (250 - M).$$

У БПЛА с нормальной аэродинамической схемой при установившемся горизонтальном полёте в балансировочном режиме углы атаки рулей высоты меньше углов атаки БПЛА или отрицательны. В этом случае подъёмная сила существенно меньше, чем при нулевых углах поворота рулей высоты.

Потребную маршевую тягу двигателя БПЛА в крейсерском полёте можно определить, рассматривая установившийся горизонтальный полёт БПЛА в балансировочном режиме на расчётной высоте с расчётным числом Маха. Все силы, действующие на него, должны быть уравновешены как в горизонтальном, так и в вертикальном направлениях.

Уравнения равновесия БПЛА в скоростной системе координат имеют вид (угол атаки α задаётся в градусах):

в горизонтальном направлении –

$$P(\mu, h, M) \cdot \cos(\alpha \cdot \pi / 180) = X(\mu, \alpha, h, M); \quad (1)$$

в вертикальном направлении –

$$P(\mu, h, M) \cdot \sin(\alpha \cdot \pi / 180) + Y(\mu, \alpha, h, M) = M \cdot g(h), \quad (2)$$

где $P(\mu, h, M)$ – тяга двигателя;

$X(\mu, \alpha, h, M) = C_x(\mu, \alpha, h, M) \cdot q(\mu, h) \cdot S_{кр}(M)$ – сила аэродинамического сопротивления;

$$Y(\mu, \alpha, h, M) = C_y(\mu, \alpha, M) \cdot q(\mu, h) \cdot S_{кр}(M) –$$

подъёмная сила; $q(\mu, h)$ – скоростной напор; $g(h)$ – ускорение земного тяготения.

При заданных значениях высоты полёта и числа Маха равновесие БПЛА обеспечивается, если тяга и угол атаки имеют вполне определённые величины. Полученные выражения $C_y(\mu, \alpha, M)$ и $C_x(\mu, \alpha, h, M)$ позволяют найти вначале функцию потребного угла атаки, исключив из уравнений (1) и (2) тягу,

$$X(\mu, \alpha, h, M) \cdot \operatorname{tg}(\alpha \cdot \pi / 180) + Y(\mu, \alpha, h, M) = M \cdot g(h).$$

Принимая $\operatorname{tg}(\alpha \cdot \pi / 180) = \alpha \cdot \pi / 180$, что справедливо при небольших углах атаки, можно получить и решить кубическое уравнение относительно функции потребного угла атаки $\alpha_p(\mu, h, M)$. Нужно заметить, что потребные углы атаки БПЛА с одинаковой нагрузкой на несущие поверхности мало зависят от массы БПЛА. Они близки по величине к потребным углам атаки БПЛА-прототипа.

Углы атаки рулей высоты (в градусах) с учётом балансировочных углов их поворота определяются по формуле –

$$\alpha_r(\mu, h, M) = \alpha_p(\mu, h, M) \cdot$$

$$\left(1 + (-18,751 + 0,442 \cdot \mu - 0,743 \cdot \mu^8) \cdot 0,1\right)$$

Потребная маршевая тяга двигателя $P_p(\mu, h, M)$ при расчётных параметрах движения в горизонтальном полёте БПЛА с массой M определяется из уравнения (1) или (2) при найденных потребных углах атаки $\alpha_p(\mu, h, M)$ –

$$P_p(\mu, h, M) = \frac{X_p(\mu, h, M)}{\cos(\alpha_p(\mu, h, M) \cdot \pi / 180) \cdot g(h)} \text{ кГс,}$$

где $X_p(\mu, h, M)$ – сила аэродинамического сопротивления $X(\mu, \alpha, h, M)$ при $\alpha = \alpha_p(\mu, h, M)$.

Зависимость потребной маршевой тяги от высоты крейсерского полёта, числа Маха и массы БПЛА с одинаковой нагрузкой на несущие поверхности показана на рис. 2.

Величина потребной тяги двигателя БПЛА может быть минимальной при определённых значениях чисел Маха в зависимости от высоты полёта и массы БПЛА. При выборе проектных параметров БПЛА в процессе разработки технического задания целесообразно добиваться величины потребной маршевой тяги, близкой к минимальной. В этом случае может быть уменьшена масса топлива, расходуемая ТРД при крейсерском режиме полёта БПЛА.

Для разработки турбореактивного двигателя (ТРД), который может обеспечить расчётные параметры движения БПЛА с расчётной массой, нужно задавать тягу ТРД на стенде. Предполагалось, что

БПЛА оснащается турбореактивным двигателем с центробежным компрессором и одноступенчатой турбиной. Температура газа перед турбиной равна 1000 К, степень сжатия в компрессоре 3,5.

Предварительно выполнены энергетический расчёт ТРД, расчёт высотно-скоростной и дроссельной характеристик ТРД по методике, основанной на материале, изложенном в [4 – 6].

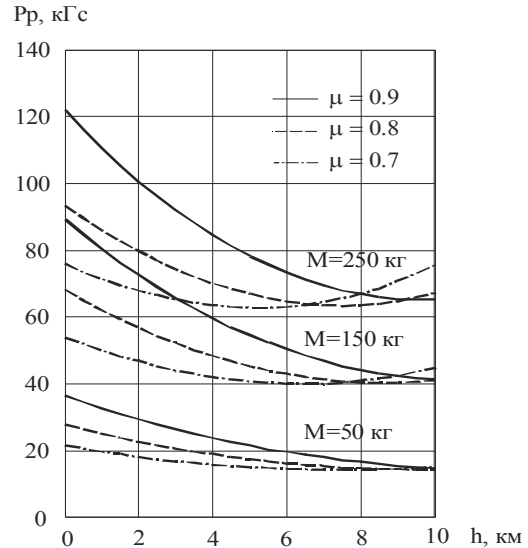


Рис. 2. Зависимость потребной маршевой тяги двигателя от массы и расчётных параметров крейсерского полёта БПЛА

Потребную тягу в стендовых условиях можно рассчитать, зная зависимость тяги ТРД от высоты полёта, числа Маха и тяги, создаваемой на стенде (высотно-скоростную характеристику ТРД). Аппроксимация полученной зависимости даёт следующее выражение тяги ТРД при неизменном режиме его работы –

$$P(\mu, h, P_o) = (200 - 118,61 \cdot \mu + 122,67 \cdot \mu^2) \cdot F_1(h) \cdot F_2(P_o) / g(h), \text{ кГс,}$$

где P_o – тяга ТРД на стенде в Н;

$$F_1(h) = 1 - 6,984 \cdot 10^{-5} + 1,2979 \cdot 10^{-9} \cdot h^2;$$

$$F_2(P_o) = -1,573 \cdot 10^{-4} + 4,999 \cdot 10^{-3} \cdot P_o;$$

$g(h)$ – ускорение земного тяготения.

Тягу двигателя на стенде в зависимости от потребной тяги на расчётной высоте полёта H_p при заданном числе Маха μ_p , при известной массе БПЛА M_p и на одном и том же режиме работы ТРД можно определить, отыскивая корни уравнения $P(\mu_p, H_p, P_o) = P_p(\mu_p, H_p, M_p)$.

Тяга ТРД на стенде, обеспечивающая расчётные параметры крейсерского полёта БПЛА с заданной массой при неизменном (маршевом) режиме работы двигателя показана на рис. 3.

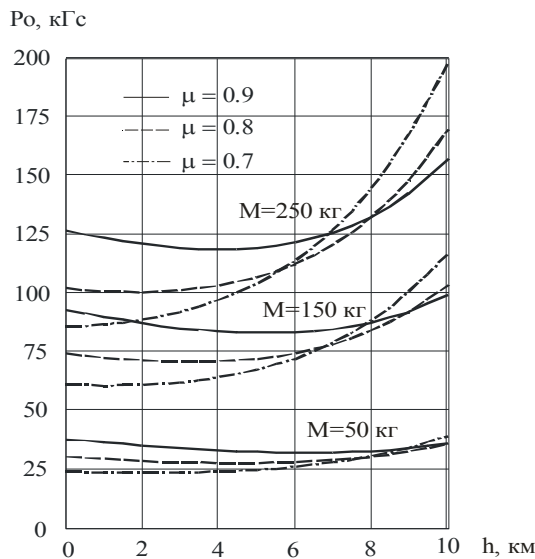


Рис. 3. Зависимость потребной тяги ТРД на стенде при маршевом режиме работы от заданных параметров крейсерского полёта и массы БПЛА

Потребная тяга двигателя при установившемся горизонтальном полёте БПЛА на расчётной высоте и с расчётным числом Маха обычно создаётся на маршевом режиме работы ТРД. Основные (маршевые) рабочие режимы двигателей БПЛА лежат в диапазоне от 70 до 95% от максимального режима [3], т.е. отношение максимальной тяги к маршевой находится в пределах примерно $K_p = 1,5 - 1,05$.

Приблизительно можно считать, что максимальная тяга ТРД на стенде будет также в K_p раз больше найденной тяги на маршевом режиме работы двигателя. Её можно определить, умножая найденные значения тяги на стенде при маршевом режиме работы ТРД на коэффициент K_p .

Зависимость секундного расхода топлива от высоты полёта, числа Маха и тяги ТРД на стенде найдена при расчёте характеристик ТРД для БПЛА [4 – 6]. Она аппроксимируется формулой –

$$m_c(\mu, h, P_0) = (6,432 + 2,872 \cdot \mu^2) \times$$

$$\times (-2,798 + 5,016 \cdot P_0) \cdot 10^{-6} \cdot T_1(h), \text{ кг/с,}$$

где P_0 – тяга ТРД на стенде в Ньютонах при заданном режиме работы $T_1(h) = 1 - 3,975 \cdot 10^{-4} \cdot h^{0,8}$.

Выводы

При выборе высоты и числа Маха крейсерского полёта БПЛА с заданной массой целесообразно обеспечивать потребную величину максимальной тяги ТРД на стенде, близкую к минимальной. Уменьшение потребной максимальной тяги двигателя в стендовых условиях может обеспечить уменьшение его массы, массы топлива при заданной дальности полёта, массы и стоимости БПЛА в целом.

Полученные результаты позволяют предварительно задать проектные параметры для разработки ТРД или подобрать один из разработанных двигателей для проектируемого БПЛА.

Список литературы

1. Васильев В.В. Расчёт аэродинамических характеристик летательных аппаратов / В.В. Васильев, В.Г. Шахов, С.В. Юрин. – Куйбышев, КуАИ, 1986. – 68 с.
2. Гусейнов А.В. Особенности проектирования крылатых ЛА с ВРД: уч. пособ. / А.В. Гусейнов. – М., 1987. – 86 с.
3. Ростопчин В.В. Микро-ТРД для беспилотных летательных аппаратов / В.В. Ростопчин. – ЦНИИ АРКС, 2005. – 241 с.
4. Теория реактивных двигателей. Рабочий процесс и характеристики / Б.С. Стечкин, П.К. Казанджан, Л.П. Алексеев и др. – М.: ГИЗ оборонной промышленности, 1958. – 120 с.
5. Теория и расчёт воздушно-реактивных двигателей: учебн. для вузов; 2-е изд., перераб. и доп. / под ред. С.М. Шляхтенко. – М.: Машиностроение, 1987. – 568 с.
6. Энергетический расчёт турбореактивного двигателя с форсажной камерой / Сост. М.Н. Галкин, К.А. Малиновский. – М.: МАТИ им. К.Э. Циолковского, 1985. – 351 с.

Поступила в редколлегию 14.04.2015

Рецензент: канд. техн. наук, проф. Ю.И. Миргород, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков.

ВИЗНАЧЕННЯ ПОТРІБНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ДВИГУНІВ ДЛЯ ЛЕГКИХ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

Ю.М. Осипов, С.В. Орлов

В статті представлена оцінка масово-габаритних характеристик, які очікуються, легких безпілотних літальних апаратів, методика визначення потрібної тяги та розходу палива двигуна в залежності від маси безпілотного літального апарату, заданої висоти та швидкості крейсерського польоту. Отримані результати дозволяють попередньо задавати проектні параметри для розробки турбореактивного двигуна або підібрати один з створених двигунів для безпілотного літального апарату, що проектується.

Ключові слова: безпілотний літальний апарат, потрібні характеристики двигунів, маршова тяга двигуна.

DEFINITION OF REQUIREMENT SPECIFICATIONS ENGINE FOR LIGHT UNMANNED AERIAL VEHICLES

U.M. Osipov, S.V. Orlov

The paper presents an assessment of the expected mass-dimensional characteristics of light drones method of determining the required thrust and fuel consumption of the engine depending on the weight of the unmanned aerial vehicle, a predetermined height and speed cruise flight. The obtained results allow to pre-set design parameters for the development of the jet engine or choose one of the engines created for the planned UAV.

Keywords: mean unmanned aerial vehicle, needs engine performance, sustainer engine thrust.