

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.

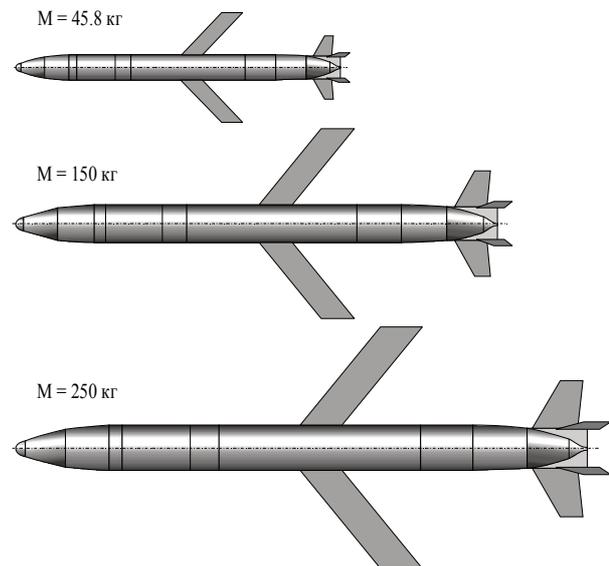


Рис. 1. Общий вид рассмотренных БПЛА типа ADM-160 MALD

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  $\alpha$  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

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

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

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

$\mu$  – число Маха;  $h$  – высота полёта в м;  $\alpha$  – 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  $\alpha$  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 балансирующих углов их поворота определяются по формуле –

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

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

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].

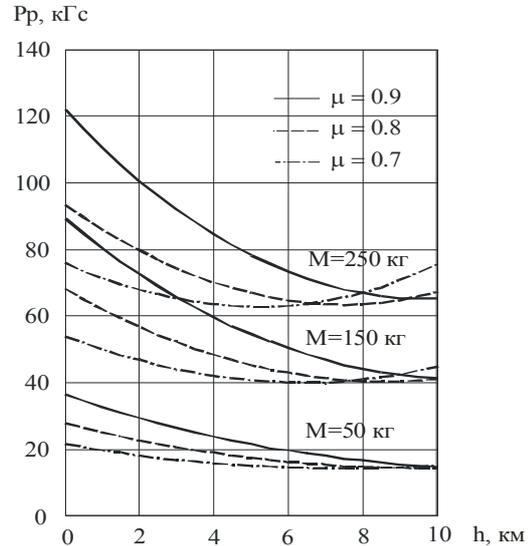


Рис. 2. Зависимость потребной маршевой тяги двигателя от массы и расчётных параметров крейсерского полёта БПЛА

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 –

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

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  $\mu_p$ , 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.

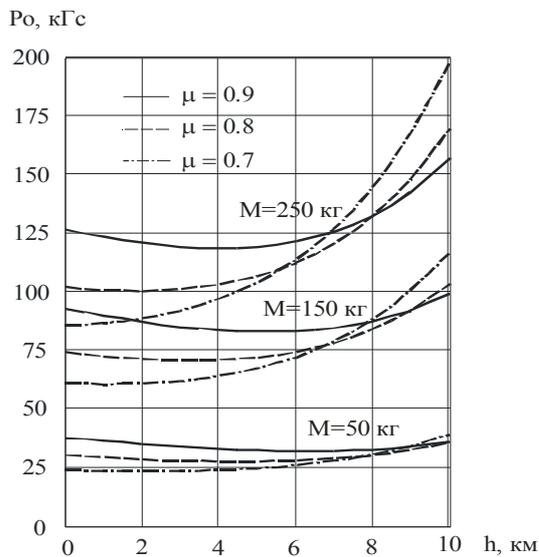


Рис. 3. Зависимость потребной тяги ТРД на стенде при маршевом режиме работы от заданных параметров крейсерского полёта и массы БПЛА

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. Росточин В.В. Микро-ТРД для беспилотных летательных аппаратов / В.В. Росточин. – 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.