

УДК 621.396.67

Ю.М. Осипов, С.В. Орлов

Харьковский университет воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков

СТАРТ ЛЁГКИХ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В статье представлены определение дальности и продолжительности участка траектории полёта беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) до достижения высоты и скорости крейсерского полёта, оценка потребных характеристик двигателей БПЛА и ускорителей при пуске с наземных пусковых установок (ПУ). Определены характеристики стартовых участков траектории полёта при запуске БПЛА с вертолёта. Показано, что унифицированные БПЛА с различными типами старта могут иметь приемлемые дальность, продолжительность стартовых участков траектории и затраты топлива при достаточно большом отношении максимальной тяги двигателя к его маршевой тяге.

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

Постановка проблемы

Унифицированные беспилотные летательные аппараты (БПЛА) должны быть пригодны для запуска с наземных пусковых установок (ПУ) и с авиационных носителей.

Участок полёта с момента запуска БПЛА до достижения заданных высоты и скорости крейсерского полёта назовём стартовым. Целью является определение дальности и продолжительности стартового участка траектории полёта БПЛА, оценка потребных характеристик двигателей БПЛА и ускорителей при запуске с наземных пусковых установок (ПУ).

Рассматриваются БПЛА типа ADM-160 MALD с массами от 50 кг до 250 кг, способные совершать крейсерский полёт на высотах до 10 км с числами Маха 0,7 – 0,9. Их массово-габаритные, аэродинамические характеристики и тяговые характеристики турбореактивных двигателей (ТРД) приведены в [1].

Пуск БПЛА с самолётов не создаёт проблем благодаря достаточно высокой скорости их полёта. Однако следует оценить минимальные числа Маха, при которых БПЛА может совершать горизонтальный полёт при маршевом режиме работы ТРД. При большей скорости полёта носителя не будет значительной потери высоты полёта БПЛА после запуска с самолёта.

Решение проблемы

Если принять максимальный допустимый угол атаки БПЛА $+15^\circ$, то можно найти для каждой высоты полёта минимальную величину числа Маха, при которой подъёмная сила достаточна для уравновешивания БПЛА в вертикальном направлении. Для этого следует определить в зависимости от высоты полёта h и массы БПЛА M корни уравнения

$$\alpha_p(\mu, h, M) - 15 = 0,$$

где $\alpha_p(\mu, h, M)$ – потребный угол атаки для горизонтального полёта [1].

Зависимость от h и M минимальных чисел Маха μ_{\min} , при которых возможен горизонтальный полёт БПЛА, показана на рис. 1.

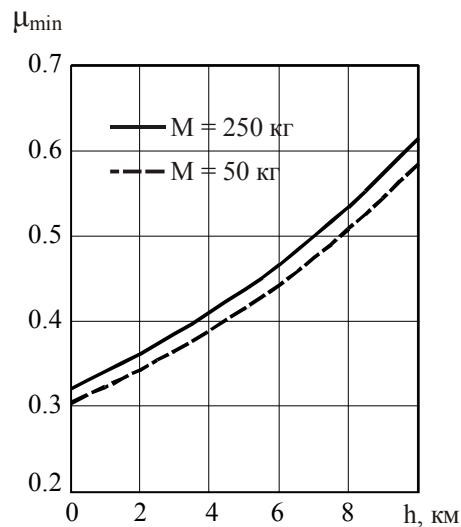


Рис. 1. Минимальные числа Маха при горизонтальном полёте БПЛА

Наземный старт БПЛА с околосвуковой скоростью крейсерского полёта осуществляется с помощью ускорителя, который должен обеспечить необходимую начальную скорость полёта. Предполагается, что пуск БПЛА осуществляется с помощью твёрдотопливного ускорителя по направляющей, установленной под углом к горизонту. До достижения расчётных параметров движения БПЛА двигатель развивает максимальную тягу, а на участке крейсерского полёта работает на маршевом режиме с тягой, обеспечивающей установившийся горизонтальный полёт.

Минимальные числа Маха, при которых возможен полёт БПЛА у земли при максимальной тяге

двигателя и дальнейший набор высоты и скорости, можно определить в зависимости от массы БПЛА, отыскивая корни следующего уравнения при заданном отношении максимальной тяги ТРД к его тяге на маршевом режиме работы (коэффициент K_p)

$$\alpha_{pm}(\mu, h = 0, M) - 15 = 0,$$

где

$$\alpha_{pm}(\mu, h = 0, M) = \frac{M \cdot g(h = 0)}{K_p \cdot P(\mu, h = 0, P_0) \cdot g(0) \cdot \frac{\pi}{180} + \frac{C_y(\mu, \alpha, M)}{\alpha} \cdot q(\mu, h = 0) \cdot S_{kr}(M)}$$

потребный угол атаки при полёте у земли с максимальной тягой ТРД;

$P(\mu, h = 0, P_0)$ - маршевая тяга ТРД у земли;

$P_0(\mu_p, H_p, M)$ - маршевая тяга ТРД на стенде,

обеспечивающая заданные параметры крейсерского полёта БПЛА с массой M .

$C_y(\mu, \alpha, M)$ - коэффициент подъёмной силы;

$g(0)$ - ускорение земного тяготения у земли;

$q(\mu, h = 0)$ - скоростной напор у земли;

$S_{kr}(M)$ - площадь крыльев.

Выражения этих функций содержатся в [1].

Минимальные числа Маха μ_{mz} , при которых возможен полёт у земли рассматриваемых БПЛА с максимальной тягой двигателя $P_{0 \text{ макс}}$ при $K_p = 1.5$, показаны на рис. 2 в зависимости от массы БПЛА.

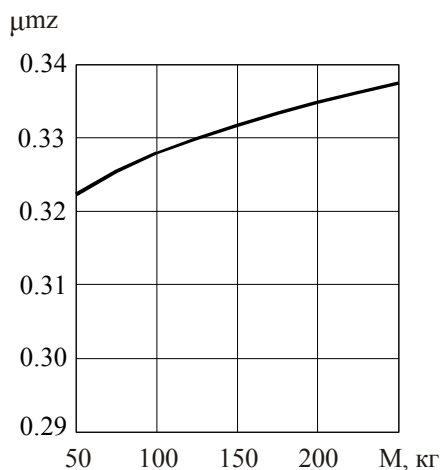


Рис. 2. Минимальные числа Маха при полёте БПЛА у земли с $P_{0 \text{ макс}}$

Полученные результаты позволяют сделать вывод о том, что при наземном пуске БПЛА необходимо обеспечить "скорость входа в полёт", соответствующую числу Маха не менее 0,32 – 0,34 (рис. 2).

При расчёте ускорителя принято условие, что он должен обеспечить "скорость входа в полёт", соответствующую числу Маха $\mu_u = 0,4$. Его основные характеристики можно оценить последовательными приближениями следующим образом.

Задаются: масса ускорителя M_{un} в первом приближении (примерно 10% от массы БПЛА); осевая перегрузка $n = 2,5$; удельный импульс тяги ускорителя $J_u = 2300$ Нс/кг; отношение массы конструкции M_{ku} ускорителя к массе топлива M_{tu} в нём – $\alpha_{ku} = 0,33$ (по статистике). При допущении, что ускорение j_u БПЛА создаётся тягой только ускорителя P_u и не меняется во время его работы, определяются:

- потребная скорость в конце работы ускорителя $V_u = \mu_u \cdot 340$, м/с;

- $P_u = n \cdot (M + M_u) \cdot g(h = 0)$ тяга ускорителя;

- ускорение БПЛА при работе ускорителя

$$j_u = P_u \cdot (M + M_u)^{-1} \text{ м/с}^2;$$

- время работы ускорителя $\tau_u = V_u \cdot j_u^{-1}$, сек;

- масса топливного заряда ускорителя

$$M_{tu} = P_u \cdot \tau_u \cdot J_u^{-1} \text{ кг};$$

- масса ускорителя $M_u = M_{tu} \cdot (1 + \alpha_{ku})$, кг.

Вычисления повторяются до получения равенства $M_u = M_{un}$.

Расчётные характеристики ускорителей представлены в табл. 1. Они вполне приемлемы и реализуемы.

В расчётах траекторий и параметров движения на стартовом участке полёта БПЛА с массами 50 кг и 250 кг в качестве примера приняты расчётная высота крейсерского полёта $H_p = 5$ км и число Маха $\mu_p = 0,9$. На эти параметры рассчитаны и тяговые характеристики ТРД [1]. Результаты расчётов получены с использованием высотно-скоростной характеристики ТРД численным интегрированием уравнений движения БПЛА [2,3,4,5] и представлены на рис. 3 и в табл. 1.

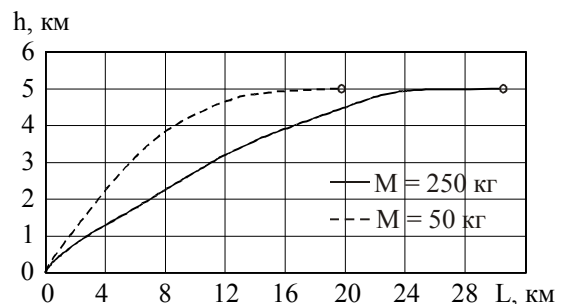


Рис. 3. Стартовые участки полёта БПЛА, рассчитанных для крейсерского полёта на высоте 5 км с числом Маха 0,9 (при $K_p = 1,5$)

Таблица 1

Параметры движения БПЛА на стартовом участке полёта при наземном старте и ожидаемые характеристики ускорителей

Отношение максимальной тяги к маршевой	Кр = 1,5	
	50	250
Стартовая масса БПЛА, кг	50	250
Максимальная тяга ТРД на стенде, кГс	48,7	178
Угол установки направляющих ПУ, град	60,2	54,4
Дальность стартового участка полёта, км	20	31
Время полёта до достижения H_p и μ_p , мин	1 48"	2 33"
Израсходованная масса топлива, кг	1,39	7,5
Масса ускорителя, кг	4,65	23,2
Масса топливного заряда ускорителя, кг	3,5	17,4
Тяга ускорителя, кГс	136	683
Время работы ускорителя, сек	6	6
Максимальная перегрузка при старте	2,5	2,5

Конец стартового участка полёта в каждом расчётном случае отмечен на рис.3 точками.

Расчёты стартовых участков полёта при небольшой максимальной тяге ТРД ($K_p = 1,1$) показали, что дальность и продолжительность стартового участка траектории полёта сильно зависят от тяги двигателя на максимальном режиме работы, т.е. от отношения максимальной тяги ТРД к его маршевой тяге (коэффициент K_p). Так, например, при $K_p = 1,1$ БПЛА с массой 50 кг достигает расчётных параметров крейсерского режима полёта примерно за 3 с половиной минуты на дальности 46 км и при этом расходует 2,12 кг топлива. У БПЛА с массой 250 кг дальность стартового участка траектории составляет 96 км, а его продолжительность – более 8 минут, и расход топлива на этом участке полёта достигает 16,6 кг.

Следовательно, небольшая максимальная тяга двигателей БПЛА не обеспечивает приемлемых характеристик наземного старта.

При достаточно большой максимальной тяге ТРД ($K_p = 1,5$) дальность и продолжительность стартового участка траектории полёта БПЛА, масса расходуемого топлива приемлемы. Разумеется, они могут быть ещё меньше, если использовать более мощный ускоритель, обеспечивающий разгон БПЛА до чисел Маха больше 0,4. Однако масса и стоимость БПЛА с такими ускорителями увеличится.

Старт БПЛА с вертолётa имеет особенности, обусловленные небольшой высотой и сравнительно малой скоростью полёта носителя.

Предполагается, что сброс БПЛА с вертолётa происходит на высоте 3 км при скорости полёта 70 м/с (примерно 250 км/час). Запуск ТРД осуществляется через несколько секунд после сброса БПЛА. До достижения расчётных параметров движения БПЛА двигатель развивает максимальную тягу, а на участке крейсерского полёта работает на маршевом

режиме с потребной тягой, обеспечивающей установившийся горизонтальный полёт.

Расчёт траектории полёта БПЛА выполнен численным интегрированием уравнений движения [2,3,4,5] с использованием найденных аэродинамических характеристик, потребных величин тяги при расчётной высоте H_p и числе Маха μ_p крейсерского полёта, высотнo-скоростной характеристики ТРД [1]. В расчётах в качестве примера заданы: $H_p = 5$ км и $\mu_p = 0,9$.

Расчётные траектории полёта БПЛА до достижения заданных параметров крейсерского полёта показаны на рис. 4.

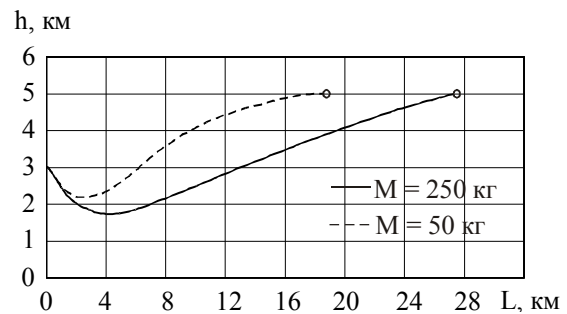


Рис. 4. Траектории полёта БПЛА при старте с вертолётa до достижения высоты $H_p = 5$ км и числа Маха $\mu_p = 0,9$ крейсерского полёта ($K_p = 1,5$)

После сброса с вертолётa происходит значительная потеря высоты полёта БПЛА вследствие малой начальной скорости. При небольшой тяге ТРД БПЛА ($K_p = 1,1$) потеря высоты может быть гораздо больше. Старт с вертолётa таких БПЛА с малой тягой ТРД проблематичен и может потребовать установки на БПЛА твёрдотопливных ускорителей.

Параметры движения БПЛА при старте с вертолётa приведены в табл. 2.

Параметры движения БПЛА при старте с вертолёта
до высоты $H_p = 5$ км и числа Маха $\mu_p = 0,9$ крейсерского полёта

Отношение максимальной тяги ТРД к маршевой	Кр = 1,5	
	Стартовая масса БПЛА, кг	50
Максимальная тяга ТРД на стенде, кГс	48	178
Дальность стартового участка полёта, км	18,8	27,5
Время полёта до достижения H_p и μ_p , мин	1 32"	2 02"
Израсходованная масса топлива, кг	1,2	6,3

Дальность и продолжительность стартового участка полёта БПЛА при запуске с вертолёта лишь немного меньше, чем при наземном старте, если максимальная тяга ТРД достаточно велика ($K_p = 1,5$).

БПЛА достигает параметров крейсерского полёта за 1,5 – 2 минуты на дальности 18,8 – 27,5 км от точки старта.

Выводы

1. БПЛА, предназначенные для запуска только с боевых или военно-транспортных самолётов, могут быть оснащены двигателями с небольшим отношением максимальной тяги к маршевой. Это предопределяет гораздо меньшую массу и стоимость двигателей, топлива и БПЛА в целом по сравнению с унифицированными аппаратами с различными типами старта.

2. Приемлемые характеристики стартового участка траектории полёта (дальность, продолжительность, затраты топлива) при запуске БПЛА с наземной пусковой установки или с вертолёта можно обеспечить при достаточно большой тяге на максимальном режиме работы двигателя (например, при отношении максимальной тяги к марше-

вой 1,5). Это приводит к увеличению массы и стоимости унифицированных БПЛА по сравнению с БПЛА, предназначенными для запуска только с самолётов.

Список литературы

1. Осипов Ю.М. Определение потребных характеристик двигателей для лёгких беспилотных летательных аппаратов / Ю.М. Осипов, С.В. Орлов // Системы озброєння і військова техніка. – 2015. – № 3(43). – С. 27-30.
2. Арёв А.Н. Вопросы проектирования лёгких самолётов. Выбор схемы и параметров / А.Н. Арёв. – М., 2001. – 136 с.
3. Васильев В.В. Расчёт аэродинамических характеристик летательных аппаратов / В.В. Васильев, В.Г. Шахов, С.В. Юрин. - Куйбышев, КуАИ, 1986. – 68 с
4. Гусейнов А.В. Особенности проектирования крылатых ЛА с ВРД. Уч. пос. / А.В. Гусейнов. – М., 1987. – 86 с.
5. Проектирование самолётов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев [и др.]; под ред. С.М. Егера – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.

Поступила в редколлегию 14.08.2015

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

СТАРТ ЛЁГКИХ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АППАРАТІВ

Ю.М. Осіпов, С.В. Орлов

В статті визначаються дальність та тривалість ділянки траєкторії польоту безпілотних літальних апаратів (БПЛА) до досягнення висоти та швидкості крейсерського польоту, оцінюються потрібні характеристики двигунів БПЛА та прискорювачів при пуску з наземних пускових установок. Визначені характеристики стартових ділянок траєкторії польоту при запуску БПЛА з гелікоптера. Визначаються, що БПЛА з різними типами старту можуть мати прийнятні дальність, тривалість стартових ділянок траєкторії і витрати палива при досить великому відношенні максимальної тяги двигуна до його маршової тяги

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

START OF EASY PILOTLESS AIRCRAFTS

U.M. Osipov, S.V. Orlov

In the article presented determination of distance and duration of area of trajectory of no-lemma of pilotless aircrafts to the achievement of height and speed of cruiser no-lemma, estimation of the required descriptions of engines of and accelerating at starting from surface starting options. Descriptions of starting areas of trajectory of flight are certain at the start of from a helicopter. It is shown that compatible with the different types of start can have acceptable distance, duration of starting areas of trajectory and expense of fuel at large enough attitude of maximal traction of engine toward his march.

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