

УДК 621.396.67

Ю.М. Осіпов, С.В. Орлов

Харківський університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба, Харків

ВИЗНАЧЕННЯ ОЧІКУВАНИХ ХАРАКТЕРИСТИК УНІФІКОВАНИХ ТРАНСЗВУКОВИХ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ ШИРОКОГО ПРИЗНАЧЕННЯ

У статті приведена оцінка очікуваних масово-габаритних характеристик легких уніфікованих БПЛА з повітряним і наземним стартом, з визначенням корисним навантаження при заданих параметрах руху на крейсерському режимі польоту та максимальній дальності польоту. Показано, що БПЛА з висотою крейсерського польоту до 10 км із числами Маху 0,7 – 0,9 і з дальністю польоту 400 – 600 км можуть мати стартову масу до 100 кг при масі корисного навантаження 15 – 25 кг. Отримано залежності, що дозволяють оцінити очікувану масу БПЛА при заданій масі корисного навантаження або масу корисного навантаження при заданій масі БПЛА.

Ключові слова: безпілотний літальний апарат, масово-габаритні характеристики, маса корисного навантаження.

Вступ

Постановка проблеми. На перших етапах створення вітчизняних безпілотних літальних апаратів (БПЛА) економічно доцільна розробка уніфікованого апарата з корисним навантаженням різного призначення, придатного як для повітряного, так і для наземного старту. У статті розглядаються БПЛА типу ADM-160 MALD з дальністю польоту 400 – 600 км, оснащені корисним навантаженням 15 – 25 кг. БПЛА здійснює крейсерський політ на висотах до 10 км із числами Маху 0,7 – 0,9. Виходячи з однієї з основних вимог – забезпечення невеликої маси й вартості БПЛА, прийнято, що його стартова маса не повинна перевищувати 100 кг.

Метою статті є оцінка очікуваних масово-габаритних характеристик легких уніфікованих БПЛА з повітряним і наземним стартом, з визначенням корисним навантаження при заданих параметрах руху на крейсерському режимі польоту й максимальній дальності польоту.

Основний розділ

Рішення проблеми. У статті [1] наведені аеродинамічні характеристики розглянутих БПЛА, методика оцінки масово-габаритних характеристик БПЛА з однаковим навантаженням на несучі поверхні, визначені потрібні тягові характеристики їхніх турбореактивних двигунів (ТРД). У статті [2] показано, що прийнятні характеристики наземного старту або старту з вертольоту БПЛА з таким же навантаженням на несучі поверхні, як в ADM-160 MALD, можна забезпечити при досить великому співвідношенні максимальної тяги ТРД до її значення на маршевому режимі ($K_p = 1,5$).

Початкова (стартова) маса БПЛА M_p складається з маси корисного навантаження M_{pn} (систем керування, імітації повітряних цілей, джерел жив-

лення, бойового заряду й ін. у різних варіантах), маси планера M_k , двигуна M_d й палива M_t .

Маса ТРД залежить від його максимальної тяги на стенді, при якій забезпечується потрібна тяга на постійному крейсерському режимі польоту на розрахунковій висоті із заданим числом Маху.

Маршову тягу двигуна на стенді P_o , що відповідає потрібній маршовій тязі P_p на розрахунковій висоті польоту H_p із заданим числом Маху μ_p при відомій масі БПЛА M_p можна визначити, рідшаючи рівняння [1]:

$$P(\mu_p, H_p, P_o) = P_p(\mu_p, H_p, M_p).$$

Максимальну тягу на стенді P_{om} задамо за умови, що вона більше маршової в K_p раз. Величина $K_p = 1,5$ забезпечить прийнятні дальність і тривалість польоту БПЛА до досягнення заданих значень H_p і μ_p при наземному старті БПЛА або старту з вертольоту.

У такий спосіб визначається залежність потрібної максимальної тяги ТРД на стенді P_{om} від початкової маси БПЛА M_p при заданих значеннях H_p й μ_p (рис. 1). Маса ТРД можна оцінити приблизно по статистичній залежності, наведеної в [3]:

$$M_d = 0.22 + 0.01 \cdot P_{om} + 2.8 \cdot 10^{-6} \cdot P_{om}^2, \text{ кг},$$

де P_{om} – максимальна потрібна тяга ТРД на стенді (у Ньютонах), що забезпечує БПЛА масою M_p заданими параметрами руху в крейсерському польоті.

Використовуючи знайдену залежність P_{om} від M_p , можна одержати відповідну залежність маси ТРД M_d від маси БПЛА M_p при заданих параметрах крейсерського польоту (рис. 2).

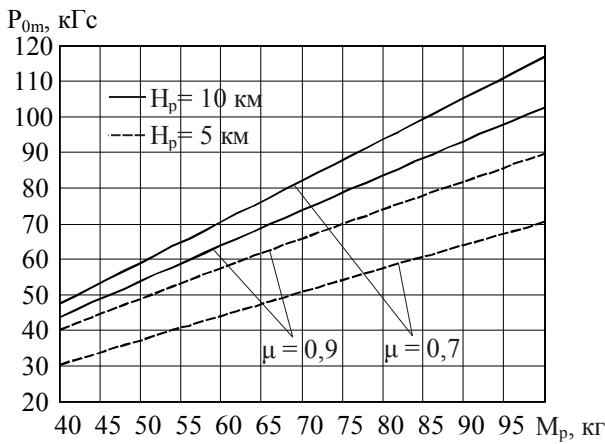


Рис. 1. Залежність потрібної максимальної тяги ТРД на стенді від початкової маси БПЛА при заданих H_p й μ_p

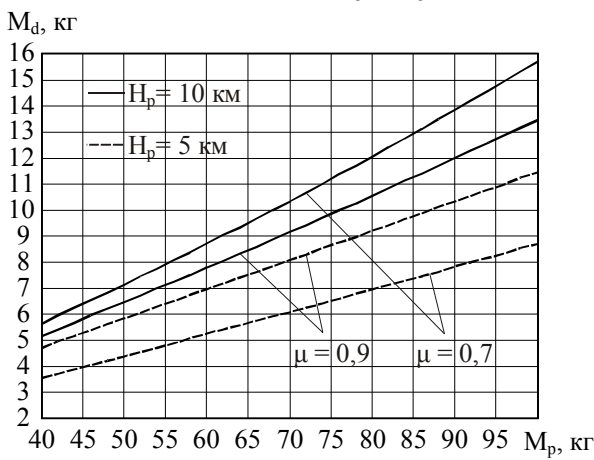


Рис. 2. Залежність маси ТРД від початкової маси БПЛА при заданих H_p й μ_p

Маса палива витрачається в основному при крейсерському режимі польоту БПЛА на розрахунковій висоті із заданим числом Маху. Залежність секундної витрати палива від тяги ТРД на стенді при заданому режимі роботи двигуна від числа Маху та висоти польоту представлена в [1]. При крейсерському польоті витрата палива дорівнює

$$m_c(\mu_p, H_p, P_o),$$

де в даному розрахунку P_o – маршова тяга ТРД на стенді, при якій забезпечується потрібна тяга $P_p(\mu_p, H_p, M_p)$ двигуна БПЛА з масою M_p в горизонтальному польоті з розрахунковими значеннями H_p та μ_p . Отже, секундна витрата палива залежить від μ_p , H_p і M_p . Час крейсерського польоту на задану максимальну дальність L_m визначається в секундах за формулою

$$T_m = L_m \cdot 10^3 / \left(\mu_p \cdot \left(20.046 \cdot \sqrt{T_a(H_p)} \right) \right),$$

де T_a – температура повітря на висоті H_p .

Маса палива, що витрачається при крейсерському режимі польоту на дальність L_m , дорівнює

$$M_{tk} = m_c(\mu_p, H_p, P_o) \cdot T_m, \text{ кг.}$$

Додаткові витрати палива при роботі ТРД на режимі максимальної тяги до досягнення висоти й швидкості крейсерського польоту у випадку запуску з наземної ПУ або з вертольоту, витрати палива на здійснення передбачених маневрів, на компенсацію збурювань різного роду й гарантійні запаси палива можна врахувати коефіцієнтом K_t . Орієнтовно можна задати, наприклад, $K_t = 1,4$.

Сумарний запас палива в БПЛА складає

$$M_t = K_t \cdot M_{tk}, \text{ кг.}$$

Він залежить від μ_p , H_p , M_p і L_m (рис. 3). Максимальний час крейсерського польоту на задану дальність буде дорівнює $T_{max} = T_m \cdot K_t / 60$, хв.

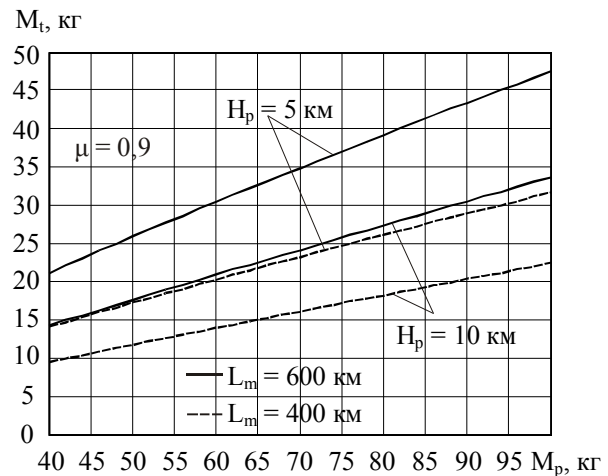


Рис. 3. Залежність сумарного запасу палива від H_p , M_p і L_m при $\mu_p = 0.9$

Масу планера можна задати в частках початкової маси приблизно, орієнтуючись на відомі дані деяких БПЛА [4 – 6]. У розрахунку прийнято:

$$M_k = K_k \cdot M_p,$$

де $K_k = M_k / M_p = 0,3$.

Маса корисного навантаження, що може бути розміщена в БПЛА, визначається з рівняння масового балансу

$$M_{pn} = M_p - M_d - M_t - M_k.$$

Залежність маси корисного навантаження від початкової маси БПЛА при заданих параметрах руху в крейсерському польоті показані на рис. 4, 5.

Отримані результати дозволяють оцінити початкову масу M_p БПЛА при відомій масі корисного навантаження (систем керування та імітації повітряних цілей, джерел живлення, бойового заряду та ін.) M_{pn} , або при заданій початковій масі БПЛА знайти очікувану масу корисного навантаження (рис. 4, 5). По величині M_p далі визначаються максимальна потрібна тяга ТРД на стенді, очікувані маси двигуна, палива (рис. 1 – 3) і планеру.

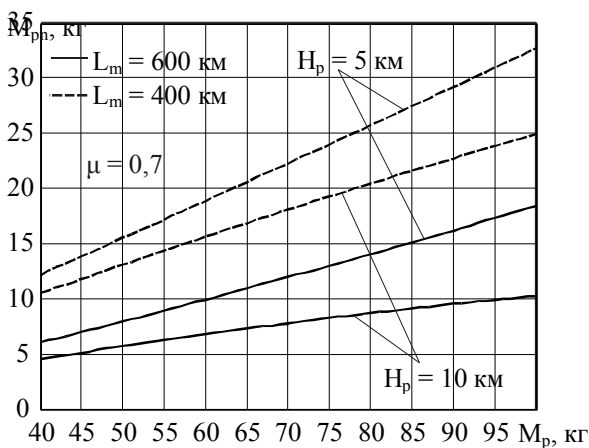


Рис. 4. Залежність маси корисного навантаження від початкової маси БПЛА при заданих параметрах крейсерського польоту μ_p , H_p , L_m при $\mu_p = 0,7$

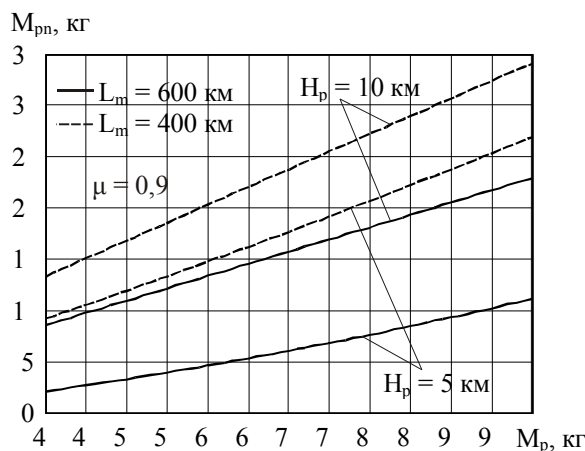


Рис. 5. Залежність маси корисного навантаження від початкової маси БПЛА при заданих параметрах крейсерського польоту μ_p , H_p , L_m при $\mu_p = 0,9$

Діаметр, довжина та розмах крил БПЛА з різною початковою масою визначаються в припущенні, що конструктивна щільність всіх апаратів і навантаження на несучі поверхні такі ж, як в ADM-160 MALD [1]. У цьому випадку:

– діаметр корпусу БПЛА $D_b = D_0 \cdot \sqrt[3]{M_p / M_0}$;

– довжина БПЛА $L_b = L_0 \cdot (D_b / D_0)$;

– розмах крил $L_{kb} = (S_{кр0} / b_{кр0}) \cdot \sqrt{M_p / M_0} + D_b$,

де M_0 – маса, D_0 і L_0 – діаметр і довжина корпусу,

$S_{кр0}$, $b_{кр0}$ – площа та хорда крила ADM-160 MALD [1].

Залежність очікуваних геометричних характеристик БПЛА від його початкової маси показана на рис. 6, 7.

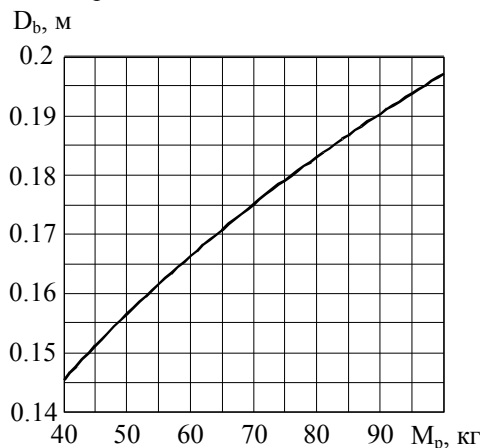


Рис. 6. Залежність діаметра D_b БПЛА від початкової маси

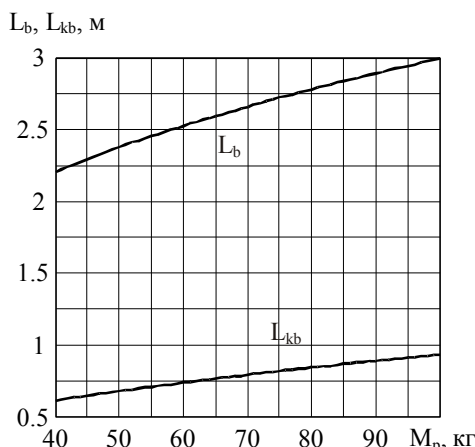


Рис. 7. Залежність довжини БПЛА

L_b та розмаху крил L_{kb} від початкової маси

У табл. 1 та 2 представлені очікувані характеристики деяких варіантів БПЛА з масою до 100 кг і з максимальною дальністю крейсерського польоту 400 – 600 км.

Передбачалося, що висота крейсерського польоту БПЛА може бути до 10 км, а числа Маху від 0,7 до 0,9. Маса корисного навантаження приймалася в межах 15 – 25 кг.

Таблиця 1

Очікувані характеристики БПЛА з масою корисного навантаження 15 кг

| Дальн. польоту, км | Висота, км | Число Маху | Початкова маса, кг | Максим. тяга ТРД, кГс | Маса ТРД, кг | Маса палива, кг | Діаметр корпусу, м | Довжина БПЛА, м | Розмах крил, м | Час польоту, хв | |
|--------------------|------------|------------|------------------------|-----------------------|--------------|-----------------|--------------------|-----------------|----------------|-----------------|--|
| 400 | 5 | 0,7 | 49 | 36,5 | 4,29 | 14,9 | 0,155 | 2,36 | 0,67 | 41,4 | |
| | | 0,9 | 61 | 58,3 | 7,05 | 20,6 | 0,167 | 2,54 | 0,74 | 32,2 | |
| | 10 | 0,7 | 58 | 68,1 | 8,36 | 17,1 | 0,164 | 2,5 | 0,725 | 44,2 | |
| | | 0,9 | 45 | 48,7 | 5,79 | 10,6 | 0,151 | 2,3 | 0,645 | 34,4 | |
| 600 | 5 | 0,7 | 84 | 60 | 7,27 | 36,6 | 0,186 | 2,83 | 0,86 | 62,2 | |
| | | 0,9 | Не задовольняє вимогам | | | | | | | | |
| | 10 | 0,7 | Не задовольняє вимогам | | | | | | | | |
| | | 0,9 | 67 | 70,7 | 8,72 | 23,2 | 0,173 | 2,62 | 0,775 | 51,6 | |

Таблиця 2

Очікувані характеристики БПЛА з масою корисного навантаження 25 кг

| Дальн. польоту, км | Висота, км | Число Маху | Початкова маса, кг | Максим. тяга ТРД, кГс | Маса ТРД, кг | Маса палива, кг | Діаметр корпусу, м | Довжина БПЛА, м | Розмах крил, м | Час польоту, хв |
|--------------------|------------|------------|--------------------|-----------------------|--------------|-----------------|--------------------|-----------------|----------------|-----------------|
| 400 | 5 | 0,7 | 78 | 56,1 | 6,75 | 22,8 | 0,182 | 2,76 | 0,831 | 41,4 |
| | | 0,9 | 94 | 84,9 | 10,76 | 30,0 | 0,193 | 2,94 | 0,907 | 32,2 |
| | 10 | 0,7 | 100 | 116,8 | 15,7 | 29,4 | 0,197 | 3,0 | 0,933 | 44,2 |
| | | 0,9 | 74 | 77,6 | 9,69 | 16,9 | 0,178 | 2,71 | 0,811 | 34,4 |

Потрібно помітити, що при більших висотах крейсерського польоту (наприклад, 10 км) мале розрахункове число Маху (0,7) потребує великої тяги ТРД для забезпечення горизонтального польоту. Це спричинить збільшення маси двигуна, палива та БПЛА в цілому.

При малих висотах крейсерського польоту (5 км) з більшим числом Маху (0,9) також буде потрібно збільшення тяги ТРД для подолання великого аеродинамічного опору. У підсумку це також веде до збільшення маси БПЛА із заданим корисним навантаженням.

Все це варто враховувати при завданні розрахункових параметрів руху БПЛА в крейсерському польоті.

Висновки

1. Отримані в результаті розрахунків характеристики БПЛА забезпечують виконання наступних сформульованих вимог до уніфікованих легких БПЛА з наземним і повітряним стартом:

– БПЛА з масою корисного навантаження 15 кг можуть мати початкову масу в межах 45 – 65 кг при дальності крейсерського польоту 400 км на висотах 5 – 10 км із числами Маху 0,7 – 0,9 (табл. 1);

– дальність польоту 600 км можуть забезпечити БПЛА з масою корисного навантаження 15 кг і початковими масами 70 – 85 кг, якщо крейсерський політ відбувається на висоті 5 км із числом Маху 0,7 або на висоті 10 км із числом Маху 0,9;

– БПЛА з масою корисного навантаження 25 кг можуть мати початкову масу в межах 75 – 100 кг при дальності крейсерського польоту 400 км на висотах 5 – 10 км із числами Маху 0,7 – 0,9 (табл. 2).

2. БПЛА із зазначеними характеристиками можуть мати довжину 2,3 – 3 м, діаметр корпусу 0,15 – 0,2 м, розмах крил 0,64 – 0,94 м (табл. 1,2).

Список літератури

1. Осипов Ю.М. *Определение потребных характеристик двигателей для лёгких беспилотных летательных аппаратов* / Ю.М. Осипов, С.В. Орлов // Системи озброєння і військова техніка. – Х.: ХУПС, 2015. – № 2. – С. 27-30.
2. Осипов Ю.М. *Старт лёгких беспилотных летательных аппаратов* / Ю.М. Осипов, С.В. Орлов // Системи озброєння і військова техніка. – Х.: ХУПС, 2015. – № 3. – С. 116-119.
3. Ростопчин В.В. *Микро-ТРД для беспилотных летательных аппаратов* / В.В. Ростопчин. – ЦНИИ АРКС, 2005.
4. Арепьев А.Н. *Вопросы проектирования лёгких самолётов. Выбор схемы и параметров* / А.Н. Арепьев. – М., 2001. – 136 с.
5. Гусейнов А.В. *Особенности проектирования крылатых ЛА с ВРД* / А.В. Гусейнов. – М., 1987. – 86 с.
6. *Проектирование самолётов* / Под ред. С.М. Егера. – М.: Машиностроение, 1983.

Надійшла до редколегії 22.12.2015

Рецензент: канд. техн. наук, проф. Ю.І. Миргород, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОЖИДАЕМЫХ ХАРАКТЕРИСТИК УНИФИЦИРОВАННЫХ ТРАНСЗВУКОВЫХ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Ю.М. Осипов, С.В. Орлов

В статье дана оценка ожидаемых массово-габаритных характеристик унифицированных БПЛА с воздушным и наземным стартом, с известной полезной нагрузкой, при заданных параметрах движения на крейсерском режиме полёта и максимальной дальности полёта. Показано, что БПЛА с высотой крейсерского полёта до 10 км с числами Маха 0,7 – 0,9 и с дальностью полёта 400 – 600 км могут иметь стартовую массу до 100 кг при массе полезной нагрузки 15 – 25 кг. Получены зависимости, позволяющие оценить ожидаемую массу БПЛА при заданной массе полезной нагрузки или массу полезной нагрузки при заданной массе БПЛА.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, массово-габаритные характеристики, масса полезной нагрузки.

EXPECTED DESCRIPTIONS OF EASY DRONE (UAV) AIRCRAFTS OF WIDE SETTING

U.M. Osipov, S.V. Orlov

In the article the estimation of the expected mass-overall descriptions of compatible UAV is given with an air and surface start, with the known actual load, at preset parameter of motion on the cruiser mode of flight and maximal distance of flight. It is rotined that UAV with the height of cruiser flight a to 10 km with the numbers of Stroke 0,7 - 0,9 and with distance of flight a 400 - 600 km can have starting mass to 100 kg there are 15 - 25 kg at mass of actual load Dependences, allowing to estimate the expected mass of UAV at the set mass of actual load or mass of actual load at the set mass of UAV, are got.

Keywords: drone (UAV), mass-overall descriptions, mass of actual load.