

УДК 629.7.018.74

КРИТЕРИИ ВЫБОРА ТИПА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ СВЕРХЛЕГКОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Д.Ю. Силин

Национальный аэрокосмический университет им Н.Е. Жуковского «ХАИ»

Разработана методика выбора типа силовой установки сверхлегкого беспилотного летательного аппарата по критерию минимума взлетной массы.

* * *

Розроблено методику вибору типу силової установки надлегкого безпілотної літального апарату за критерієм мінімуму злітної маси.

* * *

It has been developed the method of choice of micro aerial vehicle power plant type according to minimum take-off weight criterion.

В настоящее время одним из приоритетных направлений развития беспилотной авиации является создание легких и сверхлегких беспилотных летательных аппаратов (СБЛА). К этому классу относятся аппараты с габаритными размерами менее одного метра. Считается, что мобильный, простой в эксплуатации и малозаметный СБЛА может быть чрезвычайно эффективным при решении широкого круга народнохозяйственных задач [1].

Целью данной работы является разработка методики выбора типа силовой установки СБЛА. Проектирование силовой установки является одним из важнейших вопросов общего проектирования СБЛА, однако в существующих методиках проектирования СБЛА данному вопросу уделяется недостаточно внимания [1, 2, 3].

Анализ тактико-технических требований и области применения СБЛА [1] позволяет выявить следующие критерии выбора типа силовой установки:

- закон движения выходного звена силовой установки. Данный критерий выражает степень взаимного соответствия двигателя и движителя, т.е. необходимость установки промежуточной трансмиссии. Например, вращательное движение вала электродвигателя полностью соответствует вращательному движению воздушного винта, однако для привода машущего крыла, которое должно носить довольно сложный закон машуще-вращательно-

поступательного движения, необходим промежуточный редуктор;

- акустическая заметность силовой установки.

Ограничение шумности силовой установки является определяющим, если применение СБЛА должно носить скрытный характер. Сравнительный анализ шумности силовых установок различного типа необходимо проводить по выражению для дистанции акустического контакта [4];

- возможность многократного запуска в полете и регулирования тяги, обеспечиваемая при необходимости силовой установкой;

- простота обслуживания и запуска. Высокая мобильность, как концептуальная характеристика СБЛА, может накладывать ограничения на время подготовки (в том числе и запуска двигателя) СБЛА к полету;

- суммарная масса силовой установки и энергоносителя. При заданных скорости и дальности полета данный критерий выражает степень соответствия типа силовой установки данному полетному заданию.

Наиболее вероятным в ближайшем будущем представляется применение в силовых установках СБЛА двигателя внутреннего сгорания (ДВС) и электродвигателя. На этапе формирования облика СБЛА, когда основные параметры аппарата еще не определены, сравнительный анализ суммарных масс силовой установки и энергоносителя различных ти-

пов можно провести, определяя взлетную массу СБЛА в первом приближении [5]:

$$m_0^1 = \frac{m_{n.n} + m_{упр} + m_{n.n}^{AKB}}{1 - \bar{m}_k - \bar{m}_{c.y} - \bar{m}_e}, \quad (1)$$

где m_0^1 — взлетная масса СБЛА в первом приближении;

$m_{n.n}$ — масса полезной нагрузки;

$m_{упр}$ — масса системы управления. Для СБЛА учет массы системы управления удобнее проводить в явном виде, поскольку для малогабаритных летательных аппаратов (СБЛА и летающих моделей) массу системы управления целесообразно определять не по нагрузкам на рулевые поверхности, а исходя из финансовых соображений. По статистике [6], для СБЛА с электрической силовой установкой можно принять $m_{упр}^{эл} = 21 \cdot 10^{-3} \text{ кг}$, для СБЛА с двигателем внутреннего сгорания необходим дополнительный сервопривод для управления частотой вращения пропеллера, поэтому $m_{упр}^{двс} = 27 \cdot 10^{-3} \text{ кг}$;

$m_{n.n}^{AKB}$ — масса аккумулятора для питания полезной нагрузки и системы управления. Учет массы этого аккумулятора (либо части ходового аккумулятора СБЛА с электрической силовой установкой) также удобнее проводить в явном виде, поскольку его параметры можно сразу определить по продолжительности полета и потребляемой мощности полезной нагрузки и системы управления;

\bar{m}_k — относительная масса конструкции, для сравнительного анализа силовых установок можно принять по статистике $\bar{m}_k = 0,15$ [2, 6];

$\bar{m}_{c.y}$ — относительная масса силовой установки;

\bar{m}_e — относительная масса энергоносителя силовой установки (топлива или аккумуляторной батареи). Суммарная масса бортового аккумулятора

СБЛА с электрической силовой установкой:

$$m_{AKB} = \bar{m}_e \cdot m_0 + m_{n.n}^{AKB}.$$

Располагаемая энергоемкость аккумуляторной батареи прямо пропорциональна ее массе и силе разрядного тока:

$$E_{AKB} = k_i C_e m_{AKB},$$

где k_i — определяемый опытным путем коэффициент разрядного тока. Приводимая в справочниках емкость аккумуляторных батарей соответствует току, который полностью разряжает батарею за 10 часов, при увеличении разрядного тока емкость батареи снижается [7];

C_e — удельная энергоемкость аккумуляторной батареи;

m_{AKB} — масса аккумуляторной батареи.

Существует множество методик определения емкости аккумуляторной батареи в зависимости от величины разрядного тока. Для задачи сравнительного анализа силовых установок различного типа коэффициент разрядного тока можно определить, используя следующую зависимость [7]:

$$E_T = E_{10} a^{2(1-0.5 \lg T_p)}, \quad (2)$$

где E_T — располагаемая энергоемкость аккумуляторной батареи при T_p -часовом разряде;

E_{10} — располагаемая энергоемкость аккумуляторной батареи при 10-часовом разряде;

a — постоянная, определяемая опытным путем.

Из выражения (2) коэффициент разрядного тока

$$k_i = \frac{E_T}{E_{10}} = a^{2(1-0.5 \lg T_p)}.$$

Потребную емкость аккумулятора для питания бортовых систем можно найти из выражения для работы электрического тока [8]:

$$m_{n.n}^{AKB} = \frac{E_{n.n}^{AKB}}{k_i C_e} = \frac{U_{AKB} \sum_{j=1}^n I_{прив.j}}{k_i C_e} t, \quad (3)$$

где U_{AKB} — выходное напряжение аккумулятора,
 $I_{прив.j}$ — среднее за полет значение тока, потребляемого j -м потребителем, приведенное к напряжению батареи;
 n — число потребителей;
 t — время полета.

Для горизонтального полета потребная энергоемкость силовой установки определяется из условия равенства силы тяги полному сопротивлению СБЛА [9]:

$$\begin{aligned} P_{номп} &= \frac{m_0 g}{K} \Rightarrow \\ E_{номп} &= \frac{m_0 g}{K} L \frac{1}{\eta_{cy}}, \end{aligned} \quad (4)$$

где $P_{номп}$ — потребная тяга,

K — аэродинамическое качество СБЛА при горизонтальном полете;

L — дальность полета;

η_{cy} — суммарный КПД силовой установки.

Для коллекторных электродвигателей с воздушным винтом без редуктора можно принять $\eta_{cy} = 0,4$, для двигателей с полым ротором — $\eta_{cy} = 0,45$ [2].

Приравняв выражения для потребной и располагаемой энергоемкости и разделив обе части равенства на m_0 , получим выражение для относительной массы аккумуляторной батареи:

$$\bar{m}_e = \frac{Lg}{K\eta_{cy}C_e}. \quad (5)$$

Мощность электродвигателя пропорциональна его массе [10]:

$$N_{эл.дв} = C_{э.уд} m_{эл.дв},$$

где $C_{э.уд}$ — удельная мощность электродвигателя. Для коллекторных электродвигателей постоянного тока можно принять $C_{э.уд} = 250 \text{Вт/кг}$, для электродвигателей с полым ротором $C_{э.уд} = 500 \dots 800 \text{Вт/кг}$ [11];

$m_{эл.дв}$ — масса электродвигателя.

Аналогично (4) мощность, потребная для горизонтального полета:

$$N_{гор} = P_{номп} V_{гор} = \frac{m_0 g}{K} V_{гор},$$

относительная масса силовой установки с электродвигателем:

$$\bar{m}_{эл.дв} = \frac{Vg}{C_{э.уд} K}. \quad (6)$$

Относительную массу топлива для силовой установки с двигателем внутреннего сгорания определяют по известному выражению для дальности полета [5, (4.43)]:

$$L = \frac{KV_{гор}}{C_p} \ln\left(\frac{1}{1 - \bar{m}_m}\right),$$

где C_p — удельный расход топлива при горизонтальном полете.

После очевидных преобразований относительная масса топлива

$$\bar{m}_m = 1 - e^{-\frac{KV_{гор}}{C_p L}}. \quad (7)$$

Аналогично выражению (6) относительная масса силовой установки с двигателем внутреннего сгорания

$$\bar{m}_{двс} = \frac{Vg}{C_N K}, \quad (8)$$

где C_N — удельная мощность двигателя.

Подставив (3), (5), (6) и (7), (8) в формулу (1), получим выражения для взлетной массы СБЛА с электрической силовой установкой и двигателем внутреннего сгорания:

$$m_{0ЭЛ}^1 = \frac{m_{н.н} + m_{н.н}^{AKB} + 21 \cdot 10^{-3}}{0,85 - \frac{g}{K} \left(\frac{L}{C_e \eta_{cy}} + \frac{V}{C_{э.уд}} \right)}, \quad (9)$$

$$m_{0ДВС}^1 = \frac{m_{н.н} + m_{н.н}^{AKB} + 27 \cdot 10^{-3}}{e^{\frac{KV_{гор}}{C_p L}} - \frac{Vg}{C_N K} - 0,15}. \quad (10)$$

Полученные выражения (9) и (10) предполагают непрерывное изменение массы энергоносителя и двигателя в зависимости от параметров полета,

что возможно лишь в случае, когда двигатели и аккумуляторы специально изготавливаются с заданными параметрами. При использовании серийно производимых компонентов их массу необходимо определять по справочным данным, например [11]. В этом случае для сравнительной оценки силовых установок различных типов целесообразно использовать полученные из (9) и (10) выражения для взлетной массы СБЛА во втором приближении:

$$m_{0ЭЛ}^2 = 1.18(m_{н.н} + m_{с.у}^2 + m_e^2 + m_{н.н}^{AKB} + 21 \cdot 10^{-3}),$$

$$m_{0ДВС}^2 = 1.18(m_{н.н} + m_{с.у}^2 + m_m^2 + m_{н.н}^{AKB} + 27 \cdot 10^{-3}),$$

где $m_{0ЭЛ}^2$, $m_{0ДВС}^2$ — взлетная масса СБЛА во втором приближении,

$m_{эл}^2 \geq \bar{m}_{эл.дв} \cdot m_0^1$, $m_{двс}^2 \geq \bar{m}_{двс} \cdot m_0^1$ — масса электродвигателя и ДВС второго приближения,

$m_e^2 \geq \bar{m}_e \cdot m_0^1$, $m_m^2 = \bar{m}_m \cdot m_0^1$ — масса ходового аккумулятора и топлива второго приближения.

Заключение

В данной работе определены критерии выбора типа силовой установки сверхлегкого беспилотного летательного аппарата — закон движения выходного звена, акустическая заметность, простота эксплуатации, возможность многократного запуска в полете и суммарная масса силовой установки энергоносителя.

Получены выражения взлетной массы СБЛА в двух приближениях для двух типов силовой установки — электрической и с двигателем внутреннего сгорания.

Литература

1. Micro Air Vehicles — Toward a New Dimension in Flight. J. M. McMichael, Michael S. Francis. Defense Advanced Research Projects Agency. 1997. — 12 p.

2. Joel M. Grassmeyer, Matthew T. Keennon. Development of the Black Widow Micro Air Vehicle. AeroVironment Inc. — 2001.

3. Desing and flight test results for micro-sized fixed-wing and VTOL aircraft / Stephen J. Morris. MLB Company, Palo Alto, CA, USA

4. Авиационная акустика. Под ред. А.Г. Мунина и В.Е. Квитки. -М.: Машиностроение 1973. - 448 с.

5. Проектирование самолетов: Учебник для вузов/С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др; Под ред. С.М. Егера. — 3-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1983. — 616 с.

6. Micro Aerial Vehicle Development: Design, Components and Flight-Testing. Gabriel Torres, Thomas J. Mueller. USA: University of Notr Dame, IN. AUVSI 2000, Orlando, FL. — 21 p.

7. Дасоян М.А. Химические источники тока. -М: Госэнергоиздат, 1978. — 350 с.

8. Кабардин О.Ф. Физика: Справ. материалы. -М.: Просвещение, 1991. — 367 с.

9. Остославский И.В., Стражева И.В. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. — М: Машиностроение, 1965. — 498 с.

10. Модельные двигатели / В.П. Зуев, Н.И. Камышев и др. Пособие для руководителей технических кружков. -М., Просвещение, 1973. - 240 с.

11. <http://www.wes-technik.de> Справочные данные по авиамодельной аппаратуре.

Поступила в редакцию 25.03.03

Рецензенты: д-р техн. наук, ст. научн. сотрудник Бетин А.В., НИИ ПФМ, г. Харьков; д-р техн. наук, профессор, Рыженко А.И., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков.