

УДК 629.7.083

Ю. А. УЛИТЕНКО¹, О. В. КИСЛОВ²¹ ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина² Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина

МЕТОД ОБОСНОВАНИЯ СХЕМЫ И ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ДЛЯ СКОРОСТЕЙ ПОЛЁТА $M_{П} = 0...5$

В данной статье кратко рассмотрены основные аспекты метода обоснования выбора схемы и параметров силовой установки летательного аппарата со скоростями полёта от 0 до 5 чисел Маха на ранних стадиях проектирования. Проведен анализ существующих методов. Изложен и обоснован алгоритм выполнения операций для определения оптимального состава и параметров силовой установки, а также размера летательного аппарата в зависимости от массы полезной нагрузки. Применение полученных результатов позволит сократить сроки создания конкурентоспособных двигателей для высокоскоростных летательных аппаратов за счет целенаправленного поиска их рационального термодинамического и конструктивно-геометрического облика.

Ключевые слова: метод, летательный аппарат, беспилотный летательный аппарат, силовая установка, полезная нагрузка, воздушно-реактивный двигатель, тяга.

Введение

Постановка проблемы и анализ публикаций.

Одним из направлений развития современного авиадвигателестроения является широкое внедрение на этапах научно-исследовательских работ расчетных методов исследования, базирующихся на использовании возрастающей производительности электронных вычислительных машин и современных прикладных программ, которые позволяют моделировать сложные физические процессы, происходящие в воздушно-реактивном двигателе (ВРД) и его основных узлах.

Данное направление требует значительно меньших финансовых затрат, чем экспериментальная отработка авиационных двигателей и их элементов, и позволяет в современных условиях проводить научно-исследовательские работы с высокой эффективностью [1].

Облик и параметры силовой установки (СУ) зависят от того на каком летательном аппарате (ЛА) она будет эксплуатироваться [2].

Определяющим фактором, согласно [3], для выбора силовой установки при концептуальном проектировании является надсистема, представляющая собой ЛА.

Поэтому решение рассматриваемой авторами задачи относится к этапу концептуального проектирования СУ ЛА со скоростями полёта $M_{П} = 0...5$, на котором ведется поиск типа, структуры и основных режимно-конструкторских параметров проектируе-

мой СУ на основе особенностей и целевых признаков надсистемы, в которой он будет применяться.

Необходимо отметить, что для обеспечения эффективности работы силовой установки во всем диапазоне скоростей полета ЛА обычно требуется комбинирование нескольких схем двигателей [4]. Для малых скоростей – обычно ГТД или РДТТ, а для больших скоростей – прямоточный ВРД или ракетный двигатель. Масса силовой установки и топлива зависит от схемы силовой установки и ее параметров. Однако размерность силовой установки (потребная тяга) определяется массой и аэродинамическими характеристиками ЛА. В свою очередь, масса ЛА зависит от массы силовой установки и топлива. А потребный запас топлива зависит от топливной эффективности силовой установки и от профиля полета ЛА. Поэтому выбор схемы и параметров силовой установки ЛА невозможен без учета параметров и профиля полета ЛА.

На современном этапе развития ЛА со скоростями полёта $M_{П} = 0...5$ рассматривается концепция их создания, как беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) [5 – 7].

Так как относительная масса систем жизнеобеспечения и летного экипажа может достигать до 15-20 %, то отсутствие летного экипажа и систем его жизнеобеспечения позволяет выполнить относительное увеличение полезной нагрузки (ПН) и запасов топлива на борту БПЛА.

Особенностью БПЛА является привязка размеров ЛА не к летному экипажу, а к массе и габаритам ПН.

Целью данной работы является разработка метода обоснования выбора схемы и параметров СУ для ЛА со скоростями полёта $M_{П} = 0 \dots 5$.

Расчетные соотношения

Суть метода заключается в итерационном выполнении операций для получения параметров СУ, которая обеспечит требуемый профиль полета ЛА с заданной массой ПН.

1. Поскольку для БПЛА масса ЛА привязывается к массе и габаритам ПН, масса ПН $G_{ПН}$ является задаваемой величиной:

$$G_{ПН} = \text{const}. \quad (1)$$

2. Принимается заданным профиль полета ЛА.

3. В первом приближении определяются геометрия (площадь крыла S) и взлетная масса ЛА $G_{ла}$ по статистическим данным для данного типа ЛА [8, 9]:

$$G_{ла} = \frac{G_{ПН}}{\xi_{ПН}}, \quad (2)$$

где: $\xi_{ПН}$ – относительная масса ПН.

4. Потребная тяга силовой установки R при малых скоростях полета определяется из условия обеспечения взлета, а при больших скоростях полета – на основании того, что на установившемся режиме полета лобовое сопротивление X_a должно быть уравновешено силой тяги R [5]:

$$R = X_a = C_{ха} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S, \quad (3)$$

где $C_{ха}$ – коэффициент лобового сопротивления ЛА;

ρ – плотность воздуха, кг/м^3 ;

V – скорость полета, м/с ;

S – площадь крыла ЛА, м^2 .

5. Выбирается состав СУ ЛА [4], оптимизируются параметры СУ и формируются обличья ее проточных частей [10] для малых и больших скоростей полета.

6. Определяется масса СУ ЛА.

7. С помощью высотно-скоростных характеристик определяются часовые расходы топлива на разных участках профиля полета ЛА:

$$G_{тч} = f[R(H_{П}, M_{П}), c_{уд}(H_{П}, M_{П})]. \quad (4)$$

8. По профилю полета и часовым расходам топлива на его участках определяется количество топлива для выполнения полета $G_{т\Sigma}$.

9. По известным значениям масс топлива, СУ и ЛА определяется относительная масса СУ и топлива:

$$\frac{G_{т\Sigma} + G_{су}}{G_{ла}}. \quad (5)$$

10. Относительная масса СУ и топлива, определенная по формуле (5), сравнивается с суммой

относительных масс топлива и СУ ($\xi_{т}, \xi_{су}$), определенных при помощи [8].

При

$$\frac{G_{т\Sigma} + G_{су}}{G_{ла}} \neq \xi_{т} + \xi_{су} \quad (6)$$

выполняется перерасчет массы ЛА по формуле

$$G_{ла} = \frac{G_{т\Sigma} + G_{су}}{\xi_{т} + \xi_{су}} \quad (7)$$

и перезагрузка геометрии летательного аппарата в соответствии с полученным значением взлетной массы с последующим повторением расчета, начиная с п.4.

Поскольку $G_{ПН} = \text{const}$, изменение $G_{ла}$ приводит к изменению $\xi_{ПН}$.

При $\frac{G_{т\Sigma} + G_{су}}{G_{ла}} < \xi_{т} + \xi_{су}$ масса ЛА является

избыточной, а при $\frac{G_{т\Sigma} + G_{су}}{G_{ла}} > \xi_{т} + \xi_{су}$ – недостаточной для доставки ПН по заданному профилю полета.

Изменение массы ЛА должно происходить до тех пор, пока относительная масса СУ, топлива и полезной нагрузки не сравняется с суммой относительных масс СУ, топлива и ПН:

$$\frac{G_{т\Sigma} + G_{су} + G_{ПН}}{G_{ла}} \cong \xi_{т} + \xi_{су} + \xi_{ПН}. \quad (8)$$

Сходимость итерационного процесса при недостаточности массы ЛА обеспечивается тем, что при увеличении массы ЛА масса ПН остается постоянной, поэтому $\xi_{ПН}$ уменьшается, а при избыточности массы ЛА – наоборот.

11. Сравнение масс ЛА при различных схемах и параметрах СУ. Чем меньше получается масса ЛА при заданных массе ПН и профиле полета, тем более эффективна схема и параметры СУ.

Блок-схема метода обоснования выбора схемы и параметров СУ для ЛА со скоростями полёта $M_{П} = 0 \dots 5$ представлена на рис. 1.

Выводы

1. Обоснование схемы и выбора параметров СУ ЛА со скоростями полёта $M_{П} = 0 \dots 5$ невозможно без учета параметров и профиля полета ЛА.

2. Предложен метод, позволяющий обосновать схему и параметры СУ, на основе минимизации массы ЛА при заданных массе ПН и профиле полета.

При применении в составе СУ двух и более типов двигателей дополнительной проработки требует вопрос оптимального момента переключения между двигателями.

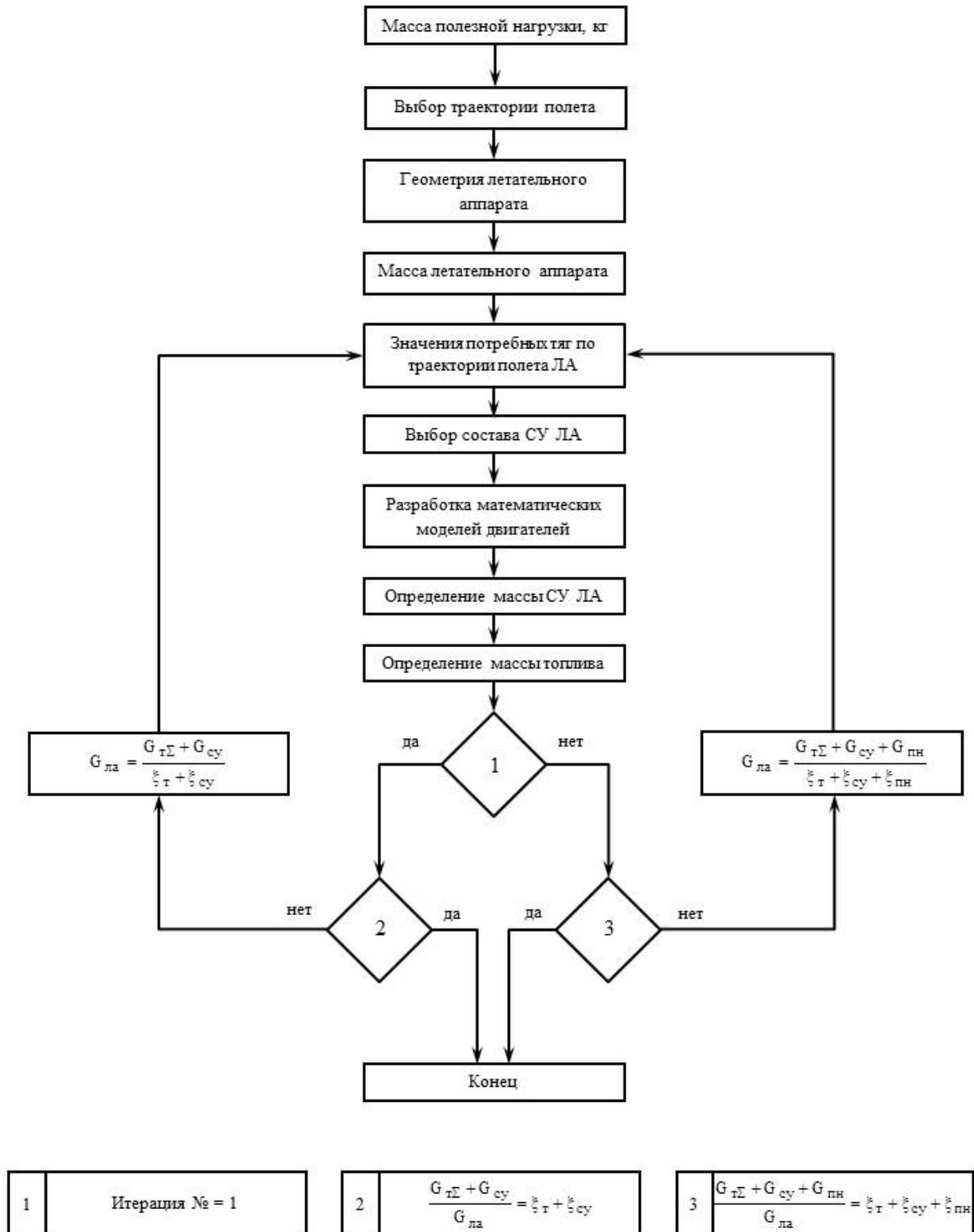


Рис. 1. Блок-схема метода выбора схемы и параметров СУ для ЛА со скоростями полёта от 0 до 5 чисел Маха

Литература

1. Михайлов, А. Е. Выбор параметров силовой установки для беспилотного летательного аппарата одноразового применения [Текст] / А. Е. Михайлов, Д. А. Ахмедзянов // Молодой ученый. – 2011. – № 4, Т. 1. – С. 25-28.
2. Порошкин, К. В. Особенности проектирования силовой установки для беспилотного летательного аппарата [Текст] / К. В. Порошкин, Н. С. Сеньюшкин, Р. Р. Ямалиев // Молодой ученый. – 2011. – № 3, Т. 1. – С. 85-88.
3. Ахмедзянов, А. М. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / А. М. Ахмедзянов. – М. : Машиностроение, 2000. – 454 с.
4. Улитенко, Ю. А. Проблемы выбора схемы силовой установки для первой ступени транспортно-космической системы [Текст] / Ю. А. Улитенко, А. В. Еланский, И. Ф. Кравченко // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2013. – № 8 (105). – С. 25–30.
5. Беспилотные летательные аппараты. Методики приближенных расчетов основных параметров и характеристик [Текст] / В. М. Илюшко, М. М. Митрахович, А. В. Самков и др. – К. : Аванпост-прим, 2009. – 301 с.
6. Макеич, Г. С. Проект «Молот» гиперзвукового беспилотного самолета-разгонщика с комбинированной экранной турбопрямоточной силовой установкой [Электронный ресурс] / Г. С. Макеич, М. Ю. Тюкаев, Я. Н. Чибисов. – Режим доступа : <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=29075..> – 12.07.2016.
7. Методический подход к проектированию транспортно-космической системы [Текст] / Д. С. Калинин, А. В. Аксёненко, А. Э. Кашанов и др. // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2012. – № 4 (91). – С. 27–33.
8. Проектирование самолетов [Текст] : учеб. для вузов / С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев и др. ; под ред. С. М. Егера. – М. : Машиностроение, 1983. – 616 с.
9. Егер, С. М. Основы автоматизированного проектирования самолетов [Текст] : учеб. пособие для вузов / С. М. Егер, Н. К. Лисейцев, О. С. Самойлович. – М. : Машиностроение, 1986. – 232 с.
10. Шляхтенко, С. М. Теория воздушно-реактивных двигателей [Текст] / С. М. Шляхтенко. – М. : Машиностроение, 1975. – 567 с.

References

1. Mikhailov, A. E., Akhmedzyanov, D. A. Vybor parametrov silovoi ustanovki dlya bespilotnogo letatel'nogo apparata odnorazovogo primeneniya [Choice of power plant parameters for a single-use unmanned aerial vehicle]. *Molodoi uchenyi*, 2011, no. 4. vol. 1, pp. 25-28.
2. Poroshkin, K. V., Senyushkin, N. S., Yamaliev, R. R. Osobennosti proektirovaniya silovoi ustanovki dlya bespilotnogo letatel'nogo apparata [Features of designing a power plant for an unmanned aerial vehicle]. *Molodoi uchenyi*, 2011, no. 3. vol. 1, pp. 85-88.
3. Akhmedzyanov, A. M. *Proektirovanie aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigatelei* [Design of aviation gas turbine engines]. Moscow, Mechanical Publ., 2000. 454 p.
4. Ulitenko, Ju. A., Elanskij, A. V., Kravchenko, I. F. Problemy vybora shemy silovoj ustanovki dlja pervoj stupeni transportno-kosmicheskoy sistemy [Problems of selection of configuration for powerplant intended for space transportation system stage 1]. *Aviatsiynokosmichna tekhnika i tekhnolohiya*, 2013, no. 8(105), pp. 25–30.
5. Il'jushko, V. M., Mitrahovich, M. M., Samkov, A. V. *Bespilotnye letatel'nye apparaty. Metodiki priblizhenykh raschetov osnovnykh parametrov i harakteristik* [Unmanned aerial vehicles. Methods of approximate calculations of the main parameters and characteristics]. Kiev, Outpost-approx Publ., 2009. 301 p.
6. Makeich, G. S., Tjukaev, M. Ju., Chibisov, Ja. N. *Proekt «Molot» giperzvukovogo bespilotnogo samoleta-razgonshhika s kombinirovannoj jekrannoj turbo-prjamotochnoj silovoj ustanovkoj* [Project «Hammer» hypersonic pilotless aircraft response combined display Turboremont power plant]. *Trudy MAI*, 2012, vol. 51. Available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=29075> (accessed 12.07.2016).
7. Kalinichenko, D. S., Aksjonenko, A. V., Kashanov, A. Je. Metodicheskij podhod k proektirovaniju transportno-kosmicheskoy sistemy [Methodical approach to the design of transport and space systems]. *Aviatsiynokosmichna tekhnika i tekhnolohiya*, 2012, no. 4 (91), pp. 27–33.
8. Eger, S. M., Mishin, V. F., Liseitsev, N. K. *Proektirovanie samoletov* [Aircraft Design]. Moscow, Mechanical Publ., 1983. 616 p.
9. Eger, S. M., Liseitsev, N. K., Samoilovich, O. S. *Osnovy avtomatizirovannogo proektirovaniya samoletov: Uchebnoe posobie dlya studentov aviatsionnykh spetsial'nostei vuzov* [Fundamentals of automated design of aircraft: A manual for students of aviation specialties of universities]. Moscow, Mechanical Publ., 1986. 232 p.
10. Shljahatenko, S. M. *Teorija vozdušno-reaktivnykh dvigatelej* [Theory of jet engines]. Moscow, Mechanical Publ., 1975. 567 p.

Поступила в редакцию 18.04.2017, рассмотрена на редколлегии 8.06.2017

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. конструкции авиационных двигателей С. В. Епифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков.

МЕТОД ОБҐРУНТУВАННЯ СХЕМИ ТА ВИБОРУ ПАРАМЕТРІВ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ ДЛЯ ШВИДКОСТЕЙ ПОЛЬОТУ $M_{п} = 0 \dots 5$

Ю. О. Улітенко, О. В. Кіслов

У даній статті коротко розглянуті основні аспекти методу обґрунтування вибору схеми і параметрів силової установки літального апарату зі швидкостями польоту від 0 до 5 чисел Маха на ранніх стадіях проектування. Проведено аналіз існуючих методів. Викладений і обґрунтований алгоритм виконання операцій для визначення оптимального складу і параметрів силової установки, а також розміру літального апарату в залежності від маси корисного навантаження. Застосування отриманих результатів дозволить скоротити терміни створення конкурентоспроможних двигунів для високошвидкісних літальних апаратів за рахунок цілеспрямованого пошуку їх раціонального термодинамічного і конструктивно-геометричного вигляду.

Ключові слова: метод, літальний апарат, безпілотний літальний апарат, силова установка, корисне навантаження, повітряно-реактивний двигун, тяга.

METHOD OF SUBSTANTIATION OF THE SCHEME AND SELECTION OF PARAMETERS OF THE POWER PLANT FOR AIRCRAFT FOR FLIGHT SPEED $M_p = 0 \dots 5$

Yu. A. Ulitenko, O. V. Kislov

In this article, we briefly review the main aspects of the method of justifying the choice of the circuit and the parameters of the power plant of an aircraft with flight speeds from 0 to 5 Mach numbers in the early stages of design. The analysis of existing methods is carried out. The algorithm for performing operations for determining the optimum composition and parameters of the power plant, as well as the size of the aircraft depending on the mass of the payload, is stated and justified. Application of the obtained results will allow to shorten the terms of creation of competitive engines for high-speed aircraft due to a purposeful search for their rational thermodynamic and constructive-geometric appearance.

Keywords: method, aircraft, unmanned aerial vehicle, power plant, payload, air-jet engine, thrust.

Улітенко Юрій Александрович – інженер-конструктор 1 категорії ГП «Івченко-Прогрес», Запорозжє, Україна, e-mail: y.ulitenko@gmail.com.

Кіслов Олег Владимирович – канд. техн. наук, доцент кафедри теорії авіаційних двигателів Національного аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: obkislov@mail.ru.

Ulitenko Yuri Aleksandrovich – first category designer, SE “Ivchenko-Progress”, Zaporozhье, Ukraine, e-mail: y.ulitenko@gmail.com.

Kislov Oleg Vladimirovich – Candidate of Technical Science, Associate Professor of the Theory of Aviation Engines, National Aerospace University named after N. Ye. Zhukovsky “KhAI”, Kharkov, Ukraine, e-mail: obkislov@mail.ru.