

## **Метод выбора состава и режима работы силовой установки, режима работы для летательного аппарата со сверхзвуковой крейсерской скоростью**

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского  
«Харьковский авиационный институт», Украина*

Силовая установка (СУ) сверхзвукового летательного аппарата (ЛА) представляет собой систему, являющуюся частью более сложной системы – летательного аппарата. Поэтому эффективность ЛА существенно зависит от состава СУ и её режима. Выбор состава и режима работы СУ – это часть сложной комплексной вариационной оптимизационной задачи, в которой варьируются параметры профиля полета, ЛА и СУ. Ввиду сложности задачи в полной постановке, как правило, её упрощают. Обычно для сверхзвукового ЛА задают профиль полета, режим полета на крейсерском участке, полезную нагрузку, геометрическую форму и аэродинамические коэффициенты ЛА. Варьируются размеры и масса ЛА, а также параметры СУ. В результате расчета определяются необходимая масса топлива и СУ. Критерием выбора состава СУ является минимальный взлетный вес ЛА. Основным недостатком этого метода является недостаточно удачная декомпозиция сложной комплексной задачи. В частности, комплексно решаются вопросы аэродинамики ЛА, конструкции ЛА и теории воздушно-реактивных двигателей, что усложняет задачу как в научном, так и в организационном плане, – затрудняется постановка задач на проектирование профильным организациям. Предложен другой способ декомпозиции, основанный на разложении комплексной задачи на составляющие. Первая составляющая – задача выбора состава и параметров СУ при заданных профиле полета, массовых, геометрических и аэродинамических характеристиках ЛА; вторая – задача выбора параметров ЛА при заданном профиле полета и геометрической форме ЛА путем варьирования размеров и массы ЛА; третья – задача выбора параметров и геометрической формы ЛА при заданном профиле полета путем варьирования геометрической формы ЛА и связанных с ней аэродинамических характеристик ЛА; четвертая – задача выбора параметров профиля полета. Причем первая задача является составной частью второй, вторая – составной частью третьей, а третья – составной частью четвертой. Таким образом, композиция этих задач позволяет решить комплексную задачу выбора параметров профиля полета, ЛА и его СУ. Другим недостатком применяемых методов является выбор единственного решения по одному критерию. На практике выбор решения зависит от многих факторов, поэтому целесообразно иметь ряд решений, слабо отличающихся по выбранному критерию, но имеющими разные векторы параметров полета, ЛА и СУ. Предложен метод выбора состава и параметров СУ по одному критерию, обеспечивающий получение ряда векторов параметров СУ в целях последующего выбора вектора параметров, удовлетворяющего ряду критериев. Кроме того, применение в оптимизационной задаче полной математической модели с использованием дифференциальных уравнений движения ЛА требует больших вычислительных ресурсов. Более рациональным является метод грубого поиска решения по упрощенной модели с последующей коррекцией полученного решения по полной модели (методы типа «предиктор-корректор»). Предложен метод выбора параметров с использованием схемы «предиктор – корректор». Предиктором является упрощенная модель, основанная на использовании крейсерского участка полета для выбора параметров ЛА и СУ. Корректором является полная модель с использованием дифференциальных уравнений движения ЛА и расходования топлива, применяемая ко всем участкам профиля полета ЛА. Разработанный метод обеспечивает получение ряда векторов параметров СУ, лучших по заданному критерию эффективности, позволяющий сделать последующий выбор вектора параметров СУ с учетом всех критериев эффективности.

**Ключевые слова:** относительная масса; аэродинамические характеристики; полезная нагрузка, летательный аппарат, силовая установка, воздушно-реактивный двигатель.

## Введение

Одним из перспективных направлений в авиации является создание самолетов класса бизнес-джет, которые позволят осуществлять трансокеанские полеты со сверхзвуковым крейсерским режимом полета ( $M_n = 2...4$ ) [1-3].

На пассажирских самолетах Ту-144 и «Конкорд» для реализации сверхзвукового полета в качестве силовой установки использовали двигатели ТРДФ [4]. В настоящее время как в дозвуковой, так и сверхзвуковой авиации двухконтурные турбореактивные двигатели являются доминирующими СУ, однако известно, что для  $M_n > 2...3$  более предпочтительны прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД). Но ПВРД характеризуются отсутствием стартовой тяги и низкой экономичностью при дозвуковых скоростях полета. Это приводит к необходимости применения комбинированной силовой установки. Причем, при использовании различного состава СУ крейсерская скорость ЛА оказывается разной, что влияет и на дальность, и время полета.

Так как сверхзвуковой полет можно обеспечить различным составом СУ, то актуален вопрос выбора состава и режима работы СУ для ЛА.

### 1 Постановка проблемы и анализ публикаций

Выбор состава и режима работы СУ – это часть сложной комплексной вариационной оптимизационной задачи, в которой варьируются параметры профиля полета, ЛА и СУ.

Ввиду сложности задачи в полной постановке обычно её упрощают. В работах [5 – 7] для сверхзвукового ЛА задают профиль полета, режим полета на крейсерском участке, полезную нагрузку, геометрическую форму и аэродинамические коэффициенты ЛА. Варьируются размеры и масса ЛА, а также параметры СУ. В результате расчета определяются потребная масса топлива и СУ. Критерием выбора состава СУ является минимальный взлетный вес ЛА.

Основным недостатком этого метода является недостаточно удачная декомпозиция сложной комплексной задачи. В частности, комплексно решают вопросы аэродинамики ЛА, динамики полета, конструкции ЛА и теории воздушно-реактивных двигателей, что усложняет задачу как в научном, так и в организационном плане: затрудняется постановка задач на проектирование профильным организациям. В работе предложен другой способ декомпозиции, основанный на разложении комплексной задачи на составляющие. Первая составляющая – задача выбора состава и параметров СУ при заданных профиле полета, массовых, геометрических и аэродинамических характеристиках ЛА; вторая – задача выбора параметров ЛА при заданном профиле полета и геометрической форме ЛА путем варьирования размеров и массы ЛА; третья – задача выбора параметров и геометрической формы ЛА при заданном профиле полета путем варьирования геометрической формы ЛА и связанных с ней аэродинамических характеристик ЛА; четвертая – задача выбора параметров профиля полета. Причем первая задача является составной частью второй, вторая – составной частью третьей, а третья – составной частью четвертой. Таким образом, композиция этих задач позволяет решить комплексную задачу выбора параметров профиля полета, ЛА и его СУ.

Другим недостатком применяемых методов является выбор единственного решения по одному критерию. На практике выбор решения зависит от многих факторов, поэтому целесообразно иметь ряд решений, слабо отличающихся по выбранному критерию, но имеющими разные векторы параметров полета, ЛА и СУ. В статье предложен метод выбора состава и параметров СУ по одному критерию, обеспечивающий получение ряда векторов параметров СУ в целях последующего выбора вектора параметров, удовлетворяющего ряду критериев.

Кроме того, применение в оптимизационной задаче полной математической модели с использованием дифференциальных уравнений движения ЛА требует больших вычислительных ресурсов.

Существуют более рациональные методы поиска решения – так называемые многошаговые методы вычислительной математики. Одним из популярных многошаговых методов является схема предиктор – корректор. В таких методах на первом шаге (предиктор) вычисляется грубое приближение требуемой величины, а на втором шаге грубое приближение уточняется (корректируется) с помощью более точного метода [8].

**Целью работы** является разработка эффективного с вычислительной точки зрения метода выбора состава СУ, режимов ее работы, режима крейсерского полёта для ЛА со сверхзвуковыми крейсерскими скоростями полёта при заданном профиле полёта и параметрах ЛА, который предназначен для использования в качестве подмодели для решения более сложных задач по выбору параметров ЛА и профиля полёта.

## 2 Описание математической модели

В целях увеличения вычислительной эффективности метода выбора состава СУ, режимов ее работы, режима крейсерского полёта для ЛА со сверхзвуковыми крейсерскими скоростями полета при заданном профиле полета и параметрах ЛА применяют вычислительный метод на основе схемы предиктор–корректор.

На этапе предиктора для выбора параметров ЛА и СУ в качестве упрощенной модели предлагается использовать модель, основанную на алгебраических соотношениях, справедливых для крейсерского участка полёта, а на этапе корректора – полную модель с использованием дифференциальных уравнений движения ЛА и расходования топлива, применяемую ко всем участкам профиля полёта ЛА.

Блок-схема метода выбора состава СУ, режимов её работы, режима крейсерского полёта для ЛА со сверхзвуковыми крейсерскими скоростями полёта по схеме типа «предиктор – корректор» при заданном профиле и параметрах ЛА показана на рис. 1.

2.1 Упрощенная математическая модель, используемая на этапе предиктора

На этапе предиктора используется упрощенная математическая модель, предназначенная для отбора лучших вариантов составов СУ, ее режимов работы и режима крейсерского полёта ЛА.

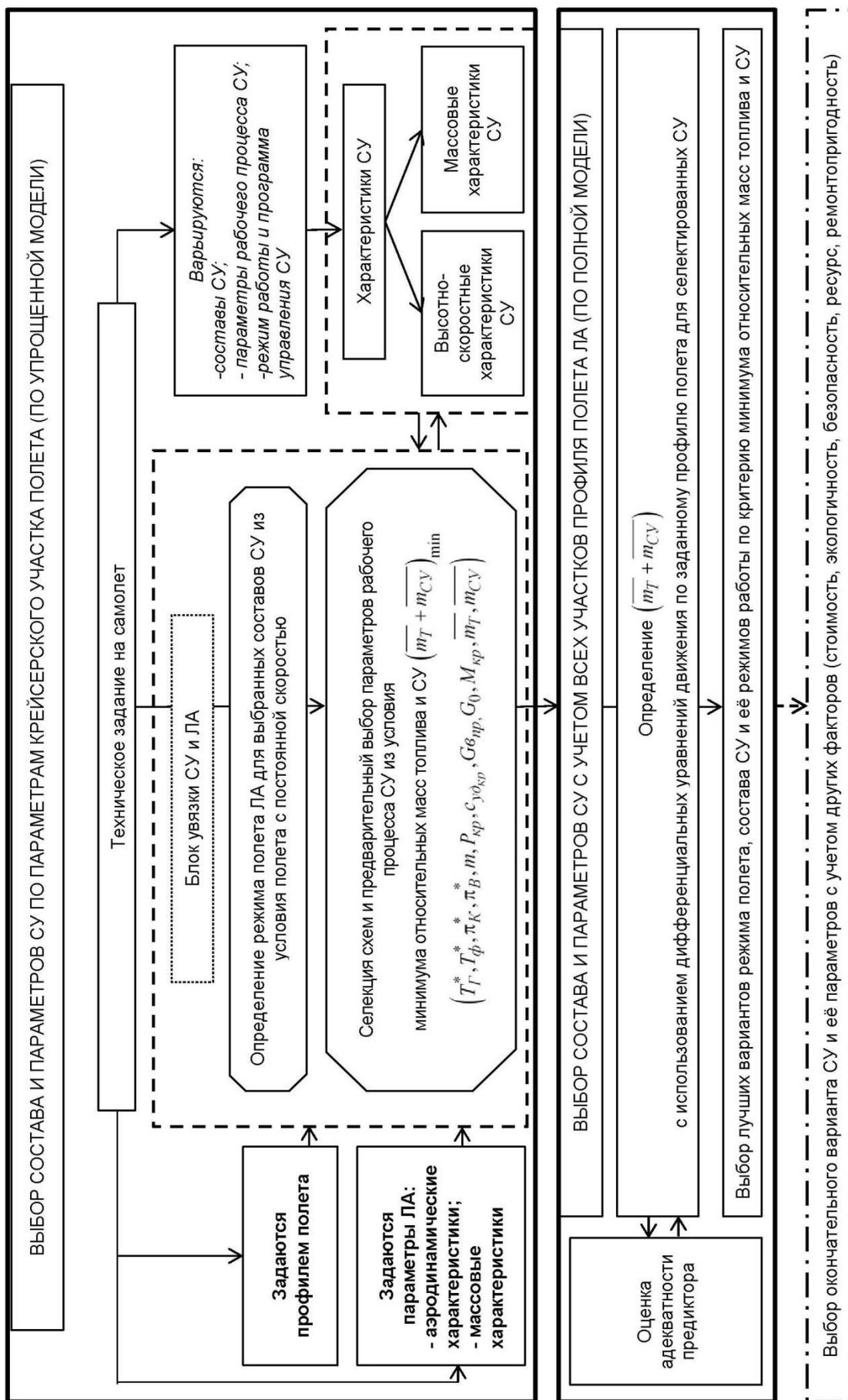


Рис. 1. Блок-схема метода выбора состава и режима работы СУ для ЛА со сверхзвуковыми крейсерскими скоростями полета по схеме типа «предиктор – корректор» при заданном профиле и параметрах ЛА

Упрощение достигается путем рассмотрения только участка крейсерского полета вместо всех участков профиля полета. Обоснованность такого подхода объясняется тем, что крейсерский участок полета для трансокеанских перелетов составляет примерно 90% [1]. Кроме того, в крейсерском полете с постоянной скоростью существенно упрощается математическое описание полета, поскольку вместо решения дифференциальных уравнений движения ЛА можно использовать их решения в алгебраическом виде. Поэтому предварительный выбор состава СУ, режимов её работы, режима крейсерского полета для ЛА со сверхзвуковыми крейсерскими скоростями полета на этапе предиктора производится по упрощенной модели, использующей алгебраические соотношения, справедливые для крейсерского полета.

Селекция составов СУ и выбор параметров рабочего процесса СУ осуществляется из условия минимума относительной массы топлива и СУ  $(\overline{m_T} + \overline{m_{СУ}})_{\min}$ .

Относительная масса СУ  $\overline{m_{СУ}}$  вычисляется по массам ЛА и СУ. Масса СУ рассчитывается по методике, представленной в [9].

Относительная масса топлива  $\overline{m_T}$  определяется по величине  $\overline{m_{Tкр}}$  и относительной массе топлива, затрачиваемой на взлет, набор высоты и разгон до крейсерской скорости, снижение и посадку, и навигационный запас, которая учитывается коэффициентами [10].

Относительная масса топлива, потребная для крейсерского участка полета  $\overline{m_{Tкр}}$ , определяется из соотношения, справедливого для полета с постоянной крейсерской скоростью [11]

$$L_{кр} = \frac{KV}{c_{y\delta}} \ln \frac{1}{1-\overline{m_T}}, \quad (1)$$

где  $K$  – аэродинамическое качество ЛА;

$V$  – скорость полета, м/с;

$\overline{m_T}$  – расход топлива на рассматриваемом участке полета, отнесенный к начальной массе ЛА на крейсерском участке полета.

Из формулы (1) следует, что при заданной  $L$  минимум расхода топлива обеспечивается при максимуме комплекса  $\frac{KV}{c_{y\delta}}$ .

В общем случае максимум этого комплекса достигается при  $K < K_{\max}$  [10, 11]. Для предварительной оценки величины  $K$  используется поправочный коэффициент, учитывающий этот факт [10]:

$$k = \frac{K_{кр}}{K_{\max}} = 0,85...0,9. \quad (2)$$

Удельный расход топлива  $c_{y\delta}$  определяется из ВСХ.

Крейсерская скорость полета определяется из равенства сил тяги и сопротивления

$$\frac{P}{P_H} = \frac{Q}{P_H}, \quad (3)$$

где  $P_H$  – атмосферное давление.

Величина  $\frac{P(H, M_H)}{P_H}$  определяется путем расчета ВСХ, а  $\frac{Q(H, M_H)}{P_H}$  – определяется из соотношения

$$\frac{Q}{P_H} = \frac{Y}{P_H \cdot K_{кр}} = \frac{c_y 0,7 M_H^2 S_{кр}}{K_{кр}}, \quad (4)$$

где  $c_y$  – коэффициент подъемной силы;

$S_{кр}$  – площадь крыла, м<sup>2</sup>.

В уравнении (4)  $c_y = f(K, M_H)$ . Аэродинамическое качество  $K_{кр}$  полета определяется по формуле (2), используя зависимость  $K_{max} = f(M_H)$ .

Обычно крейсерский полет осуществляется на высоте  $H > 11$  км, так как на этих высотах минимальная температура  $T_H$ , что благоприятно сказывается на удельных параметрах двигателя ( $P_{уд}$  и  $c_{y\delta}$ ).

При расходовании топлива и уменьшении массы ЛА высота крейсерского полета  $H$  будет возрастать.

Изменение высоты  $H$  не будет влиять на число  $M_H$ , при котором пересекаются зависимости тяги СУ  $\frac{P(H, M_H)}{P_H}$  и аэродинамического

сопротивления ЛА  $\frac{Q(H, M_H)}{P_H}$ , поскольку в диапазоне высот  $H=11...20$  км

$\frac{P}{P_H} = const$  и  $\frac{Q}{P_H} = c_x 0,7 M_H^2 S_{кр} = const$  не зависят от высоты.

Кроме того, необходимая для крейсерского полета относительная масса топлива не изменяется в диапазоне высот  $H = 11...20$  км, что следует из формулы (1) – при заданных дальности  $L_{кр}$ ,  $v$ ,  $K$  (а значит, и угле атаки  $\alpha$ )  $c_{y\delta}$  тоже не изменяется. Неизменность удельного расхода топлива при заданном режиме работы двигателя на высотах полета  $H = 11...20$  км объясняется тем, что на этих высотах  $T_H = const$  и  $T_2^* = const$ , следовательно,

$$c_{y\delta} = f\left(M_H, \frac{T_2^*}{T_H}\right) = f\left(M_H, T_2^* \frac{\tau(M_H)}{T_H}\right) = f(M_H, T_2^*) = const.$$

Решение уравнения (3) находится методом подбора числа  $M_{H.кр}$ .

## 2.2 Этап корректора

Выбранные на этапе предиктора составы и режимы СУ анализируются с помощью полной модели процесса, основанной на использовании дифференциальных уравнений движения ЛА и расходования топлива, примененной ко всем участкам профиля полета.

В результате уточняются относительная масса топлива, а затем и

относительная масса полезной нагрузки  $\overline{m_{nn}}$ .

Полученные варианты СУ ранжируются. Несколько лучших вариантов, которые незначительно отличаются по критерию максимума полезной нагрузки, но отличаются по составу СУ, режиму работы, а также режиму полета, представляются для их дальнейшей проработки с учетом наличия других критериев отбора (стоимостные, технологические, экологические, безопасности, ресурса, ремонтпригодности, и т.д.).

### Выводы

В работе предложена декомпозиция сложной комплексной задачи выбора состава и параметров рабочего процесса СУ на четыре составляющие, что позволяет, избегая комплексного решения вопросов аэродинамики, конструкции ЛА и теории ВРД выбрать векторы параметров задач по заданному критерию, а последующая композиция моделей процесса позволяет оптимизировать не только состав и параметры СУ и режим крейсерского полета, но и параметры ЛА и профиля полета.

С помощью схемы типа «предиктор – корректор» разработан метод для решения задачи выбора состава и параметров СУ при заданных профиле полета, массовых, геометрических и аэродинамических характеристиках ЛА.

Разработанный метод позволяет уменьшить потребные вычислительные ресурсы на поиск рационального состава и параметров СУ для заданного ЛА и профиля полета при сохранении достаточной точности вычислений. Другой особенностью метода является то, что в результате его применения выбирают не единственное наилучшее с точки зрения выбранного критерия решение, а предоставляют ряд лучших векторов параметров СУ, которые могут существенно отличаться по составу и параметрам СУ, а также параметрам крейсерского полета. Это позволяет осуществить последующий выбор вектора параметров СУ с учетом всех критериев эффективности.

Разработанные модель и метод могут быть внедрены в качестве подмоделей, в которых варьируются параметры ЛА и профиль полета.

### Список литературы

1. Advanced Concept Studies for Supersonic Commercial Transports Entering Service in the 2018-2020 Period Phase 2 [Text] / J. Morgenstern [and other] // NASA Report. – 2015. – № CR—2015-218719. – 396 p.
2. На пути к сверхзвуку [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [https://vpk.name/news/194652\\_na\\_puti\\_k\\_sverhzvuku.html](https://vpk.name/news/194652_na_puti_k_sverhzvuku.html) – 25.08.2020 г.
3. Boeing invests in advanced supersonic business jet [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.seattletimes.com/business/boeing-aerospace/boeing-invests-in-advanced-supersonic-business-jet/> – 25.08.2020 г.
4. Якубович, Н. В. Первые сверхзвуковые – Ту-144 против «Конкорда» [Текст] / Н. В. Якубович. – М.: ВЭРО Пресс, Яуза, Эксмо, 2012. – 96 с.
5. Donald, H. Tran. Parametric Study of a Mach 2.4 Transport Engine with Supersonic Through-Flow Rotor and Supersonic Counter-Rotating Diffuser (SSTR/SSCRD) [Text] / H. Tran. Donald // NASA Report. – 2004. – № TM—2004-213139. – 29 p.
6. A Comparative Propulsion System Analysis for the High-Speed Civil

Transport [Text] / J. Berton Jeffrey [and other] // NASA Report. – 2005. – № TM—2005-213414. – 106 p.

7. Улитенко, Ю.А., Кислов, О.В. Метод обоснования схемы и выбора параметров силовой установки летательного аппарата для скоростей полета  $M_P = 0 \dots 5$  [Текст] / Ю.А. Улитенко, О.В. Кислов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2017. Вып. 7. – С. 5–9.

8. Numerical Recipes: The Art of Scientific Computing [Text] / W.H. Press, and other. – 3rd. edition. – New York.: Cambridge University Press, 2007. – 1235 p.

9. Оптимизация и выбор параметров рабочего процесса ГТД по самолетным критериям эффективности с использованием АСТРА-ОПТ [Текст] : метод. указания / В.В. Кулагин [и др.]. – С. : Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та. – 2007. – 40 с.

10. Проектирование самолетов [Текст] : учебник для вузов / С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев и др. ; под ред. С. М. Егера. – М. : Машиностроение, 1983. – 616 с.

11. Югов, О. К. Основы интеграции самолета и двигателя [Текст] / О. К. Югов, О. Д. Селиванов. – М. : Машиностроение, 1989. – 304 с.

## References

1. Morgenstern, J. and other. Advanced Concept Studies for Supersonic Commercial Transports Entering Service in the 2018-2020 Period Phase 2. NASA Report, 2015, no. CR—2015-218719, 396 p.

2. *Na puti k sverkhzvuku* [On the way to supersonic fly]. Available at: [https://vpk.name/news/194652\\_na\\_puti\\_k\\_sverkhzvuku.html](https://vpk.name/news/194652_na_puti_k_sverkhzvuku.html) (accessed 08.08.2020) (In Russian)

3. Boeing invests in advanced supersonic business jet. Available at: <https://www.seattletimes.com/business/boeing-aerospace/boeing-invests-in-advanced-supersonic-business-jet/> (accessed 08.08.2020)

4. Yakubovich, N. V. *Pervye sverkhzvukovye — Tu-144 protiv «Konkorda»* [The first supersonic Tu-144 against Concorde]. VERO Publ, Yauza, Eksmo, 2012, 96 p.

5. Donald, H. Tran. Parametric Study of a Mach 2.4 Transport Engine with Supersonic Through-Flow Rotor and Supersonic Counter-Rotating Diffuser (SSTR/SSCRD). NASA Report, 2004, no. TM—2004-213139, 29 p.

6. Jeffrey, J. Berton and other. A Comparative Propulsion System Analysis for the High-Speed Civil Transport. NASA Report, 2005. no TM—2005-213414, 106 p.

7. Ulitenko, Yu.A., Kislov, O.V. *Metod obosnovaniya skhemy i vybora parametrov silovoi ustanovki letatel'nogo apparata dlya skorostei poleta  $M = 0 \dots 5$*  [Method of Substantiation of the Scheme and Selection of Parameters of the Power Plant for Aircraft for Flight Speed  $M_p = 0 \dots 5$ ]. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2017, no. 7, no. 5–9.

8. W.H. Press, and other. Numerical Recipes: The Art of Scientific Computing. 3rd. edition, New York.: Cambridge University Press, 2007, 1235 p.

9. *Optimizatsiya i izbor parametrov rabochego protsessa GTD po samoletnym kriteriyam effektivnosti s ispol'zovaniem ASTRA-OPT* [Optimization and selection of parameters of the GTE working process according to aircraft efficiency criteria using ASTRA-OPT]. Samara, Samarskiy gosudarstveniy aerokosmicheskiy

universitet Publ., 2007, 40 p.

10. Eger, S. M., Mishin, V. F., Liseitsev, N. K. *Proektirovanie samoletov* [Aircraft Design]. Moscow, Mechanical Publ., 1983. 616 p.

11. Yugov, O. K., Selivanov, O. D. *Osnovy integratsii samoleta i dvigatelya* [Airplane and Engine Integration Basics]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989, 304 p.

Поступила в редакцію 26.08.2020. Рассмотрена на редколлегии 30. 08.2020

## **Метод вибору складу і режиму роботи силової установки, режиму роботи для літального апарата з надзвуковою крейсерською швидкістю**

Силова установка (СУ) надзвукового літального апарата (ЛА) являє собою систему, яка є частиною більш складної системи – літального апарата. Тому ефективність ЛА суттєво залежить від складу СУ та її режиму. Вибір складу і режиму роботи СУ – це частина складної комплексної варіаційної оптимізаційної задачі, в якій варіюються параметри профілю польоту, ЛА і СУ. Зважаючи на складність завдання в повній постановці, як правило її спрощують. Зазвичай для надзвукового ЛА задають профіль польоту, режим польоту на крейсерській ділянці, корисне навантаження, геометричну форму і аеродинамічні коефіцієнти ЛА. Варіюються розміри і маса ЛА, а також параметри СУ. В результаті розрахунку визначаються потрібна маса палива і СУ. Критерієм вибору складу СУ є мінімальна злітна вага ЛА. Основним недоліком цього методу є недостатньо вдала декомпозиція складної комплексної задачі. Зокрема, комплексно вирішують питання аеродинаміки ЛА, конструкції ЛА і теорії повітряно-реактивних двигунів, що ускладнює завдання як в науковому, так і в організаційному плані, – ускладнюється постановка завдань на проектування профільним організаціям. Запропоновано інший спосіб декомпозиції, оснований на розкладанні комплексної задачі на складові. Перша складова – задача вибору складу і параметрів СУ при заданих профілю польоту, масових, геометричних і аеродинамічних характеристиках ЛА; друга – задача вибору параметрів ЛА при заданому профілі польоту і геометричній формі ЛА шляхом варіювання розмірів і маси ЛА; третя – задача вибору параметрів і геометричної форми ЛА при заданому профілі польоту шляхом варіювання геометричної форми ЛА і пов'язаних з нею аеродинамічних характеристик ЛА; четверта – задача вибору параметрів профілю польоту. Причому перша задача є складовою частиною другої, друга – складовою частиною третьої, а третя – складовою частиною четвертої. Таким чином, композиція цих завдань дозволяє вирішити комплексну задачу вибору параметрів профілю польоту, ЛА і його СУ.

Іншим недоліком застосовуваних методів є вибір єдиного рішення за одним критерієм. На практиці вибір рішення залежить від багатьох чинників, тому доцільно мати ряд рішень, які слабо відрізняються за вибраним критерієм, але мають різні вектори параметрів польоту, ЛА і СУ. Запропоновано метод вибору складу і параметрів СУ за одним критерієм, що забезпечує отримання ряду векторів параметрів СУ з метою подальшого вибору вектора параметрів, що задовольняє ряду критеріїв. Крім того, використання в оптимізаційній задачі повної математичної моделі з використанням диференціальних рівнянь руху ЛА

потребує великих обчислювальних ресурсів. Більш раціональним є метод грубого пошуку рішення за спрощеною моделлю з подальшим коригуванням отриманого рішення за повною моделлю (методи типу «предиктор-коректор»). В роботі запропоновано метод вибору параметрів з використанням схеми «предиктор - коректор». Предиктором є спрощена модель, основана на використанні крейсерської ділянки польоту для вибору параметрів ЛА і СУ. Коректором є повна модель з використанням диференціальних рівнянь руху ЛА і витрачання палива, що застосовується до всіх ділянок профілю польоту ЛА.

Розроблений метод забезпечує отримання ряд векторів параметрів СУ, кращих за заданим критерієм ефективності, що дозволяє зробити наступний вибір вектора параметрів СУ з урахуванням всіх критеріїв ефективності.

**Ключові слова:** відносна маса; аеродинамічні характеристики; корисне навантаження, літальний апарат, силова установка, повітряно-реактивний двигун.

## **Method of Choosing Composition and Operation Mode of Propulsion, Operation Mode of Aircraft at Supersonic Cruising Speed**

The power plant (PP) of a supersonic aircraft is a system that is part of a more complex system - the aircraft. Therefore, the efficiency of the aircraft significantly depends on the PP composition and its operating mode. Choice of composition and operation mode of PP is a part of the complex integrated variational optimization task, where parameters of flight profile, aircraft and PP are varied. Due to the complexity of the task in complete formulation, it is usually simplified. Typically, for the supersonic aircraft, the flight profile, flight mode for the cruising segment, payload, geometric shape and aerodynamic coefficients of the aircraft are specified. The dimensions and weight of the aircraft, as well as the parameters of the PP are varied. The required fuel and PP mass are determined. The minimum takeoff gross weight of the aircraft is a criterion of choosing the composition of the PP. A main disadvantage of this method is the insufficiently successful decomposition of the complex problem. In particular, the issues of aircraft aerodynamics, aircraft design and the theory of air-breathing engines are being comprehensively resolved, which complicates the task both in scientific and organizational terms - it is difficult to set design tasks for specialized organizations. Another decomposition method based on decomposing a complex problem into its components is proposed. The first component is the problem of choosing the composition and parameters of the PP, for the flight profile, mass, geometric and aerodynamic characteristics of the aircraft which are set; the second one is the problem of choosing the parameters of the aircraft, for the flight profile and the geometric shape of the aircraft that are set by varying the size and mass of the aircraft; the third one is the problem of choosing the parameters and geometric shape of the aircraft for the flight profile which is given by varying the geometric shape of the aircraft and the associated aerodynamic characteristics of the aircraft; the fourth one is the problem of choosing the parameters of the flight profile. Moreover, the first task is an integral part of the second one, the second one is an integral part of the third, and the third one is an integral part of the fourth. Thus, the composition of these tasks allows solving the complex problem of choosing the parameters of the flight profile, aircraft and its PP.

Another disadvantage of the applied methods is the choice of a single solution

based on one criterion. In practice, the choice of the solution depends on many factors; therefore, it is advisable to have a number of solutions that slightly differ in the chosen criterion, but have different vectors of flight, aircraft and PP parameters. A method of selecting the composition and parameters of the PP according to the one criterion, which ensures the receipt of a number of vectors of the PP parameters with the aim of the subsequent selection of the parameter vector that satisfies a number of criteria is proposed in the article. In addition, the use of a complete mathematical model which is used the differential equations of aircraft motion in the optimization task requires large computing resources. A more rational method is a rough search for a solution using a simplified model, followed by a correction of the solution result using a complete model ("predictor-corrector" type methods). The method of choosing parameters using the "predictor - corrector" scheme is proposed in the article. The predictor is a simplified model based on the use of the cruising flight segment for the selection of aircraft and PP parameters. The corrector is the complete model using the differential equations of aircraft motion and fuel consumption, applied to all segments of the aircraft flight profile.

The developed method provides obtaining a number of PP parameter vectors that are best according to the given efficiency criterion, which makes it possible to make a subsequent choice of the PP parameters vector taking into account all efficiency criteria.

**Key words:** relative mass; aerodynamic characteristics; payload, aircraft, power plant, air-breathing engine.

#### **Сведения об авторах:**

**Кислов Олег Владимирович** – канд. техн. наук, доцент, профессор кафедры теории авиационных двигателей, Национального аэрокосмического университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: [o.kislov@khai.edu](mailto:o.kislov@khai.edu), ORCID: 0000-0003-4814-9368.

**Шевченко Михаил Анатольевич** – аспирант кафедры теории авиационных двигателей Национального аэрокосмического университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: [mikleshevchenko@gmail.com](mailto:mikleshevchenko@gmail.com), ORCID: 0000-0002-0806-6632.

#### **About the Authors:**

**Kislov Oleg Vladimirovich** – Candidate of Technical Science, Assistant Professor, Professor at the department of Aviation Engines Theory, National Aerospace University Kharkiv Aviation Institute, Kharkiv, Ukraine, e-mail: [o.kislov@khai.edu](mailto:o.kislov@khai.edu), ORCID: 0000-0003-4814-9368.

**Shevchenko Mikhail Anatol'evich** – PhD student at the department of Aviation Engines Theory, National Aerospace University Kharkiv Aviation Institute, Kharkiv, Ukraine, e-mail: [mikleshevchenko@gmail.com](mailto:mikleshevchenko@gmail.com), ORCID: 0000-0002-0806-6632.