

СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ
ТЕХНОЛОГИЧЕСКИМИ ПРОЦЕССАМИ

УДК 629.7.01

УПРАВЛЕНИЕ ПРОЦЕССОМ ФОРМИРОВАНИЯ
НАУЧНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ЗАДЕЛА В АВИАСТРОЕНИИ
НА ОСНОВЕ ОЦЕНКИ ДЕФИЦИТА ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СВОЙСТВ
ПЕРСПЕКТИВНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

© 2023 г. К. С. Анисимов^а, В. Н. Евдокименков^{б,*}, М. Н. Красильщиков^б,
К. И. Сыпало^а, Н. Б. Топоров^б

^аЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Москва, Россия

^бМосковский авиационный институт (национальный исследовательский ун-т), Москва, Россия

*e-mail: evdokimenkovvn@mai.ru

Поступила в редакцию 08.06.2023 г.

После доработки 19.06.2023 г.

Принята к публикации 31.07.2023 г.

Существующий опыт проектирования авиационной техники доказывает, что в ряде случаев создание перспективного летательного аппарата, удовлетворяющего комплексу предъявляемых требований, невозможно в рамках накопленного научно-технического задела в области авиационной техники. В результате возникает необходимость определения приоритетных научно-технических решений, внедрение которых в условиях временных и финансовых ограничений обеспечит создание летательного аппарата, отвечающего заявленным требованиям. Показано, что подобная задача может быть интерпретирована как так называемая обобщенная задача оптимизации, отличие которой от классической задачи математического программирования заключается в том, что множество допустимых значений летно-технических характеристик является дополнительным объектом оптимизации. Предложен конструктивный алгоритм решения подобной задачи, возможности которого иллюстрируются на примере проектирования транспортного рампового самолета

DOI: 10.31857/S0002338823060021, EDN: GNUELK

Введение. Государственной программой Российской Федерации “Развитие авиационной промышленности на 2013–2025 годы” предусматривается повышение конкурентоспособности российской авиационной промышленности на мировом рынке авиационной техники и услуг. В свою очередь существующий уровень конкуренции на этом рынке требует повышения качества проектирования перспективных авиационных комплексов на основе современных информационных технологий.

Как известно, проектирование авиационного комплекса является сложной научно-технической задачей вследствие противоречивости требований, предъявляемых к такому комплексу, и, как следствие, необходимости определения в процессе проектирования значительного количества взаимосвязанных параметров. В конечном итоге, качество решения такой задачи определяется возможностью проектируемого авиационного комплекса решать возложенные на него задачи с необходимой эффективностью.

В предшествующих работах авторов [1, 2] показано, что повышение качества процесса проектирования перспективных образцов авиационной техники с одновременным снижением временных и финансовых затрат может быть достигнуто, в том числе, путем включения в процесс проектирования дополнительного этапа так называемого функционального проектирования наряду с традиционно используемыми стадиями структурного, компоновочного и обличкового (технического) проектирования.

Как полагают авторы статьи, этап функционального проектирования включает решение двух основных задач:

формирование набора вариантов облика перспективного летательного аппарата (ЛА), удовлетворяющего комплексу многодисциплинарных по своей сути требований (массовых, дина-

мических, экологических, энергетических, экономических и др.), с учетом накопленного научно-технологического задела;

оценка дефицита функциональных свойств перспективного ЛА (в случае невозможности его создания на текущем уровне научно-технологического развития) и определение приоритетных научно-технических решений, внедрение которых обеспечит создание ЛА, удовлетворяющего заданным требованиям.

Метод решения первой из сформулированных задач подробно описан в [1, 2]. Показано, что эта задача может быть интерпретирована как классическая задача математического программирования, в которой множество допустимых значений летно-технических характеристик (ЛТХ), участвующих в расчете интегральных показателей, отражающих многодисциплинарные требования, предъявляемые к перспективному ЛА, формируется на основе накопленного опыта проектирования.

Как уже указывалось выше, задача оценки дефицита функциональных свойств и определения приоритетных научно-технических решений возникает в случае невозможности создания перспективного ЛА, удовлетворяющего всей совокупности многодисциплинарных требований, на современном уровне развития авиационных технологий. В формальной постановке эта задача определяется как обобщенная задача оптимизации [3–5], отличие которой от классической задачи математического программирования заключается в дополнительной операции оптимизации множества допустимых значений ЛТХ, поскольку влияние перспективных научно-технических решений проявляется, прежде всего, в изменениях формы и размеров этого множества, и как результат само множество становится дополнительным объектом оптимизации.

В [1] приведена постановка подобной обобщенной задачи оптимизации без подробного изложения метода ее решения. В статье предложен метод решения этой задачи и результаты его практического использования на примере оценки дефицита функциональных свойств при проектировании рампового самолета транспортной категории, удовлетворяющего комплексу многодисциплинарных требований.

1. Постановка задачи оценки дефицита функциональных свойств перспективных ЛА. В рамках развиваемой концепции функционального проектирования [1, 2] приемлемым полагается облик перспективного ЛА, описываемый вектором проектных параметров r , при котором обеспечивается одновременное выполнение комплекса многодисциплинарных требований.

Формальный учет этих требований базируется на использовании интегральных показателей $I_j(r)$, $j = \overline{1, N}$, количественно выражающих степень соответствия проектируемого ЛА заявленным требованиям:

$$\begin{cases} I_{1\min} \leq I_1(r) \leq I_{1\max}, \\ I_{2\min} \leq I_2(r) \leq I_{2\max}, \\ I_{3\min} \leq I_3(r) \leq I_{3\max}, \\ \dots\dots\dots \\ I_{N\min} \leq I_N(r) \leq I_{N\max}. \end{cases} \quad (1.1)$$

Предельные значения показателей $I_{j\min}$, $I_{j\max}$ устанавливает специалист (эксперт), исходя из заданных требований к перспективному ЛА. Заметим, что система неравенств (1.1) позволяет в наиболее общем виде учесть требования к базовым функциям перспективного ЛА.

В дальнейшем комплекс показателей (1.1) будем представлять в виде вектор-функции $I(r) = (I_1(r), I_2(r), \dots, I_N(r))^T$, для которого заданным полагается множество допустимых значений W_I :

$$W_I = \{I(r) : I_{j\min} \leq I_j(r) \leq I_{j\max}, j = \overline{1, N}\}. \quad (1.2)$$

Компоненты вектора $r = (r_1, r_2, \dots, r_n)^T$ в (1.1) в совокупности определяют ЛТХ, участвующие в вычислении интегральных показателей $I_j(r)$, $j = \overline{1, N}$. В дальнейшем предполагается, что задано множество допустимых значений ЛТХ как n -мерный параллелепипед W_r , определяемый совокупностью условий:

$$W_r = \{r : r_{i\min} \leq r_i \leq r_{i\max}, i = \overline{1, n}\}. \quad (1.3)$$

Предельные значения ЛТХ $r_{i\min}, r_{i\max}, i = \overline{1, n}$, в (1.3) задаются с учетом накопленного опыта проектирования ЛА, который базируется на доступных для использования научно-технических и технологических решениях.

Таким образом, нарушение хотя бы одного из условий (1.1) указывает на дефицит функциональных свойств проектируемого ЛА, состоящий в том, что на базе накопленного научно-технического задела, представленного множеством W_r , невозможно обеспечить выполнение всей совокупности условий (1.1).

В подобной ситуации использование перспективных научно-технологических решений, внедрение которых возможно в обозримой перспективе, является очевидным способом выполнения многодисциплинарных требований (1.1). Как уже говорилось, влияние этих перспективных решений выражается, прежде всего, в изменении размеров множества допустимых значений ЛТХ W_r .

Следовательно, задача устранения дефицита функциональных свойств проектируемого ЛА заключается в минимально возможном расширении размеров W_r с целью определения нового множества W_r^* , в пределах которого обеспечивается одновременное выполнение комплекса условий (1.1).

В результате построения нового множества W_r^* будут определены приоритетные научно-технологические решения, потенциально обеспечивающие возможность расширения диапазонов предельных значений отдельных ЛТХ, для которых будет подтверждена такая необходимость. При этом формирование множества W_r^* должно осуществляться с учетом временных и финансовых затрат, технологических сложностей и рисков, сопровождающих развитие любого перспективного научно-технологического решения и таким образом существенно влияющих на факт его выбора.

2. Оценка дефицита функциональных свойств перспективного ЛА как обобщенная задача оптимизации. Поскольку интегральные показатели $I_j(r), j = \overline{1, N}$, используемые для оценки многодисциплинарных требований (1.1), имеют разный физический смысл и выражены в разных единицах измерений, необходим переход к их безразмерным нормированным аналогам $\hat{I}_j(r), j = \overline{1, N}$, на основе линейного преобразования:

$$\hat{I}_j(r) = \frac{I_j(r) - 0.5(I_{j\min} + I_{j\max})}{0.5(I_{j\max} - I_{j\min})}. \quad (2.1)$$

Это нормирующее преобразование отображает N -мерный параллелепипед W_I в куб \hat{W}_I , задаваемый условиями:

$$\hat{W}_I = \{\hat{I}(r) : -1 \leq \hat{I}_j(r) \leq 1, j = \overline{1, N}\}. \quad (2.2)$$

Введем в рассмотрение скалярные функции $\varphi_j(r), j = \overline{1, N}$, количественно выражающие для любого фиксированного вектора ЛТХ r факт выполнения каждого из условий (1.1). Эти функции определим следующим образом:

$$\varphi_j(r) = \begin{cases} -(\hat{I}_j(r) + 1), & \hat{I}_j(r) < -1, \\ 0, & -1 \leq \hat{I}_j(r) \leq 1, \\ \hat{I}_j(r) - 1, & \hat{I}_j(r) > 1. \end{cases} \quad (2.3)$$

Далее используем скалярную функцию $\Phi(r)$, количественно выражающую для любого фиксированного вектора ЛТХ r штраф за невыполнение совокупности условий (2.2). Эту функцию определим таким образом, чтобы признаком выполнения всего комплекса условий (2.2) было значение $\Phi(r) = 0$:

$$\begin{cases} r : \forall j \varphi_j(r) = 0 \Leftrightarrow \Phi(r) = 0, \\ r : \exists j \varphi_j(r) \neq 0 \Leftrightarrow \Phi(r) > 0. \end{cases} \quad (2.4)$$

Примерами функций $\Phi(r)$, удовлетворяющих условиям (2.3), (2.4), могут быть следующие:

$$\Phi(r) = \sum_{j=1}^N \varphi_j(r), \quad (2.5)$$

$$\Phi(r) = \sum_{j=1}^N \varphi_j^2(r), \quad (2.6)$$

$$\Phi(r) = \max_j \varphi_j(r). \quad (2.7)$$

Выбор конкретного вида оптимизируемой функции $\Phi(r)$ из набора (2.5)–(2.7) осуществляется с учетом используемых численных методов оптимизации и оценки затрат машинного времени для проведения вычислений.

Из (2.3), (2.4) следует, что вектор ЛТХ r^* , для которого обеспечивается вся совокупность условий (1.1), является решением оптимизационной задачи:

$$r^* = \arg \min_{r \in W_r} \Phi(r). \quad (2.8)$$

В результате решения задачи (2.8) возможны следующие ситуации:

В а р и а н т 1: $\Phi(r^*) = 0$. В этом случае дефицит функциональных свойств проектируемого ЛА отсутствует, т.е. накопленный научно-технологический задел в области авиастроения, заключенный в множестве W_r (1.3), обеспечивает создание перспективного ЛА, отвечающего набору многодисциплинарных требований. Облик перспективного ЛА в первом приближении описывает вектор ЛТХ r^* . Дальнейшее уточнение полученного таким образом предварительного облика ЛА проводится на стадиях структурного, обличкового и компоновочного проектирования.

В а р и а н т 2: $\Phi(r^*) \neq 0$. Создание перспективного ЛА, удовлетворяющего комплексу заявленных требований, на текущем уровне научно-технологического развития авиастроения, невозможно, т.е. существует дефицит функциональных свойств проектируемого ЛА. Этот дефицит может быть устранен за счет расширения границ $r_{i\min}, r_{i\max}$, $i = \overline{1, n}$, исходного множества допустимых значений ЛТХ W_r в результате внедрения новых научно-технологических решений. Иными словами, с учетом возможности внедрения передовых технологий формируется новое множество ЛТХ W_r^* , в пределах которого обеспечивается одновременное выполнение условий (1.1).

Рассмотрим эту задачу более подробно. Ранее мы уже упоминали о том, что, задача устранения дефицита функциональных свойств перспективного ЛА может быть интерпретирована как обобщенная задача оптимизации [1], в которой множество допустимых значений ЛТХ W_r становится дополнительным параметром оптимизации:

$$\Phi(W_r^*, r^*) = \min_{W_r \in \Xi} \min_{r \in W_r} \Phi(r) = 0, \quad (2.9)$$

где Ξ – семейство всех (любых) множеств допустимых значений ЛТХ, которые могут быть сформированы с учетом внедрения перспективных научно-технологических решений.

Как подчеркивалось выше, внедрение любого перспективного научно-технологического решения требует финансовых и временных затрат. Учитывая это, определим затраты на устранение дефицита функционального свойства, связанного с i -й ЛТХ, на основе выражения:

$$D_i(r) = \begin{cases} d_i^1(r_i - r_{i\min}), & r_i < r_{i\min}, \\ 0, & r_{i\min} \leq r_i \leq r_{i\max}, \\ d_i^2(r_i - r_{i\max}), & r_i > r_{i\max}. \end{cases} \quad (2.10)$$

Функция $d_i^1(r_i - r_{i\min})$ в (2.10) является строго положительной и выражает финансовые или временные затраты, связанные с разработкой и внедрением научно-технологических решений, обеспечивающих расширение диапазона возможных значений ЛТХ r_i путем уменьшения ее минимального $r_{i\min}$ значения.

Соответственно функция $d_i^2(r_i - r_{i\max})$ также строго положительная и используется для оценки финансовых или временных затрат, связанных с разработкой и внедрением научно-технологических решений, направленных на увеличение максимального $r_{i\max}$ значения ЛТХ r_i .

Конкретный вид этих функций определяется экспертным путем на основе обобщения опыта и знаний специалистов в области проектирования авиационной техники, а также с учетом накопленного опыта проектирования ЛА различных типов.

С учетом (2.10) обобщенные затраты на устранение дефицита функциональных свойств проектируемого ЛА по всему набору ЛТХ можно определить следующим образом:

$$D(r) = \sum_{i=1}^n D_i(r). \quad (2.11)$$

Заметим, что влияние перспективных научно-технических решений проявляется не только изменением размеров исходного множества ЛТХ W_r , но и его формы, поскольку внедрение этих решений корректирует в том числе характер связей между компонентами вектора ЛТХ.

Алгоритмы оптимизации формы и размеров множеств допустимых значений параметров путем их направленной деформации рассматриваются в рамках обобщенного минимаксного подхода [3–5]. Однако эти алгоритмы имеют общетеоретический характер, т.е. фактически неприемлемы для практических инженерных расчетов.

Учитывая это, в [1] предложен алгоритм приближенного построения множества W_r^* в классе параллелепипедов за счет расширения границ $r_{i\min}, r_{i\max}, i = \overline{1, n}$, исходного параллелепипеда W_r . При этом, к сожалению, предложенный алгоритм не учитывает возможные затраты на реализацию перспективных научно-технических направлений, что может привести к заведомо нереализуемым проектным решениям. В настоящей статье описывается развитие алгоритма, предложенного в [1], позволяющее определить приоритетные направления научно-технологического развития с учетом возможных затрат на их развитие и внедрение.

Алгоритм объединяет ряд последовательных шагов, содержание которых приводится ниже.

Шаг 1. Формируется начальное приближение W_r^0 для множества допустимых значений ЛТХ, в качестве которого принимается исходный параллелепипед W_r :

$$W_r^0 = \{r : r_{i\min}^0 \leq r_i \leq r_{i\max}^0, i = \overline{1, n}\}, \quad (2.12)$$

где $r_{i\min}^0 = r_{i\min}, r_{i\max}^0 = r_{i\max}, i = \overline{1, n}$.

Дальнейшая процедура, обеспечивающая получение множества W_r^* , направленного на устранение дефицита функциональных свойств проектируемого ЛА, базируется на методе оптимизации нулевого порядка – методе покоординатного спуска [6]. Заметим, что описываемая ниже процедура во многом повторяет алгоритм параметрической оптимизации доверительных множеств в классе кубов, изложенный в [5].

Шаг 2. Последовательно варьируется значение $r_{1\min}$ в сторону уменьшения:

$$r_{1\min}^k = r_{1\min}^0 - k\delta r_1, \quad k = 1, 2, 3, \dots, \quad (2.13)$$

где δr_1 – заданный шаг поиска по компоненте r_1 . При этом предельные значения всех других компонент вектора r принимаются равными их исходным значениям: $r_{1\max} = r_{1\max}^0, r_{i\min} = r_{i\min}^0, r_{i\max} = r_{i\max}^0, i = \overline{2, n}$. Таким образом, для каждого нового значения $r_{1\min}^k$ имеем приближение $W_r^k \in \Xi$ для множества W_r^* , задаваемое совокупностью условий:

$$W_r^k = \{r : r_{1\min}^k \leq r_1 \leq r_{1\max}^0, r_{j\min}^0 \leq r_j \leq r_{j\max}^0, j = \overline{2, n}\}. \quad (2.14)$$

Шаг 3. Для множества W_r^k решается задача оптимизации

$$D(r) \rightarrow \min_{r \in W_r^k}, \quad (2.15)$$

где $D(r)$ определяется в виде (2.11) и учитывается ограничение

$$\Phi(r) = 0. \quad (2.16)$$

В результате находится вектор r^k , обеспечивающий выполнение многодисциплинарных требований, предъявляемых к перспективному ЛА с учетом внедрения перспективных научно-технических решений, и оценка затрат на их реализацию $D(r^k)$.

Шаг 4. Выполняется перебор значений $r_{1\min}^k, k = 1, 2, 3, \dots$, в результате чего находится, во-первых, граница $r_{1\min}^*$, во-вторых, соответствующее этой границе множество $W_r^* \in \Xi$, определяемое условиями (2.14), а также вектор ЛТХ $r^*(r_{1\min}^*)$, при которых достигается минимум затрат $D(r^*(r_{1\min}^*)) = d_1^1(r_{1\min}^0 - r_{1\min}^*)$ на разработку и внедрение новых научных и технологических решений, использование которых обеспечивает выполнение заявленных требований $\Phi(r^*(r_{1\min}^*)) = 0$.

Шаг 5. Оценивается эффективность использования перспективных технологий, направленных на увеличение значения $r_{1\max}^0$. Для этого последовательно варьируется значение $r_{1\max}$ в сторону увеличения:

$$r_{1\max}^k = r_{1\max}^0 + k\delta r_1, \quad k = 1, 2, 3, \dots \quad (2.17)$$

При этом предельные значения всех других компонент вектора r принимаются равными их исходным значениям:

$$r_{1\min} = r_{1\min}^0, \quad r_{j\min} = r_{j\min}^0, \quad r_{j\max} = r_{j\max}^0, \quad j = \overline{2, n}.$$

Таким образом, для каждого нового значения $r_{1\max}^k$ имеем приближение $W_r^k \in \Xi$ для множества W_r^* , задаваемое совокупностью условий:

$$W_r^k = \{r : r_{1\min}^0 \leq r_1 \leq r_{1\max}^k, r_{j\min}^0 \leq r_j \leq r_{j\max}^0, j = \overline{2, n}\}. \quad (2.18)$$

Для каждого приближения W_r^k решается задача условной оптимизации (2.15), (2.16). В итоге определяется вектор ЛТХ $r^*(r_{1\max}^k)$, при которых достигается минимум затрат $D(r^*(r_{1\max}^k)) = d_1^2(r_{1\max}^k - r_{1\max}^0)$, связанных с внедрением новых научных и технологических решений, использование которых обеспечивает выполнение заявленных требований $\Phi(r^*(r_{1\max}^k)) = 0$.

Аналогичным образом оценивается возможность выполнения заданных требований, предъявляемых к перспективному ЛА, за счет изолированной коррекции предельных значений $r_{j\min}^0, r_{j\max}^0, j = \overline{2, n}$, всех других компонент вектора ЛТХ.

В результате работы описанного алгоритма определяется набор векторов $r^*(r_{i\min}^*), r^*(r_{i\max}^*), i = \overline{1, n}$, описывающих в первом приближении варианты обликов перспективного ЛА, которые могут быть получены за счет внедрения новых научно-технических решений и удовлетворяют набору заданных требований:

$$\Phi(r^*(r_{i\min}^*)) = 0, \Phi(r^*(r_{i\max}^*)) = 0$$

с оценками затрат $D(r^*(r_{i\min}^*)), D(r^*(r_{i\max}^*))$ на их реализацию.

Решение принимается в пользу того варианта \hat{r} , реализация которого сопряжена с наименьшими затратами:

$$D(\hat{r}) = \min_{i=\overline{1, n}} \{D(r^*(r_{i\min}^*)), D(r^*(r_{i\max}^*))\}. \quad (2.19)$$

Выражение (2.19) определяет конкретную компоненту вектора ЛТХ и предпочтительное с учетом необходимых затрат направление расширения ее предельных значений. Это направление предполагает формирование соответствующего научно-технологического задела в форме научных и технологических решений, определяющих перспективные области деятельности.

Таблица 1. Состав показателей, определяющих требования к перспективному самолету

Наименование показателя, I_j	Минимальное значение, $I_{j\min}$	Максимальное значение, $I_{j\max}$
Весовая отдача	0.28	0.8
Относительная масса конструкции	0.1	0.3
Крейсерская скорость, км/ч	300	900
Скорость отрыва, км/ч	0	100
Длина пробега, м	400	1200
Скорость посадочная, км/ч	0	100
Длина разбега, м	300	1200
Время разбега, с	0	50

Рассмотрена возможность удовлетворения ограничений, описывающих функциональные свойства проектируемого ЛА, за счет изолированного изменения предельных значений отдельных компонент вектора ЛТХ. Если подобная схема не позволит обеспечить выполнение набора условий (1.1) или ее реализация потребует недопустимых временных или финансовых затрат, возможен более сложный вариант описанного алгоритма за счет одновременной коррекции предельных значений двух и более компонент вектора ЛТХ.

Практическая реализация приведенного алгоритма требует многократного решения задач условной оптимизации, подобных (2.15), (2.16). Для этого может быть использован алгоритм на основе метода направленного случайного поиска [7]. Существенным преимуществом такого алгоритма является возможность распараллеливания вычислений. Работа алгоритма требует генерирования реализаций непрерывной равномерно-распределенной на интервале (0,1) случайной величины, для чего применен мультипликативный датчик равномерно-распределенных псевдо-случайных чисел [8]:

$$\alpha_i = \{M\alpha_{i-1}\}, \quad (2.20)$$

где $i = 1, 2, \dots, M = 1220703125$, $\alpha_0 = 2^{-32}$, фигурные скобки в (2.20) означают дробную часть числа.

Для моделирования реализаций дискретной равномерно-распределенной случайной величины, задаваемой условием

$$P(X(\omega) = x_k) = \frac{1}{K}, \quad k = \overline{1, K},$$

использован алгоритм:

$$\gamma_i = \min_k \left(\left(\alpha_i - \frac{k}{K} \right) < 0 \right), \quad (2.21)$$

где α_i находится в соответствие с (2.20).

В следующем разделе рассматривается задача оценки дефицита функциональных свойств перспективного ЛА применительно к проектированию самолета транспортной категории.

3. Пример оценки дефицита функциональных свойств перспективного самолета транспортной категории. Рассмотрим процесс формирования облика перспективного ЛА на примере классического транспортного рампового самолета, который должен обеспечивать беспосадочный перелет на дальность свыше 5000 км, перевозя при этом полезную нагрузку не менее 60 т.

Следуя [1], при формировании облика проектируемого самолета ограничимся только требованиями весовой и динамической эффективности. Это допущение никак не повлияет на реализацию описанного в разд. 2 алгоритма, но обеспечит более наглядное представление результатов.

Исходя из заданных требований к перспективному ЛА, определены предельные значения показателей $I_{j\min}, I_{j\max}, j = \overline{1, N}$ (табл. 1).

Таблица 2. Вектор ЛТХ r , используемый для расчета интегральных показателей, отражающих соответствие проектируемого самолета предъявленным требованиям

Наименование ЛТХ, r_i	Минимальное значение, $r_{i\min}$	Максимальное значение, $r_{i\max}$
Коэффициент лобового сопротивления на посадке	0.33	0.34
Количество двигателей, шт.	4	4
Тяга двигателя максимальная, кгс	8290	8300
Максимальное значение коэффициента подъемной силы на взлете	1.9	1.95
Максимальное значение коэффициента подъемной силы на посадке	2.4	2.45
Вес перевозимой целевой нагрузки, кг	60000	60000
Дальность полета, км	5000	5000
Степень двухконтурности двигателя	4.4	4.5
Стреловидность крыла, град.	25	27
Площадь крыла, м ²	200	210
Размах крыла, м	50	60
Коэффициент лобового сопротивления на крейсерском режиме	0.01	0.02
Время разбега, с	0	50

Таким образом, приемлемым полагается облик проектируемого ЛА, для которого выполняется следующая совокупность условий:

$$\begin{cases} 0.28 \leq I_1(r) \leq 0.8, \\ 0.1 \leq I_2(r) \leq 0.3, \\ 300 \leq I_3(r) \leq 900, \\ 0 \leq I_4(r) \leq 100, \\ 400 \leq I_5(r) \leq 1200, \\ 0 \leq I_6(r) \leq 100, \\ 300 \leq I_7(r) \leq 1200, \\ 0 \leq I_8(r) \leq 50. \end{cases} \quad (3.1)$$

В табл. 2 приведен перечень ЛТХ (компонентов вектора r), используемых для расчета интегральных показателей $I_j(r)$, $j = \overline{1,8}$, представленных в табл. 1.

Конкретные значения этих ЛТХ получены на основе обобщения накопленного общемирового опыта проектирования транспортных рамповых самолетов и отражают текущий научно-технический уровень развития авиационной техники. Значения, присутствующие в табл. 2, задают в 13-мерном пространстве исходное множество ЛТХ W_r .

Зависимости $I_1(r) - I_8(r)$, связывающие показатели, описанные в табл. 1, с компонентами вектора ЛТХ r , определены на основе фундаментальных положений теории полета [9, 10] с использованием соотношений, приведенных в табл. 3.

Обозначения, принятые в выражениях из табл. 3, имеют следующий смысл: l, S, χ – соответственно размах, площадь и стреловидность крыла, C_{x0} – коэффициент лобового сопротивления при нулевом угле атаки, m – часовой расход топлива, $G_{взл}$ – взлетный вес, S – площадь крыльев, $C_{у\maxвзл}$ – максимальное значение коэффициента подъемной силы на взлете, $C_{у\maxпос}$ – максимальное значение коэффициента подъемной силы на посадке, ρ_0 – плотность атмосферы на поверхности земли, $G_{пос}$ – посадочный вес, $V_{пос}$ – посадочная скорость, W – скорость ветра, $K_{пос}$ – аэродинамическое качество на посадке, $f_{тр}$ – коэффициент трения при движении по взлетно-посадочной полосе (ВПП), $V_{отр}$ – скорость отрыва, $P_{ср}$ – среднее значение тяги двигателя в момент

Таблица 3. Соотношения, участвующие в расчете интегральных показателей $I_1(r) - I_8(r)$

Характеристики, участвующие в расчете интегральных показателей, I_j	Выражение для расчета
Удлинение крыла	$\lambda = \frac{l^2}{S}$
Эффективное удлинение крыла, $\lambda_{эф}$	$\lambda_{эф} = \frac{\lambda}{1 + \pi \frac{\lambda}{100} \cos^2}$
Коэффициент отвала полярны	$A = \frac{1}{\pi \lambda_{эф}}$
Коэффициент подъемной силы на крейсерском режиме, $C_{укр}$	$C_{укр} = \sqrt{\frac{C_{x0}}{A}}$
Коэффициент лобового сопротивления на крейсерском режиме, $C_{хкр}$	$C_{хкр} = c_{x0} + AC_{укр}^2$
Статический удельный расход топлива номинальный	$c_{p0} = \frac{0.8}{1 + 0.5 \sqrt{m}}$
Скорость горизонтального полета (крейсерская скорость), $V_{г.п}$	$V_{г.п} = \sqrt{\frac{2G_{взл}}{\rho S C_y}}$
Коэффициент подъемной силы в момент отрыва	$C_{уотр} = 0.7 C_{умахвзл}$
Коэффициент подъемной силы на посадке	$C_{упос} = 0.7 C_{умахпос}$
Аэродинамическое качество на посадке	$K = \frac{C_{упос}}{C_{хпос}}$
Аэродинамическое качество на крейсерском режиме	$K = \frac{C_{укр}}{C_{хкр}}$
Потребная тяга, P_n , кгс	$P_n = \frac{G_{взл}}{K}$
Скорость отрыва, м/с	$V_{отр} = \sqrt{\frac{2G_{взл}}{\rho S C_{уотр}}}$
Скорость посадочная, м/с	$V_{пос} = \sqrt{\frac{2G_{пос}}{\rho S C_{упос}}}$
Длина пробега, $L_{пр}$, м	$L_{пр} = \frac{(V_{пос} \mp W)^2}{g \left(\frac{1}{K_{пос}} + f_{тр} \right)}$
Длина разбега, L_p , м	$L_p = \frac{(V_{отр} \mp W)^2}{2g \left(\frac{P_n}{G_{взл}} - f_{тр} \right)}$
Удельный расход топлива на крейсерском режиме, $C_{уд}$, кг/кгсч	$C_{уд} = C_{p0} + \frac{0.4M}{1 + 0.027H}$
Масса топлива, m_T , кг	$m_T = q_{км} l$ $q_{км} = \frac{q_ч}{V_{г.п}}$ $q_ч = C_{уд} P_n$

Таблица 4. Множество допустимых значений ЛТХ W_r^* , построенное с учетом внедрения перспективных научно-технологических решений

Наименование ЛТХ, r_i	Минимальное значение, $r_{i\min}$	Максимальное значение, $r_{i\max}$
Коэффициент лобового сопротивления на посадке	0.33	0.34
Количество двигателей, шт.	4	5
Тяга двигателя максимальная, кгс	8290	8551
Максимальное значение коэффициента подъемной силы на взлете	1.9	1.98
Максимальное значение коэффициента подъемной силы на посадке	2.4	2.45
Вес перевозимой целевой нагрузки, кг	60000	60000
Дальность полета, км	5000	5000
Степень двухконтурности двигателя	4.4	4.7
Стреловидность крыла, град.	25	27
Площадь крыла, м ²	200	210
Размах крыла, м	50	60
Коэффициент лобового сопротивления на крейсерском режиме	0.01	0.02
Масса взлетная, кг	80000	82113

разбега самолета по ВПП, g – ускорение силы тяжести, H – крейсерская высота, M – число Маха на крейсерском режиме, $q_{км}$ – километровый расход топлива, Δl – длина участка горизонтального полета, q_c – среднечасовой расход топлива на крейсерском режиме.

В результате решения задачи оптимизации (2.8) выяснилось, что в границах исходного множества ЛТХ W_r невозможно определить облик самолета, удовлетворяющий совокупности условий (3.1), т.е. имеет место дефицит функциональных свойств. Следовательно, необходимо найти минимально возможное расширение границ множества W_r допустимых значений ЛТХ и построить новое множество W_r^* с использованием алгоритма, описанного в разд. 2.

Как указывалось выше, получение множества W_r^* должно проводиться с учетом затрат на устранение дефицита функционального свойства, связанных с внедрением перспективных научных и технологических решений, которые определяются на основе (2.10), (2.11). В работе использованы линейные зависимости $d_i^1(r_i - r_{i\min})$, $d_i^2(r_i - r_{i\max})$, $i = \overline{1,13}$, выражающие время, которое, по мнению экспертов, необходимо для практического внедрения тех или иных технологий, позволяющих расширить диапазоны $r_{i\min}$, $r_{i\max}$, $i = \overline{1,13}$, соответствующих компонентов вектора ЛТХ r .

В результате реализации алгоритма (разд. 2) было определено новое множество допустимых значений ЛТХ W_r^* и выделены возможные направления расширения границ исходного множества W_r допустимых значений ЛТХ, представленные в табл. 4 темным цветом.

Как следует из табл. 4, приоритетное значение для создания транспортного рампового самолета, отвечающего всему набору требований, сформулированных в табл. 1, имеют технологии, связанные с совершенствованием силовой установки. Удовлетворить заявленные требования удастся за счет использования пяти двигателей, способных обеспечить максимальную суммарную взлетную тягу на уровне 8551 кгс и обладающих степенью двухконтурности, равной 4.7.

Другим важным направлением исследований является повышение взлетных характеристик самолета, в частности увеличение максимального значения коэффициента подъемной силы на взлете до величины 2.45, например, за счет использования более совершенных средств механизации крыла.

Выделенные направления исследований в совокупности и определяют тот научно-технологический задел, развитие которого позволит создать транспортный самолет, отвечающий заявленным требованиям.

Заключение. Предложена формализация задачи оценки дефицита функциональных свойств проектируемого ЛА как обобщенной задачи оптимизации, в которой множество допустимых значений ЛТХ выступает в качестве дополнительного параметра оптимизации. Разработан алгоритм решения этой задачи с учетом накопленного научно-технического задела в области авиастроения, а также финансовых и временных ограничений.

Рассмотренная формализация позволяет определить приоритетные научно-технологические решения, внедрение которых обеспечит создание ЛА, отвечающего комплексу многодисциплинарных требований с минимальными затратами. Оценка этих решений и как результат перспективных направлений развития авиастроения также реализуется с учетом финансовых или временных затрат на разработку и внедрение.

Представлен пример, иллюстрирующий работу описанного алгоритма оценки дефицита функциональных свойств перспективного ЛА на примере проектирования классического рампового транспортного самолета.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Анисимов К.С., Евдокименков В.Н., Красильщиков М.Н., Сыпало К.И., Топоров Н.Б. Оптимизация процесса совершенствования авиационных комплексов на базе концепции функционального проектирования // Изв. РАН. ТиСУ. 2022. № 1. С. 105–123.
2. Evdokimenkov V.N., Toporov N.B., Vavilov D.S. Optimizing the Preliminary Design Profile of an Aircraft // Russian Engineering Research. 2022. V. 42. № 6. P. 599–602
3. Демьянов В.Ф., Малоземов В.Н. Введение в минимакс. М.: Наука, Физматлит, 1976.
4. Кибзун А.И., Лебедев А.А., Малышев В.В. О сведениях задачи с вероятностными ограничениями к эквивалентной минимаксной // Изв. АН СССР. Техн. кибернетика. 1984. № 4. С. 73–80.
5. Евдокименков В.Н., Динеев В.Г., Карп К.А. Инженерные методы вероятностного анализа авиационных и космических систем. М.: Физматлит, 2010.
6. Васильев Ф.П. Лекции по методам решения экстремальных задач. М.: Изд-во МГУ, 1974.
7. Аттеков А.В., Галкин С.В., Зарубин В.С. Методы оптимизации. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2003. 440 с.
8. Вероятностные методы в вычислительной технике: Учеб. пособие / Под ред. А.Н. Лебедева и Е.А. Чернявского. М.: Высш. шк., 1986.
9. Балакин В.Л., Лазарев Ю.Л. Динамика полета самолета. Расчет траекторий и летных характеристик: Конспект лекций. Самара: Самарск. гос. аэрокосм. ун-т, 2002. 56 с.
10. Аэромеханика самолета / Под ред. А.Ф. Бочкарева и В.В. Андреевского. М.: Машиностроение, 1985.