

# АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

---

---

## ПРОЕКТИРОВАНИЕ, КОНСТРУКЦИЯ И ПРОИЗВОДСТВО ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

---

---

УДК 004.021

### ИНЖЕНЕРНЫЙ МЕТОД МНОГОДИСЦИПЛИНАРНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ ДИНАМИЧЕСКОГО ОБЪЕКТА

Романова Т.Н.<sup>1\*</sup>, Пашенко О.Б.<sup>2\*\*</sup>, Гаврилова Н.Ю.<sup>2\*\*\*</sup>, Щетинин Г.А.<sup>1\*\*\*\*</sup>

<sup>1</sup> Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана,  
МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2-я Бауманская ул., 5, Москва, 105005, Россия

<sup>2</sup> Российская самолетостроительная корпорация «МиГ»,  
РСК «МиГ», 1-й Боткинский проезд, 7, Москва, 125284, Россия

\* e-mail: [rtn@bmstu.ru](mailto:rtn@bmstu.ru)

\*\* e-mail: [alexandoleg@post.ru](mailto:alexandoleg@post.ru)

\*\*\* e-mail: [mamapasha@mail.ru](mailto:mamapasha@mail.ru)

\*\*\*\* e-mail: [gashetin@yandex.ru](mailto:gashetin@yandex.ru)

---

Работа посвящена разработке метода многодисциплинарной оптимизации динамического объекта — горизонтального оперения маневренного самолёта. Эффективность оперения может быть оценена по величине создаваемого горизонтальным оперением момента (МГО) относительно соответствующей оси самолета. Исследованы различные подходы к оптимизации МГО для сверхзвуковых самолетов. Проанализированы результаты использования существующих методов оптимизации в рамках поставленной задачи. Разработан и предложен новый метод оптимизации. Показана его эффективность при различных входных параметрах. Результатом его применения являются оптимальные геометрические параметры горизонтального оперения, автоматически формируемые в среде «Моделирование» CAD системы Siemens NX 7.5.

*Ключевые слова:* многокритериальная оптимизация, принцип Парето, критерий Гурвица, ограничительная функция, горизонтальное оперение самолёта, момент горизонтального оперения.

---

Любой вид человеческой деятельности связан с ситуациями, в которых необходимо выбрать решение какой-то задачи из нескольких возможных. Человек, который выбирает решение, называется лицом, принимающим решение (далее — ЛПР). Ситуации, в которых решение выбирается по одному критерию, являются скорее исключением, нежели правилом. Чаще всего определены несколько

разных критериев, по которым оценивается решение задачи.

На рубеже 80—90-х годов появился комплекс программных средств компьютерного проектирования, подготовки производства и инженерных расчетов — CAD/CAM/CAE-системы (Computer Aided Design/ Computer Aided Manufacturing/Computer Aided Engineering). CAD-система даёт возможность

создать 3D-образ объекта, CAE-система даёт возможность определить физические свойства проектируемого объекта [1]. Кроме того, CAE-система по имеющейся модели изделия позволяет рассчитать его технические и эксплуатационные характеристики. Но получаемые после обработки в CAE-системе облик изделия и его характеристики не вполне согласуются с обликом изделия, заявленного в техническом задании. Для решения задачи совместности геометрических моделей изделий, разрабатываемых при помощи различных программных средств, необходимо объединить CAD- и CAE-системы на единой платформе и применить формализованные методики научного поиска, используя методы оптимизации и анализа данных. Таким образом, для эффективного решения задач по созданию новых образцов техники необходимо авто-

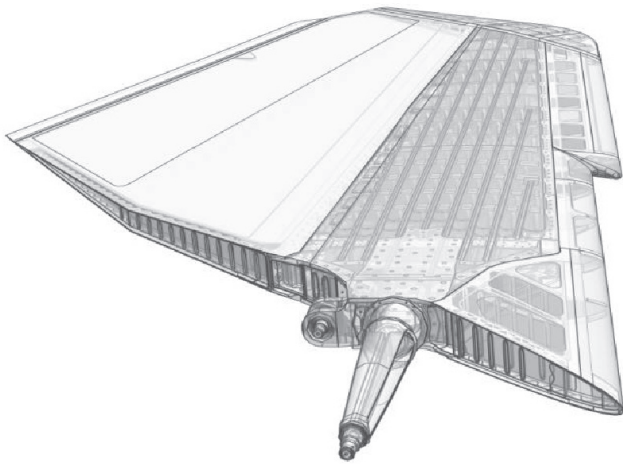


Рис. 1. Горизонтальное оперение самолёта

матизировать сам процесс поиска оптимального облика и внутренних свойств изделия.

К числу инженерных задач, решаемых в CAE-системе, следует отнести задачу проектирования горизонтального оперения (ГО) маневренного самолёта. Данная задача является задачей многодисциплинарной оптимизации, так как оптимизируется сложная техническая система с множеством параметров, описываемая уравнениями из различных научных дисциплин. Предъявляемые к ГО требования позволяют сформулировать технологию проектирования, изготовления и функционирования горизонтального оперения самолёта, показанного на рис. 1.

Аэродинамические поверхности, образующие оперение самолёта, являются органами обеспечения его устойчивости и управляемости. Горизонтальное оперение обеспечивает продольную устойчивость и управляемость относительно поперечной оси самолёта ( $Oz$ ). На рис. 2 схематично изображены основные оси самолёта и указан центр масс самолёта.

На сверхзвуковых самолётах горизонтальное оперение обычно проектируется в виде цельноповоротного стабилизатора без руля высоты, и продольное управление самолёта осуществляется поворотом этого стабилизатора.

#### Физическая постановка задачи

Горизонтальное оперение самолёта считается эффективным, если оно обеспечивает необходимый момент тангажа  $M_z$  самолёта и потребный градиент момента тангажа (рис. 2), который может обеспечить балансировку самолёта и выполнение им заданного манёвра. При этом учитываются разброс

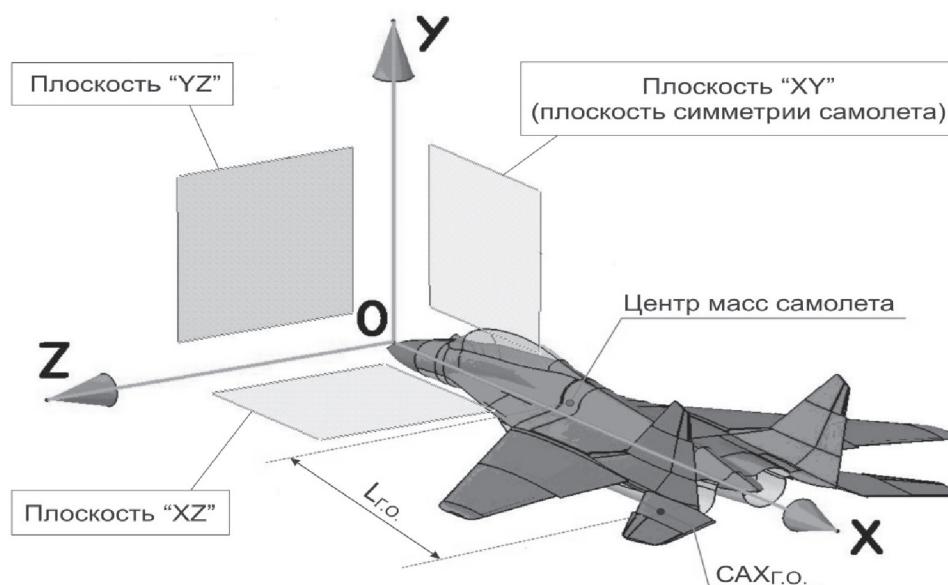


Рис. 2. Оси самолёта, плечо горизонтального оперения  $L_{ГО}$ , средняя аэродинамическая хорда горизонтального оперения  $САХ_{ГО}$

центровок, положение аэродинамического фокуса без ГО, площадь крыла и другие составляющие, которые могут как помогать, так и противодействовать выполнению маневра. Момент тангажа, создаваемый ГО относительно оси  $Oz$ , определяется по формуле [2]

$$M_{ZГО} = L_{ГО} \cdot Y_{ГО}, \quad (1)$$

где  $L_{ГО}$  — длина плеча ГО;  
 $Y_{ГО}$  — подъемная сила ГО,

$$Y_{ГО} = C_{ГО}^{\alpha} \cdot S_{ГО} \cdot q_{ГО}, \quad (2)$$

$C_{ГО}^{\alpha}$  — коэффициент подъемной силы ГО при текущем угле атаки  $\alpha$  (в дальнейшем символ  $\alpha$  будем опускать);

$S_{ГО}$  — площадь ГО;

$q_{ГО}$  — скоростной напор потока воздуха на горизонтальном оперении,

$$q_{ГО} = \frac{\rho_{в} \cdot V^2}{2},$$

$\rho_{в}$  — плотность воздуха на высоте  $H$ ;

$V = M \cdot a$ ;

$M$  — число Маха (при  $M < 1$  скорость будет дозвуковой, при  $M = 1$  — звуковой, а при  $M > 1$  — сверхзвуковой),

$a$  — скорость звука на высоте  $H$ .

Плотность воздуха  $\rho_{в}$  и скорость звука на высоте  $H$  берутся из таблицы [3].

Градиент момента, создаваемого ГО, определяются по формуле [4]

$$m_Z^{\theta} = k \cdot C_{ГО}^{\alpha} \cdot A_{ГО}.$$

Здесь  $k$  — коэффициент торможения потока;  $A_{ГО}$  — статический момент горизонтального оперения [4],

$$A_{ГО} = \frac{L_{ГО}}{b_{А.БАЗ.КР}} \frac{S_{ГО}}{S_{БАЗ.КР}},$$

где  $b_{А.БАЗ.КР}$  — средняя аэродинамическая хорда базового крыла;

$S_{БАЗ.КР}$  — базовая площадь крыла.

Момент тангажа  $M_{ZГО}$  является сопрягаемой величиной при определении эффективности ГО, поскольку в обоих случаях параметрами для вычисления являются  $C_{ГО}$ ,  $S_{ГО}$  и  $L_{ГО}$ . Подставив в выражение (2) в формулу (1), получим

$$M_{ZГО} = L_{ГО} \cdot C_{ГО}^{\alpha} \cdot S_{ГО} \cdot q_{ГО}. \quad (3)$$

В свою очередь, коэффициент подъемной силы ГО ( $C_{ГО}$ ) зависит от его конфигурации, в частности от удлинения, стреловидности, площади и размаха ГО. Перечисленные параметры показаны на рис. 3.

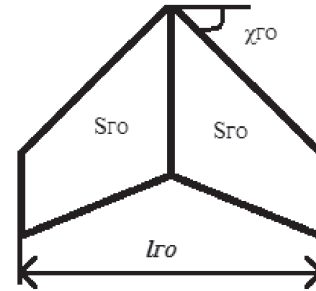


Рис. 3. Схема ГО:  $\chi_{ГО}$  — стреловидность ГО;  
 $l_{ГО}$  — размах ГО

Удлинение ГО вычисляется по следующей формуле:

$$\lambda_{ГО} = \frac{l_{ГО}^2}{S_{ГО}}.$$

Решение проектной задачи выбора параметров ГО сводится к обеспечению потребного момента тангажа относительно оси  $OZ$ :

$$M_{ZГО} \geq M_{\text{потребный}}. \quad (4)$$

В некоторых случаях, выражение (4) может быть заменено выражением (5):

$$M_{ZГО} \approx M_{\text{потребный}}. \quad (5)$$

То есть момент, который требуется создать на ГО, должен быть достаточен для балансировки и обеспечивать соответствующий градиент для выполнения манёвра. В то же время одинаковое значение момента тангажа может быть создано различными конфигурациями ГО и его положением на фюзеляже. Поэтому при проектировании самолёта конструктор должен стремиться к минимально возможным габаритам ГО, обеспечивающим достаточное значение момента тангажа, создаваемого ГО. Минимизация ГО определяется следующими факторами:

1) дополнительным сопротивлением, создаваемым ГО при разных углах отклонения, что приводит к потере аэродинамического качества самолёта и к потерям на балансировку;

2) местоположением ГО на фюзеляже, т. е. его удалением от центра масс, что влияет на весовую эффективность планера [5];

3) габаритами, массой всего самолёта и связанными с ними моментами инерции и моментами

демпфирования, определяющими маневренность самолета.

Получаемая в рамках поставленной задачи экспертная оценка возможных проектных решений призвана оказать помощь инженеру-конструктору при поиске оптимальных параметров горизонтального оперения маневренного самолета. Блок поддержки принятия решений позволит конструктору рассмотреть больше вариантов решений и найти самый оптимальный, при котором значения параметров горизонтального оперения самолета ( $L_{ГО}$ ,  $S_{ГО}$ ,  $\chi_{ГО}$ ,  $\lambda_{ГО}$ ,  $l_{ГО}$ , а также  $M_{\text{потребный}}$ ) будут соответствовать определённому уровню весового и конструктивного совершенства планера самолёта.

**Математическая постановка задачи**

В данном случае перед нами стоит задача многокритериального выбора. Для этого в первую очередь должен быть задан набор решений, из которого будет делаться выбор [7,8]:

$X$  — множество возможных решений,

$\text{Sel } X$  — множество выбираемых решений, являющееся решением задачи.

Процесс выбора невозможен без того, кто осуществляет этот выбор и несет ответственность за его последствия, — ЛПР. В данном случае ЛПР будет являться конструктор самолетов. Наилучшее решение — это такое решение, которое наиболее полно удовлетворяет интересам и целям данного ЛПР. Стремление ЛПР достичь определенной цели в математических терминах можно выразить в виде целевой функции, заданной на множестве  $X$ .

При многокритериальной оптимизации необходимо построить оптимизационную (целевую) функцию  $F = F(f_1, f_2, \dots, f_n)$ , которая образует векторный критерий предпочтения, где  $f_1 = f_1(x_1)$ ,  $f_2 = f_2(x_2), \dots, f_n = f_n(x_n)$  — критерии оптимальности, а  $x_1, x_2, \dots, x_n$  — параметры системы, которые могут быть разнородными и не подлежат сравнению в исходном виде. Поэтому параметры должны быть

обезразмерены и нормализованы. Каждая функция  $f_i$  будет безразмерной и будет отражать важность того или иного параметра для пользователя.

При постановке многокритериальной задачи необходимо также определить **отношение предпочтения**, заданное на множестве решений. Отношение предпочтения — это такое отношение между  $x_1$  и  $x_2$ , при котором из двух решений ЛПР выбирает  $x_1$ . В данном случае отношение предпочтения совпадает с отношением «**больше — меньше**», поскольку числовые значения критериев представляют собой результаты измерений в разных шкалах, и потому применяем *шкалу отношений* [6]. Если для некоторых пар имеет место отношение  $f(x_1) > f(x_2)$ , то первое отношение предпочтительнее второго. Тогда второе решение не может быть выбрано в любом случае. Исключение всех таких вариантов приводит к нахождению множества Парето. Эксперты предметной области ранжировали критерии оптимальности в соответствии с описанной выше физической постановкой задачи. В результате многокритериальная оптимизационная задача была сведена к более простой инженерной задаче оптимизации по двум самым важным критериям. На практике конструкторы, разработчики новых типов самолетов, считают, что эффективность ГО в первую очередь определяется площадью  $S_{ГО}$  и плечом  $L_{ГО}$ . В упрощенном виде инженерная задача оптимизации сводится к поиску минимально возможной площади ГО ( $S_{ГО}$ ) и к поиску минимально возможной длины плеча при разных значениях  $C_{УГО}$ . При этом область возможных решений ограничивается предполагаемой размерностью самолёта и принятыми схемно-конструкторскими решениями. Методом простого перебора мы можем варьировать эти два параметра. Критерии оптимальности для данной задачи приведены в таблице.

Перейдем от абсолютных значений параметров к безразмерным и введем дополнительное ограничение, обусловленное схемно-конструкторскими решениями:

**Параметры для оптимизации**

Параметр	Приведенный параметр	Комментарии
$S_{ГО}$	$S_{\text{MIN}} = 1[\text{m}^2]$ $f1 = K_S * S_{ГО} / S_{\text{MIN}}$	Минимальна площадь, равная 1 м <sup>2</sup> , используется для исключения размерности параметра. $K_S$ — коэффициент, подбирающийся экспертом для адекватной оценки, насколько предпочтительней минимизировать именно площадь ГО
$L_{ГО}$	$L_{\text{MIN}} = 1[\text{m}]$ $f2 = K_L * L_{ГО} / L_{\text{MIN}}$	Минимальная длина, равная 1 м, используется для исключения размерности параметра. $K_L$ — коэффициент, подбирающийся экспертом для адекватной оценки, насколько предпочтительней минимизировать именно длину плеча ГО



$$K = K_S \Delta S + K_L \Delta L \leq \max(K_S; K_L), \quad (6)$$

где  $\Delta S, \Delta L$  вычисляются по следующим формулам (индекс  $T$  обозначает текущее значение  $S_{ГО}$  и  $L_{ГО}$ , индекс  $N$  — начальное значение, нижний индекс ГО опущен с целью наглядности формул):

$$\Delta S = \begin{cases} \frac{S_N - S_T}{S_2 - S_N}, S_T \geq S_N; \\ \frac{S_N - S_T}{S_N - S_1}, S_T < S_N; \end{cases} \quad (7)$$

$$\Delta L = \begin{cases} \frac{l_T - l_N}{l_2 - l_N}, l_T \geq l_N; \\ \frac{l_T - l_N}{l_N - l_1}, l_T < l_N. \end{cases} \quad (8)$$

Определим отношение предпочтения для данной оптимизационной задачи следующим образом:

**Увеличение параметра  $\Delta S$**  — при изменении критерия оптимальности  $S_{ГО}$  в предпочтительную сторону параметр  $\Delta S$  увеличивается, в противном случае  $\Delta S$  уменьшается. Иными словами, при отклонении текущего значения параметра  $S_{ГО}$  в предпочтительную сторону, т. е. в сторону **минимального значения, равного  $S_1$** ,  $\Delta S$  принимает **положительное** значение, а при отклонении в сторону **максимума, равного  $S_2$** ,  $\Delta S$  принимает **отрицательное** значение.

**Увеличение параметра  $\Delta L$**  — при изменении второго критерия оптимальности  $L_{ГО}$  в предпочтительную сторону параметр  $\Delta L$  увеличивается, в противном случае  $\Delta L$  уменьшается. Иными словами, при отклонении текущего значения параметра  $L_{ГО}$  в сторону **максимума, равного  $L_2$** ,  $\Delta L$  принимает **положительное** значение, а при отклонении в сторону **минимума, равного  $L_1$** ,  $\Delta L$  принимает **отрицательное** значение.

Конструктор (пользователь программы), исходя из своих предпочтений, опыта и интуиции, определяет диапазон поиска оптимальных параметров  $S_{ГО}$  и  $L_{ГО}$ . Он задает через интерфейс в качестве входных данных начальные значения площади и плеча горизонтального оперения ( $S_N, L_N$ ) и определяет области поиска оптимальных значений в виде отрезков  $[S_1, S_2]$  и  $[L_1, L_2]$ . Весовой коэффициент для площади ГО  $K_S$  либо определяется по статистике (данные о разработке различных типов самолетов), либо назначается экспертом. В результате

экспертной оценки специалистами принимаются следующие коэффициенты ранжирования ( $K_S, K_L$ ), которые определяют степень важности каждого параметра:

- для площади горизонтального оперения  $S_{ГО}$ :  $K_S = 4$ ;
- для плеча горизонтального оперения  $L_{ГО}$ :  $K_L = 6$ .

В математической модели решаемой задачи  $K_S$  и  $K_L$  являются коэффициентами ранговой корреляции. Они могут участвовать также в формировании компоновочных ограничений при формировании области поиска решений.

**Величина  $K_S$  зависит от следующих конструктивных параметров ГО:**

- стреловидности, удлинения и другой геометрии ГО;
- конструктивных решений по способу передачи сил от горизонтального оперения к фюзеляжу;
- удельной погонной массы единицы площади, которая определяется материалом и структурой конструкции: каркас, сотовая конструкция, композиционный материал.

Аналогично с этим, весовой коэффициент плеча  $K_L$  может определяться тем же способом и зависит от длины хвостовой части фюзеляжа, его погонной массы, места крепления к нему ГО. Включение этих коэффициентов в моделируемый процесс усложняют задачу, но они играют важную роль дополнительных параметров, служащих достижению весового и конструктивного совершенства.

Необходимо при заданной высоте  $H$  и скорости полёта самолета с заданным числом Маха ( $M$ ) найти такое соотношение, при котором значения параметров  $L_{ГО}$  и  $S_{ГО}$  будут соответствовать определённому уровню весового и конструктивного совершенства планера самолёта. Такие параметры имеют право на существование только в том случае, если выполняется равенство:

$$M_{ZГО} = M_{\text{потребный}}. \quad (9)$$

Таким образом, задачей эскизного проектирования ГО самолета является выбор оптимальных значений перечисленных выше параметров горизонтального оперения самолёта, обеспечивающих необходимую устойчивость и управляемость самолета при наименьшей массе конструкции при прочих равных условиях и ограничениях.

В проведенном исследовании в качестве исходных данных были выбраны следующие параметры горизонтального оперения:

- диапазон значений для плеча  $L_{ГО}$  [3...6] м, начальное приближение 4.5 м;

— диапазон значений для площади  $S_{ГО}$  [5...8] м<sup>2</sup>, начальное приближение 6.5 м<sup>2</sup>;

— диапазон значений коэффициента подъемной силы ГО  $C_{YГО}$  [0,2...1,2], начальное приближение 0,7;

— высота полёта  $H = 10000$  м;

— число Маха  $M = 0,85$  (скорость дозвуковая).

Решение задачи (3)—(5) положено в основу создания экспертной системы, которая призвана дать оценку возможности реализации принятых проектно-конструкторских решений, при выполнении условия получения потребного момента, создаваемого горизонтальным оперением самолета.

В результате проведенной оптимизации получены следующие оптимальные параметры:

— плечо горизонтального оперения  $L_{ГО} = 3.99$  м;

— площадь горизонтального оперения  $S_{ГО} = 5$  м<sup>2</sup>;

— коэффициент подъемной силы горизонтального оперения  $C_{YГО} = 0.2$ .

На рис. 4 приведена графическая интерпретация полученных решений. Изображена исследуемая поверхность и две точки: начальная исходная точка поиска А и найденная точка оптимального решения В. Плоскость  $\alpha$  отсекает область возможных решений, которая обусловлена компоновочным ограничением по допустимой длине фюзеляжа.

Точка А на рис. 4 — это точка первого приближения:  $L_{ГО} = 4.5$  м — длина плеча ГО,  $S_{ГО} = 6.5$  м<sup>2</sup> — площадь ГО,  $C_{YГО} = 0.7$  — коэффициент подъемной силы. Значение момента  $M_{ZГО} = 274412.7$ . Точка В на рис. 4 — точка оптимального решения: значение момента  $M_{ZГО} = 53475.3$

получено при следующих значениях параметров:  $L_{ГО} = 3.99$  м — длина плеча ГО,  $S_{ГО} = 5$  м<sup>2</sup> — площадь ГО,  $C_{YГО} = 0.2$ .

Как видно из полученного решения, данный метод параметризации определил точку решения на минимуме площади ГО, но не на максимуме или минимуме плеча. Полученное значение  $C_{YГО}$  тоже объяснимо, оно соответствует установившемуся горизонтальному полёту. Конструктор, как лицо, принимающее решение, определяет, устраивает его полученный момент ГО или нет, исходя из тактико-технических требований, предъявляемых к самолёту, и из его общей балансировки. При необходимости конструктор может изменить область поиска возможных решений, сузив или расширив диапазон параметров, варьируя весовые коэффициенты.

В свою очередь, возможности CAD-систем обеспечивают написание пользователем приложений с использованием API. Например, интерфейс программирования приложений (API) такой CAD-системы, как SolidWorks, — это программный интерфейс OLE SolidWorks. Интерфейс API содержит сотни функций, которые можно вызывать из Visual Basic, VBA (Visual Basic for Application), C, C++ или файлов макросов SolidWorks. Эти функции предоставляют программисту прямой доступ к функциональным возможностям SolidWorks.

Написанные пользователем приложения позволяют «загрузить» текстовые файлы с полученными параметрами ГО в графическую среду SolidWorks и автоматически сгенерировать (отредактировать) твердотельную модель оптимальной конфигурации ГО. Далее используется модуль интеграции

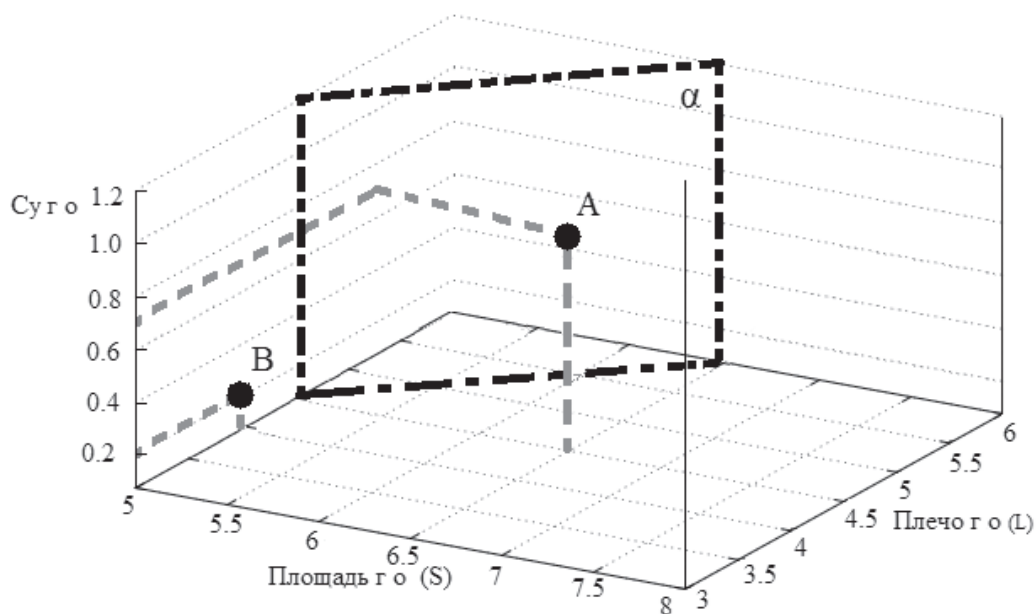


Рис. 4. График полученного оптимального решения

SolidWorks с PDM системой Step Suite. В нашем случае интеграция с Siemens NX выполняется аналогичным образом.

Электронный макет самолёта, создаваемый в среде Siemens NX (параметрическая система твердотельного моделирования), — это высокоорганизованная система сведений об изделии. С другой стороны, PDM-система такая, как Teamcenter, интегрируясь со средой NX, обеспечивает, в свою очередь, информационную поддержку и контроль.

Teamcenter — это компьютерная система управления данными машиностроительного изделия. Назначение Teamcenter — собрать всю информацию об изделии в интегрированной базе данных (БД) и обеспечить совместное использование этой информации в процессах проектирования, производства, эксплуатации. Например, с точки зрения конструктора, ГО имеет несколько вариантов исполнения (конфигураций), причем в каждом варианте исполнения присутствуют только те компоненты изделия, которые необходимы для изготовления конкретной конфигурации. Пользователю такой интегрированной БД изделия представляются в виде дерева (или пересекающегося семейства деревьев), ветви которого декомпозируются на сборочные единицы (узлы), агрегаты и отдельные детали. С элементами дерева связаны документы и присвоенные им статусы.

Для интеграции данной программы оптимизации параметров ГО с Siemens NX использованы библиотеки libufun.lib и libugopenint.lib, а приложение (программа) собрано в виде Runtime Library (\*.dll). В системе Siemens NX сохраняется ассоциативность с исходной моделью и все этапы работы отражены в дереве конструирования, что позволяет с минимальными усилиями вносить изменения. Кроме того, средства анимации системы Siemens NX позволяют интерактивно в реальном масштабе времени отработать кинематику работы механизма управления ГО.

## Выводы

Разработаны физическая и математическая постановки задачи оптимизации параметров горизонтального оперения маневренного самолёта. Для решения поставленной задачи разработан метод, включающий математическую и инженерную оптимизацию по двум или трём критериям. Исследованы существующие методы многодисциплинарной оптимизации, и разработан новый метод решения поставленной задачи, который позволяет получить оптимальные геометрические параметры горизонтального оперения с учетом всех основных факто-

ров, влияющих на процесс его проектирования. Разработанный метод интегрирован в параметрическую систему твердотельного моделирования Siemens NX. Создана автоматизированная адаптивная параметрическая система в среде приложения «Моделирование» CAD-системы NX 7.5. Она представляет собой параметризованную модель кинематической схемы управления горизонтальным оперением самолета в нескольких положениях. Создание цифровой модели горизонтального оперения в такой системе гарантирует соответствие всех данных установленным критериям, поскольку обеспечивает качественную параметризацию и оптимизацию проектных параметров такого агрегата самолёта, как ГО.

## Библиографический список

1. Бурнаев Е., Губарев Ф., Морозов С., Прохоров А., Хоминич Д. Многодисциплинарная оптимизация, анализ данных и автоматизация инженерных расчётов с помощью программного обеспечения комплекса pSeven // CAD/CAM/CAE Observer. 2014. №4(88). С. 56-61. URL: <http://www.cadcamcae.lv/N88/56-61.pdf>
2. Остославский И.В., Стражева И.В. Динамика полёта. Устойчивость и управляемость летательных аппаратов: Учебник. — М.: Машиностроение, 1965. — 502 с.
3. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. — М.: Изд-во стандартов, 1981. — 180 с.
4. Балакин В.Л., Лазарев Ю.Н. Динамика полета самолета. Устойчивость и управляемость продольного движения: электронный курс лекций. — Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет им. С.П. Королёва (нац. исслед. ун-т), 2011. URL: [http://www.ssau.ru/files/struct/deps/dinpol/umo/DPS\\_ust\\_i\\_upr\\_prod\\_dv.pdf](http://www.ssau.ru/files/struct/deps/dinpol/umo/DPS_ust_i_upr_prod_dv.pdf)
5. Попов Ю.И., Столяров Д.В. Влияние взаиморасположения балочных и кольцевых частей силового шпангоута на распределение нагрузки и массу // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т. 17. № 1. С. 33-41.
6. Ногин В.Д. Принятие решений в многокритериальной среде: количественный подход. — М.: Физматлит, 2005. — 176 с.
7. Римкевич В. Поиск минимума функции методом Хука-Дживса. URL: <http://www.100byte.ru/stdntswrks/hj/hj.html>
8. Бесекерский В.А., Попов Е.П. Теория систем автоматического регулирования. — М.: Наука, 1975. — 768 с.

## DYNAMIC OBJECT MULTIDISCIPLINARY PARAMETERS OPTIMIZATION ENGINEERING METHOD

**Romanova T.N.<sup>1\*</sup>, Paschenko O.B.<sup>2\*\*</sup>, Gavrilova N.Yu.<sup>2\*\*\*</sup>, Shchetinin G.A.<sup>1\*\*\*\*</sup>**

<sup>1</sup> *Moscow state technical university named after N.E. Bauman,  
MSTU, 5, 2-nd Baumanskaya, Moscow, 105005, Russia*

<sup>2</sup> *Russian Aircraft Corporation "MiG",  
RSK "MiG", 7, 1-th Botkinsky pr., Moscow, 125284, Russia*

\* *e-mail: rtn@bmstu.ru*

\*\* *e-mail: alexandoleg@post.ru*

\*\*\* *e-mail: mamapasha@mail.ru*

\*\*\*\* *e-mail: gashetinin@yandex.ru*

### Abstract

This work aims at developing a dynamic object multidisciplinary optimization, namely maneuverable aircraft horizontal empennage.

Horizontal empennage is a complex technical system with a great number of parameters described by the equations belonging to various scientific disciplines. Thus, the developed method represents a multidisciplinary optimization method. The efficiency of the horizontal empennage can be evaluated by the value of the moment produced by the horizontal empennage and the pitch moment gradient magnitude, which can ensure the aircraft balancing and performing a specified maneuver. Parameters necessary for optimization in the framework of the specified problem were determined and their ranking was performed by weight factor determination for each parameter. Then the goal function for horizontal empennage parameters optimization was created. Various approaches to supersonic aircraft horizontal empennage parameters optimization, such as method using Pareto principle, or method using Hurwitz criterion, were studied and realized. Analysis of operation of the above mentioned optimization methods in the context of the specified problem revealed their insufficient efficiency. With the aim of improving the obtained results a new optimization method was developed and suggested. This method employs the valuation of several valuation functions to obtain optimal solution. The effectiveness of the developed method is demonstrated using various input data sets, and the effect of various weight factors parameters on obtained result was studied. Its operation results in horizontal empennage optimal geometric parameters, formed automatically with CAD system Siemens NX 7.5 "Modeling".

**Keywords:** multi-criterion optimization, Pareto principle, Hurwitz criterion, restrictive function, aircraft horizontal empennage, horizontal empennage moment.

### References

1. Burnaev E., Gubarev F., Morozov S., Prokhorov A., Khominich D. *CAD/CAM/CAE Observer*, 2014, no. 4(88), pp. 56-61, available at: <http://www.cadcamcae.lv/N88/56-61.pdf>
2. Ostoslavskii I.V., Strazheva I.V. *Dinamika poleta. Ustoichivost' i upravlyaemost' letatel'nykh apparatov* (Flight dynamics. Stability and control of aircraft: textbook), Moscow, Mashinostroenie, 1965, 502 p.
3. *Atmosfera standartnaya. Parametry, GOST 4401-81* (Standard atmosphere. Parameters, State Standart 4401-81), Moscow, Standarty, 1981, 180 p.
4. Balakin V.L., Lazarev Yu.N. *Dinamika poleta samoleta. Ustoichivost' i upravlyaemost' prodol'nogo dvizheniya* (Flight dynamics of the aircraft. Longitudinal movement stability and control), Samara, Samarskii gosudarstvennyi aerokosmicheskii universitet im. S.P. Koroleva (natsional'nyi issledovatel'skii universitet), 2011, available at: [http://www.ssau.ru/files/struct/deps/dinpol/umo/DPS\\_ust\\_i\\_upr\\_prod\\_dv.pdf](http://www.ssau.ru/files/struct/deps/dinpol/umo/DPS_ust_i_upr_prod_dv.pdf)
5. Popov Yu.I., Stolyarov D.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2010, vol. 17, no. 1, pp. 33-41.
6. Nogin V.D. *Prinyatie reshenii v mnogokriterial'noi srede: kolichestvennyi podkhod* (Decision making in multicriteria environment: a quantitative approach), Moscow, FIZMATLIT, 2005, 176 p.
7. Rimkevich V. *Poisk minimuma funktsii metodom Khuka-Dzhivsa*, available at: <http://www.100byte.ru/stdntswrks/hj/hj.html> (accessed at 22.02.2016).
8. Besekerskii V.A., Popov E.P. *Teoriya sistem avtomaticheskogo regulirovaniya* (Theory of automatic control systems), Moscow, Nauka, 1975, 768 p.