

# ПРОЕКТИРОВАНИЕ, КОНСТРУКЦИЯ И ПРОИЗВОДСТВО ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

---

УДК 004.021

## МНОГОДИСЦИПЛИНАРНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ КОНФИГУРАЦИЙ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ МАНЕВРЕННОГО САМОЛЁТА

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*

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

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

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

---

Эффективность горизонтального оперения маневренного самолета может быть оценена по величине создаваемого момента ( $M_{ГО}$ ), который это оперение может создать относительно соответствующей оси самолета. В работе исследованы различные подходы к оптимизации  $M_{ГО}$  для маневренных самолетов. Разработан новый метод многодисциплинарной оптимизации, позволяющий получать оптимальные значения геометрических параметров горизонтального оперения самолета по пяти критериям. На основе предложенного метода разработан программный модуль, который позволяет рассчитывать оптимальные геометрические параметры горизонтального оперения самолета в автоматическом режиме в созданной автоматизированной адаптивной параметрической системе в среде приложения «Моделирование» САД-системы NX 7.5. Проведенные тестовые расчеты показали эффективность разработанного метода при различных входных параметрах.

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

---

К числу важнейших направлений развития современных систем автоматизированного проектирования (САПР) относится создание программных инструментов для автоматического синтеза проектных решений. Автоматическим способом ищутся решения, доставляющие экстремальное значение подходящей целевой функции и при этом удовлетворяющие заданному набору ограничений. Опти-

мальное решение ищется в пространстве, каждая точка которого характеризуется определенным значением варьируемых проектных параметров. Принятие проектных решений требует реализации широкого круга задач — от выбора вариантов в конечных множествах до задач творческого плана, которые могут быть реализованы только эволюционными методами. Традиционно инструменты оп-

тимизации проектных решений встраиваются в CAD/CAM/CAE-системы (Computer Aided Design/Computer Aided Manufacturing/Computer Aided Engineering). CAD-система дает возможность создать 3D-образ объекта. CAE-система позволяет определить физические свойства проектируемого объекта, а также по имеющейся модели изделия рассчитать его технические и эксплуатационные характеристики [1]. 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 совместимости геометрических моделей изделий, разрабатываемых при помощи различных программных средств, необходимо объединить CAD- и CAE-системы на единой платформе и применить методы многокритериальной оптимизации. Таким образом, для эффективного решения задач по созданию новых образцов техники необходимо автоматизировать сам процесс поиска оптимального облика и внутренних свойств изделия. Однако на этом пути существуют несколько проблем. Одна проблема, препятствующая повсеместному применению автоматической оптимизации, связана с выбором типов проектных параметров. Большинство существующих инструментов оптимизации требуют, чтобы параметры задавались вещественными числами, непрерывно изменяющимися в некоторых диапазонах. Большие трудности возникают в поддержке дискретных параметров, которые оказывают влияние на целевую функцию и сложным образом связаны между собой [2, 3].

К числу актуальных инженерных задач, решаемых в CAE-системе, следует отнести задачу про-

ектирования горизонтального оперения (ГО) маневренного самолёта, показанного на рис. 1, которая является задачей многодисциплинарной оптимизации, так как оптимизируется сложная техническая система с множеством параметров, описываемая уравнениями из различных научных дисциплин.

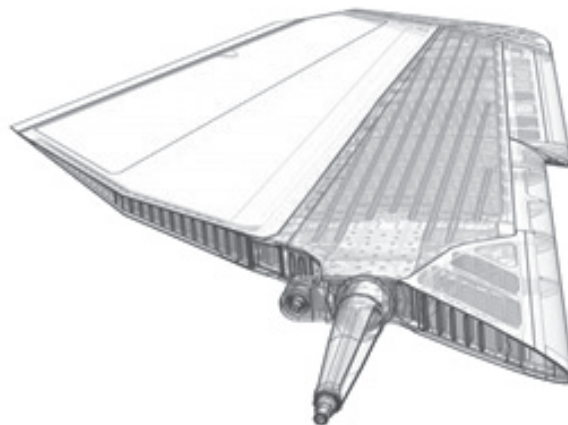


Рис. 1. Горизонтальное оперение самолёта

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

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

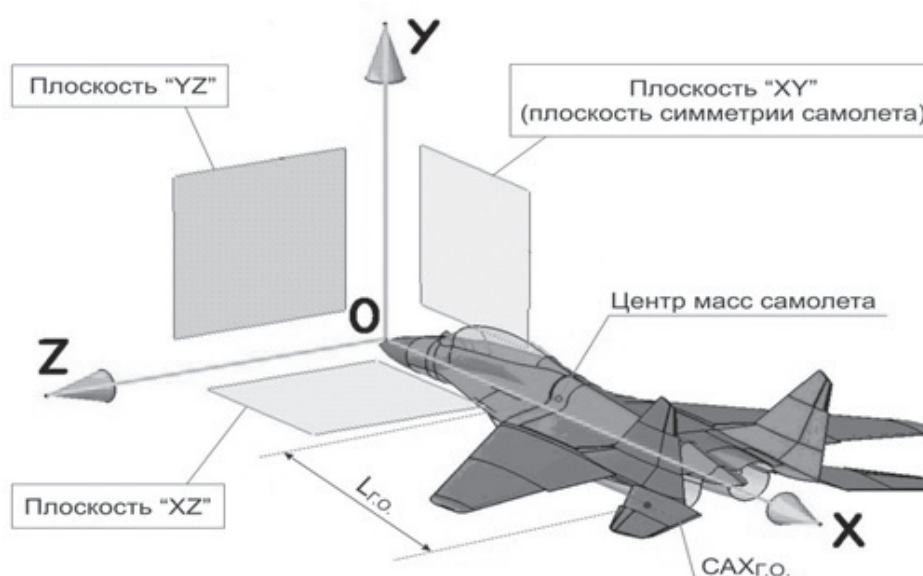


Рис. 2. Оси самолёта, плечо горизонтального оперения  $L_{ГО}$ , средняя аэродинамическая хорда горизонтального оперения  $САХ_{ГО}$

**Физическая постановка задачи**

Горизонтальное оперение самолёта (ГО) считается эффективным, если оно обеспечивает необходимый момент тангажа  $M_Z$  самолёта и достаточно большой и необходимый градиент момента тангажа, который может обеспечить балансировку самолета и выполнение им заданного манёвра. При этом учитываются разброс центровок, положение аэродинамического фокуса без ГО, площадь крыла и другие составляющие, которые могут как помогать, так и противодействовать выполнению маневра. Физическая постановка задачи подробно рассмотрена в работе [4]. При этом следует сказать, что предложенная постановка является в некотором смысле обратной по отношению к классической. В этой постановке самолёт сбалансирован, и его центровка определена, а значит, потребный момент известен. В этом случае конструктору предоставляется возможность варьировать конфигурацией ГО для достижения весового совершенства этого агрегата при выполнении условия обеспечения заданного момента тангажа. Естественно, для контрольной проверки процедура центровки самолёта может быть повторена с новой конфигурацией ГО.

Момент тангажа  $M_{zГО}$  является сопрягаемой величиной при определении эффективности ГО, поскольку в обоих случаях параметрами для вычисления являются  $C_{YГО}, S_{ГО}, L_{ГО}$  [4]. Поэтому момент тангажа, создаваемый ГО относительно оси  $Oz$ , можно определить по следующей формуле:

$$M_{zГО} = L_{ГО} C_{YГО} S_{ГО} q_{ГО}. \tag{1}$$

В свою очередь, коэффициент подъёмной силы ГО  $C_{YГО}$  зависит от его конфигурации — в частности, от удлинения  $\lambda_{ГО}$ , стреловидности  $\chi_{ГО}$ , площади  $S_{ГО}$  и размаха  $l_{ГО}$  ГО. На рис. 3 схематично представлены перечисленные параметры.

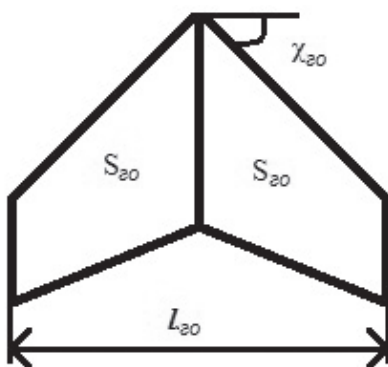


Рис. 3. Схема горизонтального оперения

Удлинение ГО вычисляется по формуле

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

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

$$M_{zГО} \geq M_{потр}. \tag{2}$$

В некоторых случаях выражение (2) может быть заменено:

$$M_{zГО} \approx M_{потр}. \tag{3}$$

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;
- 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 должна оказать помощь инженеру-конструктору при поиске оптимальных параметров горизонтального оперения маневренного самолета. Блок поддержки принятия решений позволит конструктору рассмотреть больше вариантов решений и найти оптимальный, при котором значения параметров горизонтального оперения самолета  $L_{ГО}, S_{ГО}, \chi_{ГО}, \lambda_{ГО}, l_{ГО}$ , а также  $M_{потр}$  будут соответствовать определённому уровню весового и конструктивного совершенства планера самолёта.

### Математическая постановка задачи

Постановка всякой задачи многокритериального выбора включает:

- множество возможных решений;
- векторный критерий  $F$ ;
- отношение предпочтения, заданное на множестве возможных решений.

Пусть  $X$  — множество возможных решений — набор решений, из которого следует осуществлять выбор;  $SelX$  — множество выбираемых решений. Таким образом,  $SelX \subset X$  будет представлять собой решение оптимизационной задачи.

Процесс выбора невозможен без наличия субъекта, который осуществляет выбор, преследуя свои цели, и несет полную ответственность за его последствия. В данном случае лицом, принимающим решение (ЛПР), будет конструктор самолетов. Выбранное или наилучшее решение — это такое решение, которое наиболее полно удовлетворяет интересам и целям ЛПР. Стремление ЛПР достичь определенной цели в математических терминах можно выразить в виде целевой функции, заданной на множестве  $X$ . Если на множестве  $X$  задаётся несколько числовых функций  $f_1, f_2, \dots, f_m$ , которые называют *критериями оптимальности или целевыми функциями*, то они определяют **векторный критерий**, который принимает значения в пространстве  $m$ -мерных векторов  $R^m$ :  $F = F(f_1, f_2, \dots, f_m)$ .

Пространство  $R^m$  называется пространством оценок, а всякое значение  $F(x)$  называется векторной оценкой возможного решения  $x \in X$ :

$$F(x) = F(f_1(x), f_2(x), \dots, f_m(x)).$$

Рассмотрим два возможных решения  $x_1$  и  $x_2$ . Если ЛПР выбирает решение  $x_1$ , то можно сказать,

что между двумя решениями  $x_1$  и  $x_2$  на множестве  $X$  определено *отношение предпочтения*:  $x_1 \succ_X x_2$ .

В нашей задаче отношение предпочтения совпадает с отношением «больше-меньше», поскольку числовые значения критериев представляют собой результаты измерений в разных шкалах, и потому применяем *шкалу отношений* [4]. Если для некоторых пар имеет место отношение  $F(x_1) > F(x_2)$ , то первое решение  $x_1$  считается предпочтительнее второго  $x_2$ . Тогда второе решение не может быть выбрано в любом случае. Исключение всех таких вариантов приводит к нахождению множества Парето. Экспертами предметной области было проведено ранжирование критериев оптимальности в соответствии с описанной выше физической постановкой задачи. В результате многокритериальная оптимизационная задача была сведена к более простой инженерной задаче оптимизации самых важных критериев. При этом область возможных решений ограничивается предполагаемой размерностью самолёта и принятыми схемно-конструкторскими решениями. В данной статье рассматривается три набора параметров для оптимизации:

- 1) площадь  $S_{ГО}$ , плечо  $L_{ГО}$  и момент  $M_{ГО}$ ;
- 2) площадь  $S_{ГО}$ , плечо  $L_{ГО}$  и фиксированный момент  $M_{ГО}$ ;
- 3) площадь  $S_{ГО}$ , стреловидность  $\chi_{ГО}$ , удлинение  $\lambda_{ГО}$ , плечо  $L_{ГО}$  и момент  $M_{ГО}$ .

Критерии оптимальности для данной задачи приведены в табл. 1.

### Методы оптимизации

Авторами статьи рассматриваются и сравниваются три метода решения поставленной многокритериальной задачи:

- 1) метод, использующий принцип Парето;

Таблица 1

Параметры для оптимизации

Параметр ГО	Обозначение	Единица измерения	Весовой коэффициент	Направление оптимизации
Площадь	$S_{ГО}$	м <sup>2</sup>	$K_S$	$S_{ГО} \rightarrow S_{ГО \min}$
Плечо	$L_{ГО}$	м	$K_L$	$L_{ГО} \rightarrow L_{ГО \max}$
Стреловидность	$\chi_{ГО}$	[°]	$K_\chi$	$\chi_{ГО} \rightarrow \chi_{ГО \max}$
Удлинение	$\lambda_{ГО}$	[ед]	$K_\lambda$	$\lambda_{ГО} \rightarrow \lambda_{ГО \max}$
Момент ГО	$M_{ГО}$	(Н·м)· м <sup>2</sup>	$K_M$	$M_{ГО} \rightarrow M_{ГО \min}$ $M_{ГО} \approx M_{\text{потребный}}$

- 2) метод, использующий критерий Гурвица;
- 3) разработанный авторами метод оптимизации.

**1. Метод, использующий принцип Парето**

Метод состоит из трёх этапов:

- определение целевых функций  $f_1, f_2, \dots, f_m$

(критерии оптимизации);

- составление функции-свёртки  $F(x)$ ;
- поиск экстремума функции  $F(x)$ .

Определим следующие критерии оптимизации:

$$f_1(L) = \frac{L - L_{\min}}{L_{\max} - L_{\min}}; \quad f_2(S) = \frac{S_{\max} - S}{S_{\max} - S_{\min}};$$

$$f_3(M) = \frac{M_{\max} - M}{M_{\max} - M_{\min}}; \quad f_4(\chi) = \frac{\chi - \chi_{\min}}{\chi_{\max} - \chi_{\min}};$$

$$f_5(\lambda) = \frac{\lambda - \lambda_{\min}}{\lambda_{\max} - \lambda_{\min}}.$$

При достижении параметром оптимизации своего оптимального значения значение соответствующей функции становится максимальным, а минимальным значение функции будет при достижении параметром своего самого неоптимального значения. Кроме того, в функциях выполняется нормализация соответствующих параметров на отрезке [0; 1], а значение самих функций будет безразмерной величиной.

Так как все параметры слабо связаны между собой, то выбрана аддитивная форма свёртки векторного критерия

$$F(x) = \sum_{i=1}^m f_i(x), \tag{4}$$

где  $m$  — количество используемых критериев оптимальности (равно 2, 3 или 5).

Каждое слагаемое достигает максимального значения при достижении соответствующим параметром оптимального значения, поэтому наилучшим решением будет то, для которого значение функции  $F(x)$  будет максимальным. Для поиска экстремума функции используется метод Хука—Дживса [6].

**2. Метод, использующий критерий Гурвица**

Общая формула, используемая в методе Гурвица [7], имеет следующий вид:

$$F(x) = \max_L (\alpha \min_h F(L, M, h) + (1 - \alpha) \max_h F(L, M, h)), \tag{5}$$

где  $h$  — вектор параметров, используемых для описания оперения ГО (состоит либо из значения  $S_{ГО}$ , либо из трёх значений:  $S_{ГО}, \chi_{ГО}, \lambda_{ГО}$ );  $\alpha$  — критерий пессимизма,

$$\alpha = \frac{K_M + K_h}{K_L + K_M + K_h},$$

где  $K_h$  — суммарный весовой коэффициент всех параметров оперения ГО,

$$K_h = \begin{cases} K_S, & \text{если оперение ГО характеризуется} \\ & \text{только значением } S_{ГО}; \\ K_S + K_\chi + K_\lambda, & \text{если оперение ГО} \\ & \text{характеризуется значениями } S_{ГО}, \chi_{ГО}, \lambda_{ГО}. \end{cases}$$

Таким образом, оптимальным решением будет то, которое обеспечивает максимально возможное значение плеча ГО, а параметры оперения ГО могут изменяться в зависимости от значений заданных весовых коэффициентов, влияющих на значение критерия пессимизма.

**3. Метод инженерной оптимизации**

Разработанный авторами данной статьи метод предлагает ввести дополнительную функцию, связывающую независимые параметры задачи [5]. Рассмотрим сначала случай, когда ГО описывается только с помощью плеча и площади. Формула для дополнительной функции имеет вид

$$\Phi(x) = K_L \Delta L + K_S \Delta S \leq \max(K_L; K_S), \tag{6}$$

где  $\Delta S$  и  $\Delta L$  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):

$$\Delta S = \begin{cases} \frac{S_N - S_T}{S_{\max} - S_N}, & S_T \geq S_N; \\ \frac{S_N - S_T}{S_N - S_{\min}}, & S_T < S_N; \end{cases} \tag{7}$$

$$\Delta L = \begin{cases} \frac{L_T - L_N}{L_{\max} - L_N}, & L_T \geq L_N; \\ \frac{L_T - L_N}{L_N - L_{\min}}, & L_T < L_N. \end{cases} \tag{8}$$

Таким образом, при увеличении текущего параметра  $S$  значение  $\Delta S$  будет уменьшаться и становится отрицательным. При уменьшении текущего значения параметра  $S$  значение  $\Delta S$  будет увеличиваться и становится положительным. Обратная ситуация будет с плечом ГО: при увеличении текущего параметра  $L$  значение  $\Delta L$  будет увеличиваться и становится положительным, а при уменьшении текущего значения параметра  $L$  значение  $\Delta L$  будет уменьшаться и становится отрицательным. В случае когда описание оперения ГО дополняется параметрами стреловидности и удлинения, формула для дополнительной функции выглядит следующим образом:

$$\Phi(x) = K_L \Delta L + K_S \Delta S + K_\chi \Delta \chi \leq \max(K_L; K_S; K_\chi), \quad (9)$$

где  $\Delta \chi$  вычисляется по следующей формуле (индекс  $T$  обозначает текущее значение  $\chi$ , а индекс  $N$  — начальное значение, нижний индекс ГО опущен с целью наглядности формул):

$$\Delta \chi = \begin{cases} \frac{\chi_T - \chi_N}{\chi_{\max} - \chi_N}, & \chi_T \geq \chi_N; \\ \frac{\chi_T - \chi_N}{\chi_N - \chi_{\min}}, & \chi_T < \chi_N. \end{cases} \quad (10)$$

При увеличении текущего параметра  $\chi$  значение  $\Delta \chi$  будет увеличиваться и становится положительным, а при уменьшении текущего значения параметра  $\chi$  значение  $\Delta \chi$  будет уменьшаться и становится отрицательным.

Если в оптимизации для описания оперения ГО участвуют только  $S_{ГО}$  и  $L_{ГО}$ , то используются формулы (6)—(8). В случае дополнения описания оперения ГО параметрами стреловидности и удлин-

ения ГО применяются формулы (7)—(10). Кроме того, разработанный метод использует оценочную функцию (4) для сравнения оптимальности двух решений и выбора оптимального (по аксиоме Парето).

### Результаты

В случае оптимизации с использованием фиксированного момента ГО два решения  $x_1$  и  $x_2$  могут сравниваться только если соответствующие моменты  $M_1$  и  $M_2$  удовлетворяют равенству (3) с некоторой заданной точностью.

Конструктор (пользователь программы), исходя из своих предпочтений, опыта и интуиции, задает начальные значения, определяет области поиска оптимальных значений и весовые коэффициенты. Данные для тестирования были предоставлены инженерами профильных конструкторских бюро.

В случае оптимизации по трём параметрам (площадь  $S_{ГО}$ , плечо  $L_{ГО}$  и момент  $M_{ГО}$ ) в проводимом исследовании в качестве исходных данных были выбраны следующие параметры горизонтального оперения:

- диапазон значений для плеча  $L_{ГО}$  [3...7] м, начальное приближение  $L_N = 5$  м, весовой коэффициент  $K_L$  равен 4, 6 или 8;
- диапазон значений для площади  $S_{ГО}$  [5...9] м<sup>2</sup>, начальное приближение  $S_N = 7$  м<sup>2</sup>, весовой коэффициент  $K_S = 2$ ;
- значение коэффициента подъемной силы ГО  $C_{YГО} = 1,2$ ;
- высота полёта  $H = 10000$  м; число Маха  $M = 0,85$  (скорость дозвуковая);
- весовой коэффициент момента  $M_{ГО}$   $K_M = 6$ .

В табл. 2 представлены расчётные оптимальные значения параметров  $L$  и  $S$ , полученные без фиксации момента ГО.

Таблица 2

Оптимальные решения, полученные при отсутствии фиксированного значения момента ГО

Метод оптимизации	$L$ , м	$S$ , м <sup>2</sup>	$M$ , (Н·м)·м <sup>2</sup>	$K_L$
На основе метода Парето	6.9	5.1	565954	4
На основе критерия Гурвица	4.33	5	348193	
<b>Предложенный метод</b>	<b>5.98</b>	<b>5</b>	<b>480876</b>	
На основе метода Парето	6.9	5.1	565954	6
На основе критерия Гурвица	4.71	5	378750	
<b>Предложенный метод</b>	<b>6.32</b>	<b>5</b>	<b>508216</b>	
На основе метода Парето	6.9	5.1	565954	8
На основе критерия Гурвица	5	5	402070	
<b>Предложенный метод</b>	<b>6.48</b>	<b>5</b>	<b>521083</b>	

Из полученных результатов видно, что с увеличением весового коэффициента плеча ГО в общей задаче оптимизации стратегия максимизации длины плеча начинает преобладать над стратегией минимизации момента ГО.

Также стоит отметить, что разработанный метод показал результаты лучше тех, что были получены другими исследуемыми методами. Оптимальные результаты выделены в табл. 2:

— при значении весового коэффициента  $K_L = 8$  оптимальное решение следующее: длина плеча ГО  $L_{ГО} = 6,48$  м, площадь ГО  $S_{ГО} = 5$  м<sup>2</sup>, момент ГО  $M_{ГО} = 521083$  (Н·м)·м<sup>2</sup>;

— при значении весового коэффициента  $K_L = 6$  оптимальное решение следующее: длина плеча ГО  $L_{ГО} = 6632$  м, площадь ГО  $S_{ГО} = 5$  м<sup>2</sup>, момент ГО  $M_{ГО} = 508216$  (Н·м)·м<sup>2</sup>;

— при значении весового коэффициента  $K_L = 4$  оптимальное решение следующее: длина плеча ГО  $L_{ГО} = 5698$  м, площадь ГО  $S_{ГО} = 5$  м<sup>2</sup>, момент ГО  $M_{ГО} = 480876$  (Н·м)·м<sup>2</sup>.

При фиксировании момента ГО все методы дают схожие результаты. Это обусловлено тем, что фиксирование значения момента ГО ( $M_{ГО} = 270000$  (Н·м)·м<sup>2</sup>) приводит к значительному сужению области возможных решений и все методы получают одно и то же решение вне зависимости от значения весового коэффициента  $K_L$ . Результаты оптимизации приведены в табл. 3.

В случае оптимизации по пяти параметрам (площадь  $S_{ГО}$ , стреловидность  $\chi_{ГО}$ , удлинение  $\lambda_{ГО}$ , плечо  $L_{ГО}$  и момент  $M_{ГО}$ ) в проводимом исследовании в качестве исходных данных были выбраны следующие параметры горизонтального оперения:

— диапазон значений для плеча  $L_{ГО}$  [3...7] м, начальное приближение  $L_N = 5$  м, весовой коэффициент  $K_L = 4$ ;

— возможные конфигурации оперений ГО задавались векторами из дискретных параметров:

( $S_{ГО}, \chi_{ГО}, l_{ГО}, C_{YГО}$ ): (7.48, 40, 4.4, 0.635), (7.48, 45, 4.4, 0.6133), (7.48, 35, 4.4, 0.653), (8.5, 45, 5, 0.6657), (8.5, 40, 5, 0.6835), (8.5, 35, 5, 0.703), (6.8, 40, 4, 0.605), (6.8, 45, 4, 0.5887), (6.8, 35, 4, 0.6163). Весовые коэффициенты параметров ГО равны:  $K_S = 3$ ,

$K_\chi = 3, K_\lambda = 4$ ;

— высота полёта  $H = 10000$  м;

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

— весовой коэффициент момента ГО  $K_M = 6$ .

В табл. 4 представлены полученные оптимальные значения параметров ГО.

Получение разработанным методом лучших результатов связано с введением неравенства (6), которое вводит дополнительную связь между параметрами оптимизации, уменьшая область возможных решений и выбирая оптимальное решение. Экспертами данной предметной области проверена адекватность построенной математической модели, и численные расчеты, полученные по данной модели, хорошо согласуются с параметрами, полученными в результате экспериментов при аэродинамических испытаниях.

Данные методы реализованы в программном модуле, собранном в виде Runtime Library (\*.dll). На основе разработанных алгоритмов создаётся графический пользовательский интерфейс. Обработка событий интерфейса производится с помощью внешних функций, которые находятся в разработанной библиотеке Runtime Library.

### Выводы

Разработаны физическая и математическая постановки задачи для оптимизации параметров горизонтального оперения маневренного самолёта.

Таблица 3

Оптимальные решения, полученные при фиксированном

Метод оптимизации	Метод	$L, \text{ м}$	$S, \text{ м}^2$	$M, (\text{Н}\cdot\text{м})\cdot\text{м}^2$
На основе метода Парето	1	3.3	5.1	270673
На основе критерия Гурвица	2	3.39	5	272603
Предложенный метод	3	3.38	5	271799

Таблица 4

Оптимальные параметры ГО

Метод оптимизации	$L, \text{ м}$	$S, \text{ м}^2$	$\chi, ^\circ$	$l, \text{ м}$	$\lambda$	$M, (\text{Н}\cdot\text{м})\cdot\text{м}^2$
На основе метода Парето	7	6.8	45	4	2.35	375562
На основе критерия Гурвица	3.8	7.48	40	4.4	2.58	241902
<b>Предложенный метод</b>	<b>6.98</b>	<b>8.5</b>	<b>45</b>	<b>5</b>	<b>2.94</b>	<b>529338</b>

Для решения поставленной задачи исследованы существующие методы многодисциплинарной оптимизации и разработан новый метод, включающий математическую и инженерную оптимизацию по пяти критериям, который позволяет получить оптимальные геометрические параметры горизонтального оперения с учетом всех основных факторов, влияющих на процесс его проектирования.

### Библиографический список

1. Бурнаев Е., Губарев Ф., Морозов С., Прохоров А., Хонич Д. Многодисциплинарная оптимизация, анализ данных и автоматизация инженерных расчётов с помощью программного обеспечения комплекса рSeven // CAD/CAM/CAE Observer. 2014. №4 (88). С. 1-6.
2. Зиненков Ю.В., Луковников А.В., Черкасов А.Н. Оценка эффективности силовой установки высотного беспилотного летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 3. С. 91-102.
3. Фокин Д.Б., Исянов А.М. Исследования по формированию оптимального облика силовой установки перспективного ударного беспилотного летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т.21. №4. С. 132-143.
4. Романова Т.Н., Пащенко О.Б., Гаврилова Н.Ю., Шchetинин Г.А. Инженерный метод оптимизации параметров горизонтального оперения маневренного самолета, интегрированный с CAD-системой // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2016. № 2. С. 40-52.
5. Ногин В.Д. Принятие решений в многокритериальной среде: количественный подход. — М.: Физматлит, 2005. — 176 с.
6. Римкевич В. Поиск минимума функции методом Хука-Дживса. URL: <http://www.100byte.ru/stdntswrks/hj/hj.html> (дата обращения 22.02.2016).
7. Бесекерский В.А., Попов Е.П. Теория систем автоматического регулирования. — М.: Наука, 1972. — 768 с.

## MANEUVERABLE AIRCRAFT HORIZONTAL EMPENNAGE CONFIGURATIONS MULTIDISCIPLINARY OPTIMIZATION

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, 2nd Baumanskaya, Moscow, 105005, Russia

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

\* 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: [gashetinin@yandex.ru](mailto:gashetinin@yandex.ru)

### Abstract

The presented work is dedicated to horizontal empennage multidisciplinary optimization method development. Horizontal empennage is a complex technical system, described by the equations belonged to various scientific disciplines. That is why the developed method is called multidisciplinary. The horizontal empennage efficiency can be evaluated by the values of generated pitch moment and its gradient, guaranteeing the aircraft balancing and specified flight maneuver execution. The object region analysis was carried out and various parameters combinations for optimization within the framework of the given problem were determined. We determine optimization line and specify weighting factor for each parameter. Each of the parameters can be set either as a range-parameter, fixed-

value, or a set of discrete values. Besides, the simultaneous several parameter setting by a set of tuples, containing discrete parameters values, is possible. The goal function is obtained (where the number of addends is determined by the number of optimized parameters). The goal function structure allows operate with all optimized parameters combinations, regardless of the way of their specifying.

Various approaches to the horizontal empennage optimization (methods employing the Pareto principle, and the Hurwitz criterion) were studied. The analysis of the obtained results revealed the insufficient efficiency of the implemented methods. To improve the obtained results, a new multidisciplinary optimization method was developed and suggested. This method employs several



evaluation functions to obtain optimal solution. The efficiency of this method is demonstrated using various data sets and input data combinations. The effect of various weighting factors values on the obtained result was studied. The result of the suggested method implementation is horizontal empennage geometrics

The suggested method was realized in the form of a Runtime library and integrated into CAD system Siemens NX 7.5 “Modeling” environment.

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

## References

1. Burnaev E., Gubarev F., Morozov S., Prokhorov A., Khonich D. *CAD/CAM/CAE Observer*, 2014, vol. 88, no. 4, pp.1-6.
2. Zinenkov Yu.V., Lukovnikov A.V., Cherkasov A.N. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2015, vol. 22, no. 3, pp. 91-102.
3. Fokin D.B., Isyanov A.M. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2014, vol. 21, no. 4, pp. 132-143.
4. Romanova T.N., Pashchenko O.B., Gavrilova N.Yu., Shchetinin G.A. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Priborostroenie*, 2016, no. 2, pp. 40–52.
5. Nogin V.D. *Prinyatie reshenii v mnogokriterial'noi srede: kolichestvennyi podkhod* (Decision making in multicriteria environment: a quantitative approach), Moscow, FIZMATLIT, 2005, 176 p.
6. Rimkevich V. *Poisk minimuma funktsii metodom Khuka-Dzhivsa*, available at: <http://www.100byte.ru/stdntswrks/hj/hj.html> (accessed at 22.02.2016).
7. Besekerskii V.A., Popov E.P. *Teoriya sistem avtomaticheskogo regulirovaniya* (Theory of automatic control systems), Moscow, Nauka, 1972, 768 p.