

06, июнь 2016

УДК 004.021

Инженерный метод оптимизации параметров динамического объекта

*Щетинин Г.А., студент
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
кафедра «Программное обеспечение ЭВМ и информационные технологии»*

*Научные руководители: Романова Т.Н., к.ф.-м.н., доцент
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана
rtn@bmstu.ru*

*Пащенко О.Б., к.т.н., доцент
Россия, 125284, Москва, АО «РСК «МиГ»*

*Гаврилова Н.Ю.,
Россия, 125284, Москва, АО «РСК «МиГ»*

Любой вид человеческой деятельности связан с ситуациями, в которых необходимо выбрать решение какой-то задачи из нескольких возможных. Человек, который выбирает наилучшее 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 дают 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 совместимости 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 автоматизировать сам процесс поиска оптимального облика и внутренних свойств изделия.

К числу инженерных задач, решаемых в САЕ-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 нему требования позволяют сформулировать технологию проектирования, изготовления и функционирования горизонтального оперения самолёта (ГО), показанного на рис. 1.

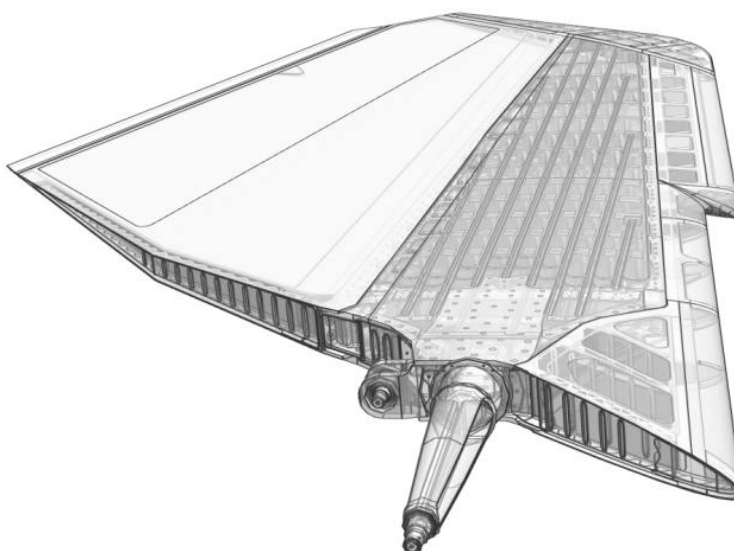


Рис. 1. Горизонтальное оперение самолёта

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.

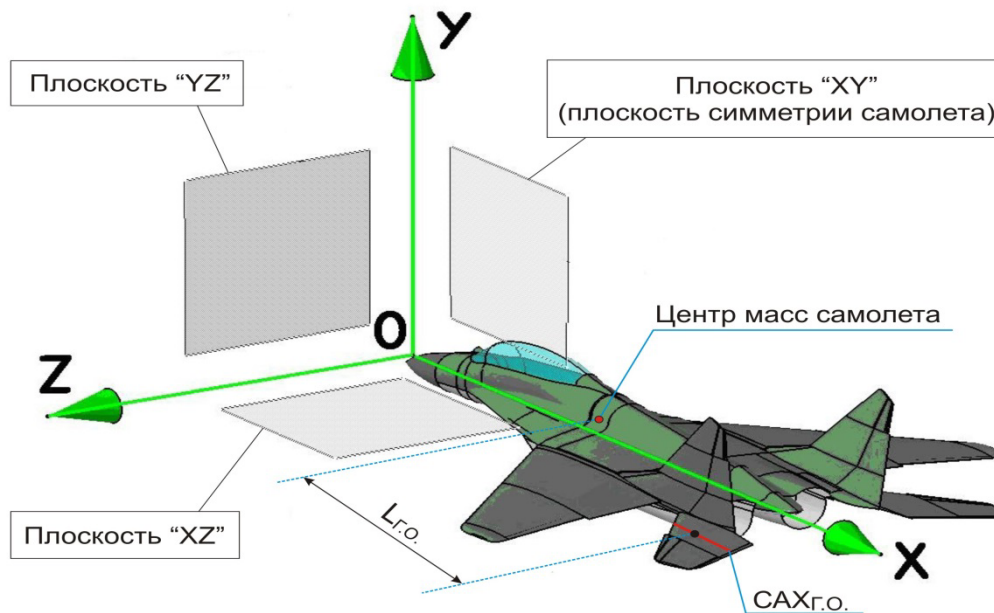


Рис. 2. Оси самолёта, плечо горизонтального оперения $L_{ГО}$, средняя аэродинамическая хорда горизонтального оперения $САХ_{ГО}$

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

Физическая постановка задачи

Горизонтальное оперение самолёта (ГО) считается эффективным, если оно обеспечивает необходимый момент тангажа M_z самолёта (рис.2), который может обеспечить балансировку самолета и выполнение им заданного манёвра. Момент тангажа, создаваемый ГО относительно оси Oz определяется по формуле [3]:

$$M_{zГО} = L_{ГО} * C_{YГО}^{\alpha} * S_{ГО} * q_{ГО} \quad (1)$$

Где $L_{ГО}$ – длина плеча ГО;

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

$S_{ГО}$ – площадь ГО;

$q_{ГО}$ – скоростной напор потока воздуха на горизонтальном оперении, вычисляемый по формуле:

$$q_{ГО} = \frac{\rho_B * V^2}{2}$$

$$V = M * a,$$

где ρ_B – плотность воздуха на высоте H ;

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 ρ_B и скорость звука на высоте H берутся из таблицы [4].

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

$$M_{ZГО} \geq M_{\text{потребный}}. \quad (2)$$

В некоторых случаях, выражение (2) может быть заменено выражением (3):

$$M_{ZГО} \approx M_{\text{потребный}}. \quad (3)$$

То есть, момент, который требуется создать на ГО, должен быть достаточен для балансировки и обеспечивает 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, то есть 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 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 (размеры $L_{ГО}$ и $S_{ГО}$, а также $M_{\text{потребный}}$), будут соответствовать определённому уровню весового и конструктивного совершенства планера самолёта.

Математическая постановка задачи

Поставленная задача является задачей многокритериального выбора. Определим:

X – множество возможных решений – набор решений, из которого следует осуществлять выбор;

$Sel X$ – множество выбираемых решений, $Sel X \subset X$. Оно и представляет собой решение задачи.

Процесс выбора невозможен без наличия того, кто осуществляет выбор, преследуя свои цели. Человек, который производит выбор и несет полную ответственность за его последствия, называется лицом, принимающим решение (ЛПР). В данном случае ЛПР будет являться 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 .

На множестве X задаётся несколько критериев оптимальности f_1, f_2, \dots, f_m , которые 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 решениями x_1 и x_2 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* [5]. Если для некоторых пар имеет место отношение $F(x_1) > F(x_2)$, то первое решение предпочтительнее второго. 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. В данной статье рассматривается два набора параметров для оптимизации:

1) площадь $S_{ГО}$, плечо $L_{ГО}$ и момент $M_{ГО}$;

2) площадь $S_{ГО}$, плечо $L_{ГО}$.

В упрощенном виде инженерная задача оптимизации сводится к поиску минимально возможной площади ГО и к поиску максимально возможной длины плеча ГО. Значение момента ГО может быть либо фиксировано (3), либо должно быть минимизировано. При этом область возможных решений ограничивается предполагаемой размерностью самолёта и принятыми схемно-конструкторскими решениями.

Критерии оптимальности для данной задачи приведены в таблице 1.

Таблица 1

Параметры для оптимизации

Параметр	Обозначение	Единица измерения	Весовой коэффициент	Направление оптимизации
Площадь ГО	$S_{ГО}$	m^2	K_S	$S_{ГО} \rightarrow S_{ГО,min}$
Плечо ГО	$L_{ГО}$	м	K_L	$L_{ГО} \rightarrow L_{ГО,max}$
Момент ГО	$M_{ГО}$	$(H * m) * m^2$	K_M	$\begin{cases} M_{ГО} \rightarrow M_{ГО,min} \\ M_{ZГО} \approx M_{потребный} \end{cases}$

Методы оптимизации

Авторами статьи рассматриваются и сравниваются между собой 3 метода решения поставленной многокритериальной задачи:

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

Рассмотрим первый метод – метод, использующий Парето. Он состоит из двух этапов:

- определение функций f_1, f_2, \dots, f_m и составление функции-свёртки $F(x)$
- поиск экстремума функции $F(x)$

Определим функции для оптимизации по каждому из критериев:

$$f_1(L) = K_L \frac{L - L_{min}}{L_{max} - L_{min}}$$
$$f_2(S) = K_S \frac{S_{max} - S}{S_{max} - S_{min}}$$
$$f_3(M) = K_M \frac{M_{max} - M}{M_{max} - M_{min}}$$

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 $F(x)$:

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

$$F(x) = f_1(L) + f_2(S) + f_3(M) \quad (4).$$

Так как каждое слагаемое достигает максимального значения при достижении соответствующим параметром оптимального значения, то наилучшим решением будет то, для которого значение функции $F(x)$ будет максимальным.

Для поиска экстремума функции используется метод Хука-Дживса [6].

Рассмотрим второй метод, использующий критерий Гурвица [7]. Общая формула, используемая в методе, имеет следующий вид:

$$F(x) = \max_L \left(\alpha * \min_S M(L, S) + (1 - \alpha) * \max_S M(L, S) \right) \quad (5)$$

α – критерий пессимизма, вычисляемый по формуле:

$$\alpha = \frac{K_M + K_S}{K_L + K_M + K_S}.$$

Таким образом, оптимальным решением будет то, которое обеспечивает максимальное плечо ГО, а площадь ГО может изменяться в зависимости от значений заданных весовых коэффициентов.

Разработанный авторами данной статьи метод предлагает ввести дополнительную функцию, связывающую независимые параметры задачи:

$$\Phi(x) = K_L \Delta L + K_S \Delta S \leq \max(K_L; K_S). \quad (6)$$

где ΔS и ΔL вычисляются по следующим формулам (индекс T обозначает текущее значение $S_{ГО}$ и $L_{ГО}$, а индекс N – начальное значение, нижний индекс ГО опущен с целью наглядности формул):

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

$$\Delta L = \begin{cases} \frac{L_T - L_N}{L_2 - L_N}, L_T \geq L_N \\ \frac{L_T - L_N}{L_N - L_1}, L_T < L_N \end{cases} \quad (8)$$

Таким образом, при увеличении текущего параметра S значение ΔS будет уменьшаться и становится отрицательным. При уменьшении текущего значения параметра S значение ΔS будет увеличиваться и становится положительным. Обратная ситуация будет с плечом ГО: при увеличении текущего параметра L значение ΔL будет увеличиваться и становится положительным, а при уменьшении текущего значения параметра L значение ΔL будет уменьшаться и становится отрицательным.

Кроме того, разработанный метод использует функцию сравнения оптимальности двух решений (данная формула аналогична формуле (4)):

$$F(x_1, x_2) = K_L \frac{L_1 - L_2}{L_{max} - L_{min}} + K_S \frac{S_2 - S_1}{S_{max} - S_{min}} + K_M \frac{M_2 - M_1}{M_{max} - M_{min}}$$

Если решение x_1 предпочтительней решения x_2 по одному из параметров, то слагаемое, включающее этот параметр, будет положительным. В противном случае, оно будет отрицательным (или равным нулю).

Таким образом, в разработанном методе решение x_1 будет предпочтительней решения x_2 , если для этого решения выполняется неравенство (6), а также

$$F(x_1, x_2) > 0.$$

Конструктор (пользователь программы), исходя из своих предпочтений, опыта и интуиции, задает начальные значения (S_N, L_N) , определяет области поиска оптимальных значений в виде отрезков $[S_1, S_2]$ и $[L_1, L_2]$, а также и весовые коэффициенты K_S , K_L и K_M . Кроме того пользователь может также задать фиксированное значение для момента ГО - $M_{потребный}$. В этом случае, во всех трёх методах момент ГО будет рассматриваться как фиксированное значение и на рассматриваемые решения будет наложено дополнительное условие в виде выражения (3).

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

- диапазон значений для плеча $L_{ГО}$ [3..7] м, начальное приближение 5м, весовой

коэффициент K_L равен 4, 6 или 8.

- диапазон значений для площади $S_{ГО}$ [5..9] m^2 , начальное приближение 7 m^2 ,
весовой коэффициент K_S равен 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 $M_{ГО} K_M$ равен 9.

В таблицах 2-5 представлены результаты проведённой оптимизации. В таблице 2 представлены расчётные оптимальные значения параметров L и S , полученные без фиксации момента ГО. Экспертами данной предметной области проверена адекватность построенной математической модели, и численные расчеты, полученные по данной модели, хорошо согласуются с параметрами, полученные в результате экспериментов при аэродинамических испытаниях.

Таблица 2

Оптимальные решения, полученные при отсутствии
фиксированного значения момента ГО

Метод	L, м	S, m^2	M, (H*M)* m^2	K_L
1	7	5	562898	8
2	7	5.8	652962	
3	6.5	5	522691	
1	7	5	562898	6
2	7	6	675477	
3	6.32	5	508216	
1	3.02	5	242850	4
2	7	6.33	713004	
3	6	5	482484	

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 при отсутствии фиксированного значения момента ГО разработанный метод показал лучшие результаты, чем те, что были получены другими исследуемыми методами. Лучшие результаты выделены в таблице 2: при значении весового коэффициента $K_L = 8$ оптимальное решение следующее: длина плеча ГО

$L_{ГО} = 6.5$ м, площадь ГО $S_{ГО} = 5$ м², момент ГО $M_{ГО} = 522691$ (Н * м) * м²; при значении весового коэффициента $K_L = 6$ оптимальное решение следующее: длина плеча ГО $L_{ГО} = 6.32$ м, площадь ГО $S_{ГО} = 5$ м², момент ГО $M_{ГО} = 508216$ (Н * м) * м²; при значении весового коэффициента $K_L = 4$ оптимальное решение следующее: длина плеча ГО $L_{ГО} = 6$ м, площадь ГО $S_{ГО} = 5$ м², момент ГО $M_{ГО} = 482484$ (Н * м) * м².

Получение разработанным методом лучших результатов связано с введением неравенства (8), которое вводит дополнительную связь между параметрами оптимизации, уменьшая область возможных решений и выбирая решение, в котором ни один из параметров не принимает своё самое неоптимальное значение.

В таблицах 3-5 представлены результаты проведённой оптимизации при условии фиксированного значения момента ГО на значениях около 240000, 245000 и 250000.

Таблица 3

Оптимальные решения, полученные методом, использующим принцип Парето

L, м	S, м ²	M, (Н*м)* м ²	K _L
3.01	5	242046	8
3.08	5	247675	
3.14	5	252500	
3.01	5	242046	6
3.08	5	247675	
3.14	5	252500	
3.01	5	242046	4
3.08	5	247675	
3.14	5	252500	

Таблица 4

Оптимальные решения, полученные методом, использующим критерий Гурвица

L, м	S, м ²	M, (Н*м)* м ²	K _L
3.01	5	242046	8
3.07	5.002	246970	
3.14	5	252500	
3.01	5	242046	6
3.07	5.0025	246994	
3.14	5	252500	
3.01	5	242046	4

3.07	5.00333	247036	
3.14	5	252500	

Таблица 5

Оптимальные решения, полученные разработанным методом

L, м	S, м ²	M, (Н*м)* м ²	K _L
3	5	241242	8
3.06	5	246067	
3.14	5	252500	
3	5	241242	6
3.06	5	246067	
3.14	5	252500	
3	5	241242	4
3.06	5	246067	
3.14	5	252500	

При фиксировании момента ГО все методы дают схожие результаты, что обусловлено тем, что фиксирование значения момента ГО приводит к значительному сужению области возможных решений, и все методы получают практически одно и то же решение.

Данные методы реализованы в программном модуле, собранном в виде Runtime Library (*.dll). В данный момента на основе разработанных алгоритмов создаётся графический пользовательский интерфейс (файл с расширением *.dlx). Обработка событий интерфейса производится с помощью внешних функций, которые находятся в разработанной библиотеке Runtime Library. По завершению работы программа будет интегрирована в параметрическую систему твердотельного моделирования, в которой создается электронный макет самолёта, среде Siemens NX.

Заключение

В данной работе разработаны физическая и математическая постановки задачи для 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 факторов, влияющих на процесс его проектирования. Разработанный метод в ближайшей перспективе будет интегрирован в параметрическую систему твердотельного моделирования Siemens NX.

Список литературы

- [1]. Бурнаев Е., Губарев Ф., Морозов С., Прохоров А., Хонич Д. Многодисциплинарная оптимизация, анализ данных и автоматизация инженерных расчётов с помощью программного обеспечения комплекса pSeven // CAD/CAM/CAE Observer. Электрон. журн. 2014. №4 (88). С.1-6.
- [2]. Остославский И.В., Стражева И.В. Динамика полёта. Устойчивость и управляемость летательных аппаратов: учебник. М.: Машиностроение, 1965. 502 с.
- [3]. Балакин В.Л., Лазарев Ю.Н. Динамика полета самолета. Устойчивость и управляемость продольного движения: электрон. курс лекций. Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королёва (нац. исслед. ун-т). Электрон. текстовые и граф. дан. (1,01 Мбайт). Самара, 2011. 1 эл. опт. диск (CD-ROM). Систем. требования: ПК Pentium; Windows 98.
- [4]. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. Введ.: 1982-07-01. М.: Изд-во стандартов, 1981. 180 с.
- [5]. Ногин В.Д. Принятие решений в многокритериальной среде: количественный подход. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2005. 176 с.
- [6]. Поиск минимума функции методом Хука-Дживса. Режим доступа: <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.