

УДК 629.73-027.31+533.6

К ПОИСКУ ОПТИМАЛЬНОЙ КОМПОНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ЗАМКНУТЫМ КРЫЛОМ

© 2012 А. Ю. Лазарев¹, В. Н. Семенов²¹Московский физико-технический институт, г. Жуковский²Центральный аэрогидродинамический институт (ФГУП «ЦАГИ»), г. Жуковский

Рассматривается история развития летательных аппаратов с замкнутыми крыльями. Осуществляется классификация существующих и возможных конфигураций. Освещаются преимущества и недостатки замкнутых аэродинамических поверхностей и перспективы развития данной схемы.

Аэродинамика, оптимизация, замкнутые аэродинамические поверхности.

Базис для синтеза облика крыла

Классическая монопланная конструктивно - силовая схема (КСС) летательного аппарата (ЛА) уже почти доведена до совершенства и вероятность новых существенных прорывов в улучшении ее характеристик невелика, тогда как многие иные КСС, сегодня уступающие классической схеме по ряду параметров, имеют существенно больший диапазон возможных базовых и параметрических совершенствований. В настоящее время в ведущих авиационных центрах исследуются новые проекты неклассического облика, многие из которых будут обладать свойством адаптации к режимам полета, вплоть до преобразования внешнего облика.

До недавнего времени поиск новых концепций облика ЛА базировался преимущественно на аэродинамических критериях. Однако многокритериальные подходы к проектированию показывают недостатки такого монополюсного приоритета. Одна из причин этого — отсутствие универсальной теории и единой аэродинамической расчетной модели. Расчетный инструмент, подобный методу конечных элементов (МКЭ) в строительной механике, для аэродинамики остается трудно достижимой целью. Разнообразие аэродинамических теорий не позволяет сегодня организовать пространственный синтез оптимального облика ЛА на единой основе. Существует разделение теоретической аэродинамики на дозвуковую и сверхзвуковую, причем проблемы некоторых разделов, например акустики,

решаются отдельно и иными методами. Учет теории подобия, сжимаемости потока, турбулентности, чисел Рейнольдса и Маха влияют на построение соответствующих теорий и методов расчета. Таким образом, при описании одной и той же среды используются различные подходы с плохо стыкуемыми решениями на границах их применения, что не позволяет реализовать процесс синтеза оптимального облика ЛА на полном пространстве возможных значений проектных параметров. Аэродинамика превращается в искусство выбора методов, объяснения коэффициентов и интерпретации результатов даже при расчете классического монопланного крыла. Большие сложности имеются также в постановке и интерпретации экспериментальных результатов, полученных в аэродинамических трубах (АДТ). Основополагающий принцип экспериментальной аэродинамики об «обратимости потоков», согласно которому величина, направление и точка приложения аэродинамических сил не зависят от того, обтекается ли тело потоком воздуха, или же оно движется в неподвижном воздухе, на практике выполняется приближенно. В 1779 году Дюбуа обнаружил парадокс: оказалось, что сопротивление пластинки перемещаемой в спокойной воде, и сопротивление неподвижной пластики в канале с проточной водой отличаются приблизительно на 30%. Аналогичный эффект для экспериментов в газовом потоке Н.Е. Жуковский объяснил влиянием стенок АДТ. Высказывается также гипотеза, что энергетика потока воздуха в

атмосфере и в АДТ, где молекулы газа прошли через ускорители потока, могут отличаться на существенную величину и создавать различную подъемную силу на профиле.

Одной из наиболее перспективных концепций КСС считается ЛА с замкнутой системой несущих поверхностей [1,2,3]. Однако в случае поиска и синтеза оптимальной компоновки ЛА в этом классе встают еще более сложные проблемы, связанные с наличием интерференции аэродинамических поверхностей и их взаимным влиянием через скосы потока. Синтез оптимальной конфигурации ЛА при этом требует определения уже на начальном этапе проектирования рациональных значений интегральных и локальных проектных параметров ЛА. Интегральными геометрическими параметрами крыла ЛА

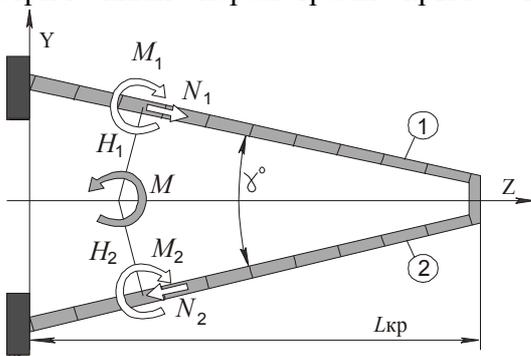


Рис. 1. Уравновешивание момента внешних сил в сечении крыла

Принятие в качестве критерия оптимальности условия достижения минимума веса конструкции при обеспечении прочности и сохранении характеристик аэродинамики и управления полетом позволяет на первом этапе снизить вес конструкции ЛА. Далее, в силу выполнения «Уравнения существования ЛА» этот выигрыш может быть «разменян» на улучшение аэродинамических характеристик (удлинение крыла), увеличение дальности полета (запас топлива), увеличение веса полезной нагрузки и так далее.

Истоки преимуществ замкнутого крыла

Характер силового взаимодействия замкнутой системы крыльев демонстрирует рис. 1, из которого видно, что за счет

являются: удлинение, сужение, стреловидность, поперечное V , выносы продольной и вертикальной осей верхнего и нижнего крыла, а также углы установки крыльев относительно продольной оси, профили и крутка верхнего и нижнего крыла.

Естественной и, пожалуй, единственной на настоящий момент времени базой для пространственного синтеза облика перспективного ЛА на многокритериальной основе являются оптимизационные комплексы, реализующие метод конечных элементов и включающие блоки пересчета аэродинамики с ограничениями в форме сохранения и улучшения характеристик аэродинамики и управления полетом ЛА и учитывающие явления аэроупругости [4].

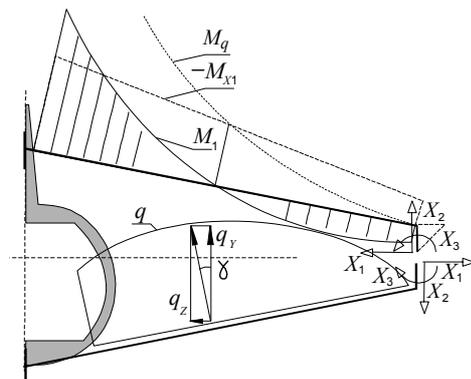


Рис. 2. Суперпозиция этор момента изгиба балок

связанности системы в верхнем крыле возникают усилия сжатия N_1 , а в нижнем - усилия растяжения N_2 . Условие равенства моментов от внешних сил M и моментов от внутренних сил в сечении выполняются при рассмотрении системы крыльев в целом, с учетом суммарной строительной высоты сечения H конструкции и локальных моментов в верхнем кессоне M_1 и нижнем кессоне M_2 :

$$M = M_1 + M_2 + N_1 H_1 + N_2 H_2.$$

Поскольку усилия N_1 и N_2 значительны и действуют на большом плече, создаваемый ими момент при определенных значениях проектных параметров составляет большую часть от суммарного момента. Такую трансформацию силовых потоков следует считать рациональной, поскольку работа конструкции на растяжение - сжатие

предпочтительнее работы на изгиб. При жестком соединении концов крыльев совместная упругая деформация системы вызывает моментную реакцию M_k со стороны соединительной концевой шайбы, которая является "разгрузочной" (по изгибающим моментам), причем для обоих крыльев. Суперпозиция эпюр моментов от аэродинамического нагружения M_q и разгрузочного M_k дает результирующую знакопеременную эпюру моментов M_1 (рис.2). В результате сумма локальных моментов, идущих по крылу, в корневом сечении составляет 50-60% от момента внешних сил. Характерной является также форма изгиба крыльев, при которой максимальный прогиб достигается не на конце крыла, а примерно в зоне 0,85 z/Lкр.

Таблица 1

Проектный параметр	Рациональное значение параметра	Снижение веса силовых элементов крыла, %.
Доля консольной части в полуразмахе крыла, %	25-27	25
Угол схождения крыльев в виде спереди α , град.	24 - 30	15
Положение промежуточной шайбы z/Lкр	0,5 - 0,6	5-7
Шарнирные стыки, z/Lкр	0,5 - 0,6	2
Оптимальная неравномерная расстановка нервюр		1,5
Сочетание рациональных параметров		до 30

Дальнейшее снижение веса конструкции крыла может быть достигнуто путем выбора рациональной криволинейной формы оси крыла, дающей возможность в еще большей мере трансформировать локальные изгибающие моменты в усилия растяжения-сжатия.

Методика пространственного синтеза

Синтез конструкции является более широкой, чем оптимизация, задачей с расширением зоны поиска лучшего решения на внешний облик, пространственную форму и габариты ЛА [5]. При этом необходимо учитывать изменение реакции внешней среды на вариацию формы и упругости конструкции, а также учитывать явления аэроупругости.

В исследовании за "эталон" принято замкнутое крыло, у которого конструктивная масса $m_э$ равна конструктивной массе исходного монопланного крыла, а максимальные прогибы системы крыльев не превышают прогибов монопланного крыла. Эти условия выполняются при угле схождения крыльев в плоскости ZY $\alpha > 12^\circ$ (рис.1).

Максимальное влияние конструктивных решений на массу и максимальный прогиб конструкции крыла и рекомендуемые по критерию минимума веса продольного силового набора значения геометрических проектных параметров замкнутого крыла с прямыми осями крыльев представлены в табл. 1.

Алгоритм нелинейной задачи синтеза и оптимизации в общем виде формализуется в следующей математической постановке [4]:

Минимизировать функцию $g_p(X) > \min$ при наличии диапазона поиска и нелинейных связей между параметрами $g_i \min < g_i(X) < g_i \max$ для $i = 1, \dots, m$, и наложенных на них ограничений $x_j \min < x_j < x_j \max$ для $j = 1, \dots, n$, где X есть вектор, зависящий от n параметров x_1, \dots, x_n и функций g_1, \dots, g_m , зависящих от X.

В большинстве рассматриваемых нами случаев функция $g_p(X)$ представляет собой вес силовой конструкции G_k .

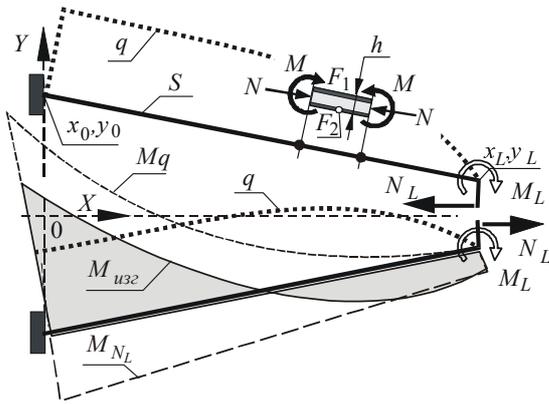


Рис. 3. Параметры нагружения и силового взаимодействия балок

В процессе синтеза пространственной формы оси крыла модель кессона крыла представляется в виде “двутаврового” бруса (рис.5) малой кривизны с осью центров сечений S, площадями поперечного сечения верхнего и нижнего пояса F_1 и F_2 и высотой между осями поясов h . Элемент модели нагружен внутренним изгибающим моментом M и продольным усилием N (рис.3).

Для этой модели максимальные напряжения в поясах, без учета включения в работу относительно тонких вертикальных стенок и с учетом ряда упрощений, могут быть вычислены по приближенным соотношениям:

$$\sigma_1 = \left| \frac{M}{hF_1} + \frac{N}{F_1 + F_2} \right|,$$

$$\sigma_2 = \left| -\frac{M}{hF_2} + \frac{N}{F_1 + F_2} \right|.$$

Приведенные соотношения справедливы для бруса с прямой осью, и их также правомерно применять к брусу малой кривизны при $r/h < 10$.

Принимаем в качестве критерия оптимальности условие равнонапряженности полок:

$$|\sigma_1| = |\sigma_2| = \sigma_{доп}.$$

На практике допускаемые напряжения для элементов верхней и нижней обшивки крыла принимаются различными, что учитывает преимущественные требования сохранения устойчивости для верхних панелей и ресурса для нижних панелей крыла ЛА. Условие равенства напряжений принято для упрощения аналитического решения и снято

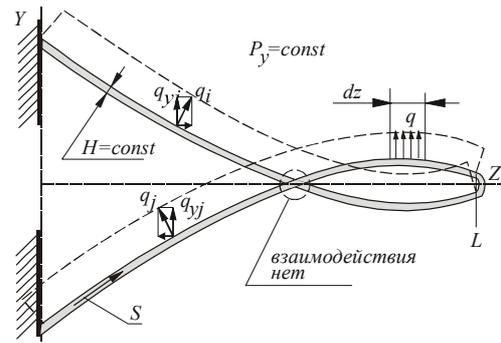


Рис. 4. Формально математически оптимальное искривление продольной оси замкнутого крыла в плоскости XY

при переходе к дискретному численному решению.

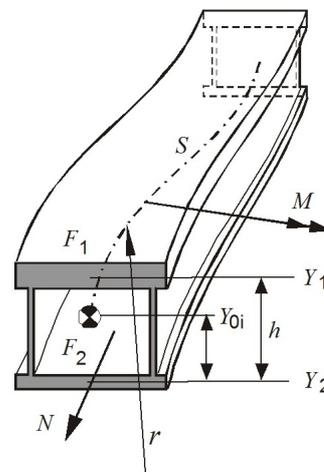


Рис. 5. Сведение кессона крыла к балочной модели

Разрешая систему уравнений относительно F_1 и F_2 , получим систему соотношений, которую при дискретном моделировании рационально записать по-разному для различных групп участков с учетом знака значений изгибающего момента M .

При $M > 0$:

$$F_1 = \frac{1}{2\sigma_{доп}} \left(\frac{M}{h} + N + \sqrt{\left(\frac{M}{h}\right)^2 + N^2} \right),$$

$$F_2 = \frac{1}{2\sigma_{доп}} \left(\frac{M}{h} - N + \sqrt{\left(\frac{M}{h}\right)^2 + N^2} \right),$$

при $M < 0$:

$$F_1 = \frac{1}{2\sigma_{доп}} \left(-\frac{M}{h} - N + \sqrt{\left(\frac{M}{h}\right)^2 + N^2} \right),$$

$$F_2 = \frac{1}{2\sigma_{доп}} \left(-\frac{M}{h} + N + \sqrt{\left(\frac{M}{h}\right)^2 + N^2} \right),$$

при $M = 0$:

$$F_1 = F_2 = \left| \frac{N}{2\sigma_{дон}} \right|$$

Во всех случаях проверяется выполнение условий:

$$F_1 \geq F_{\min}, F_2 \geq F_{\min}$$

При задании условий: $h = \text{const}$, $P_y = \text{const}$ (сумма вертикальных компонент распределенной нагрузки, ортогональной в каждом сечении оси балки), вариация формы оси приводит к решению в форме петли, представленному на рис. 4. (в математическом решении дуги не взаимодействуют в зоне визуального пересечения). Видно, что рациональная форма оси, с учетом знака продольного усилия в балке, как бы отслеживает эпюры локальных изгибающих моментов, действовавших в дугах замкнутого крыла с прямолинейными участками (рис. 4). При этом форма нижней ветви как бы меняет знак, поскольку усилия в верхней ветви (сжатие) и нижней (растяжение) противоположны по знаку. Учет габаритных и аэродинамических ограничений и соображений приводит к облику ЛА, например, представленному на рис. 6.

Основной вклад в минимизацию массы конструкции дает функция веса G , связанная приведенной массой поясов лонжеронов на k участках балки:

$$G = \sum_{i=1..k} (F_{1i} + F_{2i}) \Delta S_i \gamma_i \rightarrow \min,$$

где ΔS_i – длина оси участка балки, F_{1i} , F_{2i} – площади сечений поясов i -го участка балки, γ_i – удельный вес материала.

При рациональном выборе проектных параметров ЛА с прямолинейными продольными осями элементов крыла интегральный выигрыш эффективности ЛА оценивается в 6-9%. Использование рациональной криволинейности осей крыла повышает возможности снижения веса еще на 3-4% и ведет к дополнительному снижению максимальных деформаций конструкции ЛА. Соответствующие изменения веса силовых элементов крыла представлено на рис. 7.

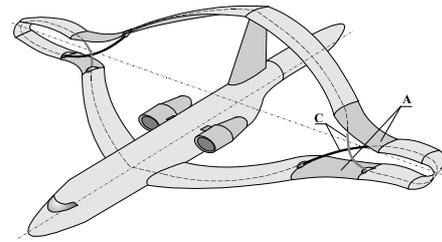


Рис. 6. Вариант рациональной формы замкнутого крыла с криволинейной осью. Вариант разделения функций аэронесущей поверхности A и силовой балки-подкоса C на части крыла

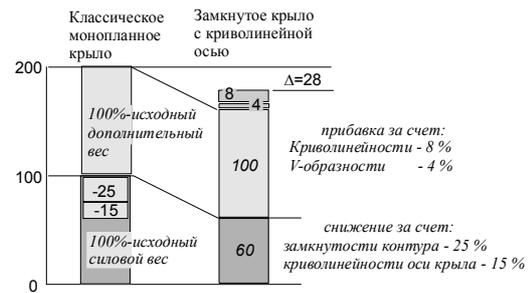


Рис. 7. Диаграмма изменения весовых составляющих при переходе к схеме замкнутого крыла

Замкнутость крылового контура открывает новые возможности адаптации облика [7] и аэродинамических профилей ЛА к режиму полета, приводящих к различным целевым результатам: снижению экстремальной нагруженности конструкции, улучшению характеристик профиля крыла, реализации возможностей непосредственного управления подъемной и боковой силой.

Библиографический список

1. Волкович, Дж. Комбинации крыльев прямой и обратной стреловидности [Текст] / Дж. Волкович // Аэрокосмическая техника, N11, 1986. с. 23-46.
2. Семенов, В.Н. Идея замкнутого крыла самолета и его эволюция [Текст] / В.Н. Семенов // Сборник. Сюрпризы творчества. Под ред. проф. Абовского Н.П. Красноярск, 2004. с. 298-320.
3. Семенов, В.Н. Конструкции самолетов замкнутой и изменяемой схем [Текст] / В.Н. Семенов - М. ЦАГИ, 2006. – 228 с.
4. Чедрик, В.В. Многодисциплинарное проектирование конструкции композиционного крыла обратной

стреловидности [Текст] / В.В. Чедрик, Ф.З. Ишмуратов // Композиционные материалы. М., ИПРИМ РАН, 2000. - с. 62-68.

5. Саурин, В.В. Оптимизация формы замкнутой балочной структуры под распределенную нагрузку [Текст] / В.В. Саурин, В.Н. Семенов // М., Ученые записки ЦАГИ N 3, 1992. с. 85-93.

6. Семенов, В.Н. К определению рациональной формы упругой оси рамы в условиях распределенного нагружения

[Текст] / В.Н. Семенов - М., Труды ЦАГИ. Вып. 2675, 2007. с. 241-246.

7. Войтышен, В.С. К использованию интеллектуальных и наномодифицированных материалов в проектах перспективных конструкций [Текст] / В.С. Войтышен, Е.Ю. Гамлицкий, А.В. Гелиев, А.Ю. Лазарев, А.П. Рудометкин, В.Н. Семенов // Материалы межрегионального семинара "Рассохинские чтения". Ухта, УГТУ, 2012. с 34-46.

SEARCHING FOR OPTIMAL CONFIGURATION OF AIRCRAFT WITH ANNULAR WINGS

© 2012 A. Yu. Lazarev¹, V. N. Semenov^{1,2}

¹Moscow Institute of Physics and Technology

²TsAGI

The brief history of the development of aircraft with closed wings. Classification for existing and possible configurations. Highlights of the advantages and disadvantages of closed aerodynamic surfaces, as well as prospects for the development.

Aerodynamics, optimization, closed wing aircrafts.

Информация об авторах

Лазарев Алексей Юрьевич, аспирант кафедры прикладной механики факультета аэромеханики и летательной техники, МФТИ. E-mail: Lexa-aeroflot@mail.ru. Область научных интересов: аэродинамика, летательные аппараты нетрадиционных схем, летательные аппараты с замкнутым крылом.

Семенов Владимир Николаевич, доктор технических наук, главный научный сотрудник НИО-3 ЦАГИ. E-mail: semenov_vlanik@mail.ru. Область научных интересов: оптимизация и синтез авиационных конструкций, летательные аппараты с замкнутым крылом.

Lazarev Alexey Yurievich, post-graduate student, Moscow Institute of Physics and Technology. E-mail: Lexa-aeroflot@mail.ru. Area of research: aerodynamics, unconventional aircraft, aircraft with closed wings.

Semenov Vladimir Nikolaevich, Doctor of Technical Sciences, Chief Researcher, Research Department 3 TsAGI. E-mail: semenov_vlanik@mail.ru. Area of research: synthesis and optimization of aircraft structures, aircraft with closed wings.