

Выбор в первом приближении конструктивно-силовой схемы крыла на этапе эскизного проектирования

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»

Рассмотрена задача выбора конструктивно-силовой схемы крыла в первом приближении на этапе эскизного проектирования с учетом предъявляемых к крылу требований и ограничений. Для быстрого определения диапазона доли участия панелей крыла в восприятии изгибающего момента предложена графическая зависимость, отражающая накопленный опыт конструирования. В этом диапазоне должны быть вариантно проведены проектировочные расчеты, при конструировании учтены ограничения и в итоге выбран вариант, обеспечивающий минимум массы.

Ключевые слова: крыло; конструктивно-силовая схема; вариантное проектирование; проектировочные расчеты; конструирование; минимум массы.

К конструкции агрегатов планера самолета предъявляется целый комплекс требований: прочность, высокие надежность и живучесть, заданный ресурс, безопасность полетов, производственная и эксплуатационная технологичности, ремонтпригодность, минимальная стоимость, конкурентоспособность, и все это должно быть обеспечено при минимальной массе конструкции.

Особенно в яркой и острой форме противоречивость всех требований проявляется при проектировании и конструировании крыла самолета, к которому, кроме уже перечисленных, предъявляются требования аэродинамики, динамики полета, устойчивости и управляемости.

Крыло создает необходимую для осуществления взлета, полета и посадки самолета подъемную силу, а для обеспечения минимального расхода топлива крыло должно обеспечивать подъемную силу с максимально возможной величиной аэродинамического качества.

В данной статье на примере проектирования конструкции крыла, выбора и обоснования его конструктивно-силовой схемы укрупненно показан процесс формирования неизбежно противоречивых требований и некоторые аспекты их удовлетворения.

Конструированию предшествует общее проектирование самолета, в ходе которого на основе исходных данных в виде летно-технических характеристик (масса полезной нагрузки $m_{пн}$, дальность перевозки L , крейсерская скорость $V_{кр}$, высота полета $H_{кр}$, взлетная и посадочная скорости, условия базирования и др.) выбирается аэродинамическая схема, расположение и форма крыла, расположение и форма оперения, форма фюзеляжа, расположение и тип шасси, тип и расположение двигателей, формируется облик самолета, и определяется его взлетная масса и размеры основных агрегатов.

Таким образом, перед выбором конструктивно-силовой схемы конструктор уже имеет практически все основные внешние размеры и форму крыла. При этом, часть требований, предъявляемых к крылу, уже выполнена, т.к. форма крыла в плане, его размещение, удлинение, сужение, относительная толщина профиля и его форма, геометрическая и аэродинамическая кривки, число отсеков крыла по размаху и их стреловидности уже выбраны с учетом требований аэродинамики.

Конструктору предоставляется свобода конструирования и размещения всех элементов и узлов конструкции, обеспечивающих выполнение крылом всех возложенных на него функций только внутри выделенного пространства, ограниченного внешними поверхностями обшивок крыла.

Кроме этого конструктору необходимо учесть предполагаемое наличие и расположение в крыле многочисленных систем: управления элеронами, закрылками, предкрылками, интерцепторами, выпуска и уборки шасси, противообледенительной, силовой установки (размещения и крепления двигателей, топливной, дренажной, аварийного слива) и др.

Учитывая вышеизложенное, конструктор должен решить целый комплекс задач.

Первая – это обеспечить восприятие всех видов нагрузок и усилий, которые могут возникнуть при полете самолета на всех возможных режимах и условиях без искажения формы профилей поперечных сечений крыла, без деформаций, выходящих за пределы допустимых, без разрушений, приводящих к отказам и катастрофам и т.д.

Вторая – конструкция крыла должна удовлетворять требованиям технологического совершенства, и она может быть промышленно изготовлена на современном высокотехнологичном оборудовании с минимальными затратами материалов, труда и времени.

Третья – состав крыла, назначение, расположение и конструкция элементов (их материал форма и размеры) должны быть такими, чтобы суммарная масса крыла из всех возможных вариантов была минимальной, а крыло полностью удовлетворяло заданным условиям прочности, жесткости, надежности, живучести и заданного ресурса. Выполнение этой задачи во многом зависит от умения грамотно выбирать конструктивно-силовые схемы и владения современными методиками оптимизации силовых конструкций.

Четвертая – стоимость конструкции крыла (как и самолета в целом) должна быть минимально возможной, иначе она не будет способствовать экономической эффективности и конкурентоспособности самолета.

Пятая – конструкция должна удовлетворять экологическим требованиям. Экологически чистыми должны быть все детали и узлы, а также процессы: получения материалов, изготовления из них деталей и узлов, сборки, эксплуатации и утилизации.

Шестая – конструкция должна удовлетворять требованиям эксплуатации, она должна быть эксплуатационно технологична и ремонтпригодна.

Седьмая – конструкция всех агрегатов самолета, в том числе крыла должны удовлетворять требованиям авиационных правил (АП), норм летной годности (НЛГ) и международным требованиям.

Удовлетворения такого комплекса требований при конструировании невозможно без соблюдения принципов и правил конструирования.

Основные принципы конструирования принято квалифицировать по группам правил, удовлетворяющим соответствующим требованиям: максимальной экономической эффективности; минимума массы; аэродинамического совершенства; производственно-технологического совершенства; максимальной долговечности; надежности и живучести; эксплуатационного совершенства и др.

Все принципы и правила рационального конструирования дополняют друг друга, т.к. все вместе они сформулированы из условия создания наиболее совершенной во всех отношениях конструкции. Однако, они еще и диалектически

противоречат друг другу. Таким образом, наиболее совершенная конструкция может быть создана только при рациональном компромиссе всех принципов и правил конструирования. В каждом конкретном случае конструктор должен определить степень удовлетворения каждого принципа и правила, а также уровень неизбежно необходимого компромисса и рационально выбрать критерии оптимизации.

В наибольшей степени на массу крыла влияет доля участия в восприятии изгибающего усилия панелей крыла.

Необходимо отметить, что обшивка во всех конструктивно-силовых схемах крыла (КССК) разделяет набегающий воздушный поток в соответствии с формой нервюр и крыла, в итоге формируются вихри и направления их стока с крыла, при этом возникают местные воздушные нагрузки, которые она (обшивка) воспринимает и передает их на каркас крыла, состоящий из продольных и поперечных элементов. Каркас воспринимает воздушную нагрузку, в поперечных сечениях крыла возникают внутренние усилия, каркас деформируется и заставляет деформироваться прикрепленную к нему обшивку. Чем жёстче обшивка, чем больше она подкреплена нервюрами и стрингерами, тем больше она подключается к работе при общих деформациях каркаса крыла.

Задача конструктора и состоит в том, чтобы в первом приближении наиболее удачно определить степень (долю) участия обшивки в общей работе крыла, при которой наиболее вероятно достижение его минимальной массы.

Если конструктивно-силовая схема выбрана удачно, то большинство предъявляемых требований, в том числе и минимума массы, могут быть удовлетворены более успешно.

В первом приближении доля участия панелей крыла в восприятии изгибающего момента M_n может быть определена с использованием известного понятия условной толщины условного лонжерона $\bar{\delta}_y$. Этот параметр комплексно отражает и включает в себя: интенсивность изгибной нагрузки $M_{изг}^\Sigma / H^3$, относительную толщину профиля \bar{C} , относительные величины использования профиля и по высоте, и по хорде, а также механические свойства материала, из которого предположительно могут быть изготовлены силовые элементы крыла.

Параметрически преобразованная формула для определения $\bar{\delta}_y$ выглядит следующим образом:

$$\bar{\delta}_y = \frac{\delta_y}{H} = \left(\frac{M_{изг}^\Sigma}{H^3} \right) \cdot \left(\frac{\bar{C}}{K_1 \cdot K_2} \right) \frac{1}{\sigma_s}, \quad (1)$$

где: $M_{изг}^\Sigma$ – весь изгибающий момент в расчетном сечении крыла;

H – максимальная высота профиля крыла;

K_1 – коэффициент использования высоты профиля, $K_1 = \frac{H_{цм}}{H}$, $H_{цм}$ – расстояние в первом приближении между общими центрами тяжести предполагаемых всех отдельно верхних и отдельно нижних несущих силовых элементов крыла; $H_{цм} = F_{пр} / b^*$, $F_{пр}$ – площадь сечения профиля, в котором будут размещены основные силовые элементы крыла (лонжероны, стенки, панели

крыла), b^* – возможное расстояние между первым и последним лонжероном или стенкой;

K_2 – коэффициент использования ширины профиля, $K_2 = \frac{b^*}{b}$, b – хорда крыла;

σ_s – напряжение временного сопротивления материала.

В данной статье предлагается представить графически зависимость характера и степени участия обшивки (панелей) в общей работе крыла. Для удобства анализа и рекомендаций введем понятие степени участия панелей в восприятии изгибающего момента:

$$\alpha = \frac{M_n}{M_{\Sigma_{узл}}}, \quad (2)$$

где α – безразмерный коэффициент. В целом $0 \leq \alpha \leq 1$;

M_n – изгибающий момент, воспринимаемый панелями.

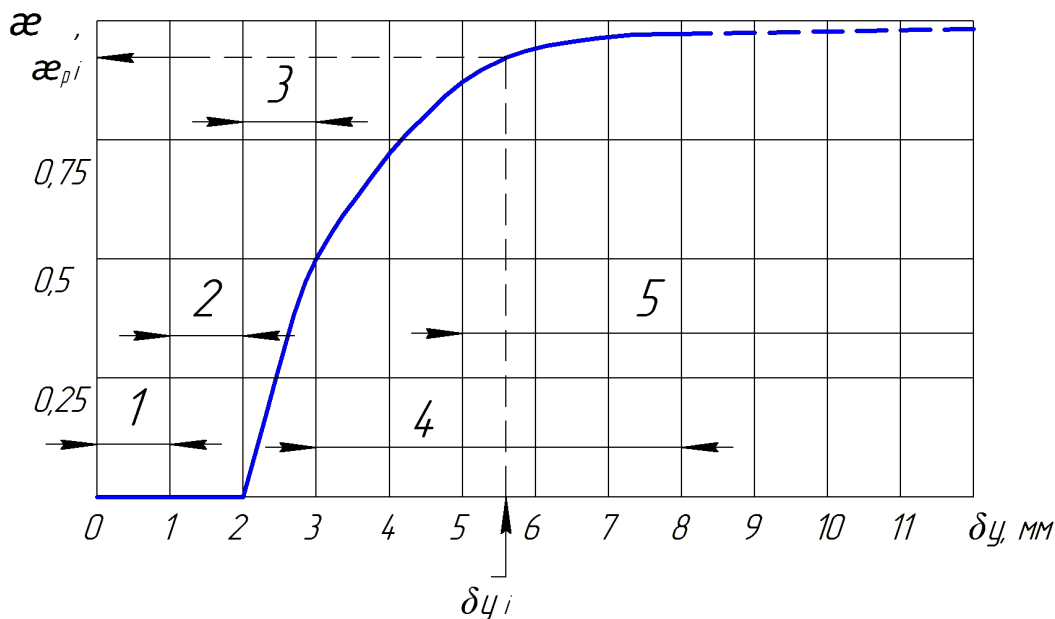


Рис. 1. Зависимость относительной величины изгибающего момента α , воспринимаемого панелями крыла от условной толщины условного лонжерона:
 1, 2, 3 – лонжеронные крылья; 4, 5 – кессонные и моноблочные крылья
 δ_{y_i} – расчетная величина условной толщины условного лонжерона для разрабатываемого крыла; α_{n_i} – рекомендованная в первом приближении доля изгибающего момента, воспринимаемого панелями

На рис.1 наглядно видно, что подключение панелей к восприятию изгибающего момента целесообразно, если $\delta_y \geq 2,0$ мм. В диапазоне $2,0 \text{ мм} \leq \delta_y \leq 3,0 \text{ мм}$ рекомендуется лонжеронная конструкция с обшивкой, подкрепленной продольными элементами (стрингерами). Доля изгибающего момента α_n , воспринимаемого панелями крыла может достигать пятидесяти процентов.

Кессонные крылья лучше выбирать тогда, когда $3,0 \text{ мм} \leq \delta_y \leq 8,0 \text{ мм}$. Доля изгибающего момента, воспринимаемого панелями должна быть больше пятидесяти процентов, причем, как видно из графика, относительная доля изгибающего момента α_n увеличивается с увеличением δ_y и асимптотически приближается к единице.

Иногда взаимное расположение крыла, фюзеляжа, двигателей и шасси позволяет реализовать в крыле даже моноблочную конструкцию. В таких крыльях весь изгибающий момент воспринимается панелями крыла, а лонжероны вырождаются в стенки.

Соприкасание диапазонов δ_y и, соответственно, диапазонов для α_n свидетельствует о реальной возможности применения как минимум двух вариантов конструктивно-силовых схем, предпочтительность которых может быть выявлена только вариантным конструированием.

Наложение диапазонов δ_y и α для кессонных и моноблочных крыльев свидетельствует о необходимости учета всех реальных ограничений и необходимости вариантного конструирования, что в реальном проектировании и конструировании имело и имеет широкое распространение. Все выше перечисленное подтверждает суть названия статьи о выборе конструктивно-силовой схемы крыла в первом приближении. Дополнительно на рис. 1 показан пример определения доли участия панелей α'_n от расчетного значения δ_{yi} . Если нет никаких ограничений, то можно уточнить значение α'_n из условия минимума массы несущей конструкции.

Задавшись несколькими меньшими и большими значениями α_n в диапазоне $\pm 15\%$ от первоначального α'_n , выполнив проектировочные расчеты в расчетном сечении для каждого варианта α_n и для различных расстояний между нервюрами, определим для всех возможных вариантов суммарные погонные массы крыла и построим соответствующие графики

$$\bar{m}_{кр}^{\Sigma} = \bar{m}_n^{\Sigma} + \bar{m}_n^{\Sigma} + \bar{m}_{ni} = f(\alpha_{ni}; a_{ni}/b_{кр}),$$

где: $\bar{m}_{кр}^{\Sigma}$ – суммарная погонная масса крыла;

\bar{m}_n^{Σ} – суммарная погонная масса лонжеронов;

\bar{m}_n^{Σ} – суммарная погонная масса панелей;

\bar{m}_{ni} – приведенная погонная масса нервюры, $\bar{m}_{ni} = m_{ni}/a_{ni}$;

a_{ni} – расстояния между нервюрами в зоне расчетного сечения;

$b_{кр}$ – хорда крыла.

Необходимо отметить, что при необходимости для более объективной оценки массы крыла можно определить суммарные погонные массы крыла по всему размаху в сечениях с шагом, равным расстоянию между нервюрами, и интегрально определить его массу.

При реальном проектировании и конструировании, как правило имеют место следующие основные ограничения, накладываемые на конструктивно-силовые схемы агрегатов планера самолета: компоновочные, конструктивно-силовые, технологические, эксплуатационные, надежности, живучести, ресурса.

Взаимное расположение и форма агрегатов определяется из условий: аэродинамики, динамики полета и управляемости самолета; внутренней компоновки агрегатов, размещения пассажиров, грузов, оборудования;

размещение двигателей и систем, обеспечивающих его работу; размещение стоек шасси и необходимые пространства для их выпуска и уборки.

Вышеперечисленные факторы в значительной мере могут повлиять на выбор конструктивно-силовой схемы. Так, например, при среднерасположенном крыле и размещении двигателя внутри фюзеляжа не представляется возможным реализовать для крыла кессонную или моноблочную конструкции. Предпочтительней в таком случае будет многолонжеронная конструкция.

Поскольку конструктивно-силовые схемы крыла и фюзеляжа должны быть увязаны между собой, то положения силовых шпангоутов и лонжеронов крыла должны быть согласованы, они обязательно соединяются соответствующими стыковыми узлами. В случае среднеплана лонжероны передают поперечные усилия и изгибающие моменты на силовые шпангоуты (при наличии в этой части фюзеляжа пассажирского салона, отсека для размещения грузов или двигателей шпангоуты выполняются рамными).

При необходимости размещения стоек шасси внутри корневой межлонжеронной части крыла при любых значениях δ_y более выгодной и рациональной во всех отношениях будет лонжеронная схема крыла, а для стреловидных – лонжеронная с внутренним подкосом.

Технологические требования зависят от требований аэродинамики, от серийности изготовления самолетов, от возможностей изготовления деталей различных толщин и форм из различных материалов, от схемы сборки и увязки заготовительной и сборочной оснастки и т.п.

Выбор конструктивно-силовой схемы крыла предполагает распределение всех усилий между всеми силовыми элементами, составляющими крыло и соответствующее определение формы и размеров поперечных сечений лонжеронов и стенок, толщины обшивок, числа, формы и площади сечений стрингеров, подкрепляющих обшивку. Причем, материалы, форма и размеры всех элементов выбираются по соответствующим методикам, в том числе и из условия минимума массы.

Если полученные расчетом формы и размеры элементов не соответствуют возможностям технологии, то необходимо перераспределить действующие нагрузки и усилия с целью изменения размеров (формы, и максимально или минимально возможных толщин, углов скоса и т.п.), произвести перерасчет до удовлетворения возможностей технологии.

Эксплуатационные требования заключаются в выполнении требований эксплуатационной технологичности и ремонтпригодности.

Требования надежности, живучести и ресурса зависят от назначения самолета и они тоже в значительной мере влияют на выбор конструктивно-силовой схемы крыла.

Таким образом, несмотря на многочисленность и противоречивость требований, предъявляемых к конструкции планера самолета, в том числе и крыла, в данной статье показано, что решение и разрешение всех проблем возможно, если конструктор подготовлен для решения таких сложных и на первый взгляд неразрешимых задач. Под подготовкой конструктора предполагается изучение и знание всех законов природы и наук, на основе развития которых появилась возможность создания самолета, знание научно-технических достижений, благодаря которым появилось, развивалось и развивается сейчас самолето- и вертолетостроение, знание закономерностей развития и тенденций в совершенствовании самолетных конструкций, знание и умение соблюдать и

применять на практике принципы и правила конструирования, знание и практический опыт использования наработанных научно-обоснованных методов, методик и рекомендаций для конструкторов.

Выводы

1. Впервые предложена в параметрическом виде формула зависимости условной толщины условного лонжерона δ_y от интенсивности изгибающей нагрузки $M_{изг}^{\Sigma} / H^3$ и степени использования сечения профиля крыла $\frac{\bar{C}}{K_1 \cdot K_2}$ для размещения основных силовых элементов (лонжеронов, панелей, стенок).

2. Впервые представлена графическая интерпретация зависимости доли участия панели α_n в восприятии изгибающего момента крыла от условной толщины условного лонжерона δ_y , позволяющая быстро определить рекомендуемый диапазон изменения $\alpha'_n(1 \pm 0,15)$ для поиска и определения конструктивно силовой схемы крыла, обеспечивающей его минимальную массу.

3. Для облегчения определения и анализа массы вариантов конструктивно-силовых схем предложено понятие суммарной погонной массы крыла $\bar{m}_{кр}^{\Sigma} = \bar{m}_n^{\Sigma} + \bar{m}_{ni}^{\Sigma}$, где \bar{m}_{ni} – приведенная погонная масса нервюры, $\bar{m}_{ni} = m_{ni} / a_{ni}$.

Список литературы

1. Кривцов, В.С. Основы аэрокосмической техники [Текст]: учебник в 2 ч. / В.С. Кривцов, Я.С. Карпов, М.Н. Федотов. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского "Харьк. авиац. ин-т", 2003. – Ч. 2. – 901 с.
2. Разработка аванпроекта самолета [Текст]: учеб. пособие / А.К. Мялица, Л.А. Малашенко, А.Г. Гребеников и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского "Харьк. авиац. ин-т", 2010. – 233 с.
3. Кривцов, В.С. Конструкция самолетов и вертолетов [Текст]: учебник / В.С. Кривцов, Л.А. Малашенко, В.Л. Малашенко, С.В. Трубаев. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2010. – 366 с.
4. Проектирование конструкций самолетов [Текст]: учебник / Е.С. Войт, А.И. Ендогур, З.А. Мелик-Саркисян, Н.М. Алявдин. – М.: Машиностроение, 1987. – 416 с.
5. Проектирование самолетов [Текст] / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев, А.А. Бадягин. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.

Рецензент: канд. техн. наук, доцент А.А. Кирпикин
Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского

Поступила в редакцию 05.12.2013

Вибор у першому наближенні конструктивно – силової схеми крила на етапі ескізного проектування

Розглянуто задачу вибору конструктивно-силової схеми крила в першому наближенні на етапі ескізного проектування з урахуванням пропонованих до крила вимог і обмежень. Для швидкого визначення діапазону частки участі панелей крила в сприйнятті згинального моменту запропонована графічна залежність, що відображає накопичений досвід конструювання. У цьому діапазоні мають бути варіантно проведені проектувальні розрахунки, при конструюванні враховані обмеження і в підсумку обраний варіант, що забезпечує мінімум маси.

Ключові слова: крило; конструктивно-силова схема; варіантне проектування; проектувальні розрахунки; конструювання; мінімум маси.

Selection of Wing Load-Carrying Structure at the First Approximation during the Stage of Conceptual Design

The problem of selection of wing load-carrying structure at the first approximation during the stage of conceptual design based on requirements and restrictions to wing has been considered. To quickly determine the range of the wing panels involving in taking up the bending moment the graphical ratio, showing the accumulated experience of designing, is offered. Designing calculations should be held alternatively within this range, in the process of designing the limitations should be taken into account and as a result the variant to provide the minimum mass should be selected.

Keywords : wing; load-carrying structure, multi-variant designing; design calculations, designing, mass minimum.