

Предполагается, что напряженное состояние в конструкции двухосное. Цилиндрическая жесткость в такой оболочке при условии пренебрежения собственной изгибной жесткостью несущих слоев:

$$D = \frac{Ek\delta t^2}{1-\nu^2} (1-k),$$

где E — модуль нормальной упругости;

ν — коэффициент Пуассона;

t — толщина оболочки;

δ — суммарная толщина несущих слоев;

k — коэффициент распределения материала несущих слоев.

Для решения поставленной задачи использовался итерационный алгоритм отыскания равнопрочной конструкции д. т. н. А. А. Комарова.

Алгоритм складывается из последовательных вычислений:

определение перемещений оболочки для принятого распределения материала;

определение усилий в оболочке от заданных нагрузок;

определение новых толщин оболочки;

определение перемещений и усилий для новых толщин и т. д. до стабилизации решения с заданной степенью точности.

Для решения задачи выведены дифференциальные уравнения круговых цилиндрических оболочек переменной жесткости.

Решение должно удовлетворять граничным условиям на контуре отверстия и так называемым условиям «на бесконечности», т. е. условиям на достаточно удаленных от отверстия частях оболочки.

Прямоугольный вырез в оболочке имеет окантовку, представляющую собой прямоугольную раму, нагруженную нормальными и касательными усилиями, приходящими с оболочки к средней линии окантовки, а также внутренним избыточным давлением $p = \text{const}$.

Из условия симметрии рассматривается четверть оболочки, ограниченная осями симметрии.

Показано, что алгоритм сходится и приводит к конструкции минимального веса (для одного случая нагружения).

Расчет ведется методом конечных разностей на ЭЦВМ.

В. А. Комаров

МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ РАЦИОНАЛЬНЫХ СИЛОВЫХ СХЕМ КРЫЛЬЕВ

В крыльях, особенно с малой относительной строительной высотой, вес стенок лонжеронов и нервюр составляет малую часть общего веса силовых элементов конструкции, так как величина и протяженность действия усилий от изгибающих и крутящих моментов значительно больше, чем от перерезывающих сил.

Изгибающие и крутящие моменты наиболее эффективно воспринимаются элементами, расположенными на максимально возможном расстоянии от срединной поверхности крыла. Поэтому теоретически оптимальной силовой схемой тонкого крыла можно считать конструкцию с изотропной, работающей без потери устойчивости обшивкой переменной толщины и заполнителем переменной прочности при работе на сдвиг.

Проектирование реальных крыльев из подкрепленных ребрами панелей, сосредоточенных поясов балок и системы стенок ставит перед инженерами такие задачи.

Какова наилучшая форма в плане силовой конструкции крыла?

Как направить стержневые элементы в несущем слое?

Как расположить стенки?

Каково оптимальное распределение материала при заданной силовой схеме?

В ряде предыдущих статей автора и в кандидатской диссертации довольно обще (с учетом явлений потери устойчивости, ограничений на минимальные толщины обшивки и т. п.) рассмотрены алгоритмы отыскания равнопрочных конструкций на несколько случаев нагружения при заданном расположении силовых элементов и предложен метод определения рациональных силовых схем тонких крыльев малого удлинения. В данной работе этот метод несколько модифицирован и выяснена возможность применения его к крыльям других форм.

Метод состоит в следующем.

1. В ограничения внешних размеров, обусловленные профилями крыла, геометрией в плане и расположением вырезов, вписывается трехслойная пластина переменной строительной высоты с жестким заполнителем и изотропными несущими слоями. Такая конструкция включает в себя все лучшие возможные силовые схемы при заданных габаритных ограничениях.

2. С учетом всех случаев нагружения и условий опирания решается задача о равнопрочном распределении толщин несущего слоя и тем самым находится теоретически оптимальная конструкция, в которой силы передаются наилучшим способом. В этом решении граница между вырождающимися и невырождающимися элементами несущего слоя дает наилучшую форму в плане силовой конструкции крыла.

3. Путем построения картин главных потоков усилий в несущем слое и главных касательных сил в заполнителе анализируется распределение усилий в теоретически оптимальной конструкции.

Построение этих картин для основных типов современных крыльев — треугольного, стреловидного, с изменяемой геометрией — в самых различных случаях нагружения позволило установить некоторые общие закономерности в передаче сил крыльями:

а) в полетных случаях нагружения главные потоки усилий обладают свойством одноосности, примерно одинаково направлены и отчетливо показывают тенденции сил в несущем слое стягиваться в области больших строительных высот около конца крыла и передачу их по кратчайшим путям около заделки. Существенно двухосные главные потоки усилий в крыльях наблюдаются только около мест приложения больших сосредоточенных сил;

б) перерезывающие силы в стенках во всех случаях нагружения концентрируются по границам (в плане) силовой конструкции крыла, краям больших вырезов, на малых участках около сосредоточенных сил и в зонах резкого изменения строительной высоты.

4. На основании силового анализа конкретного крыла и указанных общих закономерностей в распределении усилий в крыльях составляются рекомендации для выбора силовой схемы. С учетом этих рекомендаций, уровня развития технологии, требований аэроупругости и термоупругости и т. п. принимается силовая схема. При выборе ориентирования стержней, подкрепляющих обшивку, следует добиваться хотя бы приблизительного соответствия с картинками главных потоков усилий, так как при небольшом отклонении направления стержневых элементов (на $5-10^\circ$) от оптимального вес конструкции увеличивается мало и только при больших отклонениях начинает быстро увеличиваться.

5. В принятой силовой схеме назначается распределение материала по усилиям в теоретически оптимальной конструкции и выполняется расчет с учетом сдвига стенок для уточнения усилий и распределения материала.

6. Если с учетом рекомендаций силового анализа и ряда других факторов возникает несколько вариантов силовых схем, то при выборе лучшего из них удобно использовать сравнение по критерию «силовой вес», так как это избавляет от необходимости отыскивать оптимальное распределение материала по каждому варианту.

Для экспериментального подтверждения предлагаемого метода была взята наиболее сложная и критическая задача с точки зрения применимости гипотезы Кирхгофа (в пп. 1—3): определение рациональной силовой схемы неподвижной части крыла изменяемой стреловидности. Получилось, что при варьировании в широких пределах величины относительной строительной высоты крыла уточненный расчет дает распределение усилий, мало отличающееся от распределения усилий в теоретически оптимальной конструкции. Кроме того, делалось увеличение и уменьшение числа стенок и их жесткости по сравнению с рекомендуемыми. Отклонение конструкции в обе стороны привело к увеличению ее веса.

Силовая схема типичного стреловидного крыла, найденная по данному методу, представляет собой кессон с двумя изломами — одним по борту, и другим примерно на трети размаха — и центропланом, сдвинутым к задней кромке. Подобную конструкцию имеют несколько современных самолетов со стреловидным крылом, при проектировании которых учтен большой опыт в этой области.

Все эти результаты служат подтверждением того, что предлагаемый метод действительно позволяет находить рациональные силовые схемы крыльев.

Вычисления, необходимые в пп. 2, 3, 5, 6, делаются по простым однообразным формулам и могут быть легко возложены на ЭВМ.

Е. А. Иванова

ИССЛЕДОВАНИЕ РАЦИОНАЛЬНЫХ СИЛОВЫХ СХЕМ КРЫЛА С ИЗМЕНЯЕМОЙ ГЕОМЕТРИЕЙ

Рассматривается гипотетическое крыло изменяемой стреловидности с неподвижной корневой частью трапецевидной формы в плане. Считается, что корневая часть нагружена в одном узле — шарнире — перерезывающей силой и моментами, соответствующими полетам с минимальной и максимальной стреловидностью поворотной части крыла. Методом, предложенным В. А. Комаровым, определяются рациональные силовые схемы крыла при различных законах изменения строительных высот, при различных условиях опирания на фюзеляж, при конструктивных ограничениях на минимальную толщину обшивки и ширину центроплана.

При решении данной задачи на том этапе расчетов, когда крыло рассматривается как трехслойная пластина с жестким наполнителем с действительными строительными высотами и итерационным способом отыскивается равнопрочное распределение материала несущего слоя, была обнаружена относительно медленная сходимость алгоритма. Чтобы провести четкую границу между вырождающимися и невырождающимися элементами для определения рациональной формы в плане силовой конструкции корневой части крыла, нужно 7—10 итераций,