

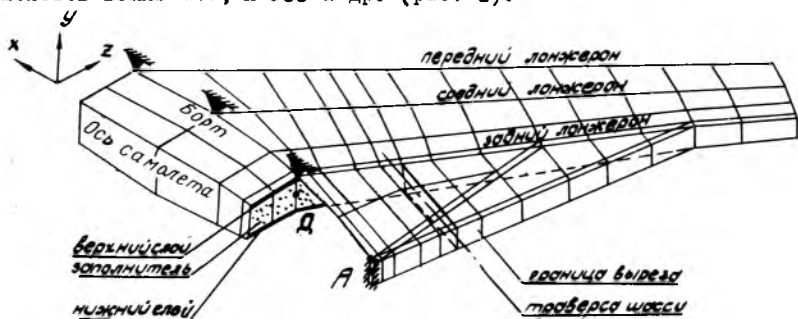
Е.А. Иванова, В.П. Пересыпкин

К ВЫБОРУ СИЛОВОЙ СХЕМЫ КОРНЕВОЙ ЧАСТИ КРЫЛА  
САМОЛЕТА-АЭРОБУСА

Эффективность самолета прямо зависит от их весового совершенства. Особенно остро проблема веса конструкции стоит при проектировании крупноразмерных самолетов [1].

Главным фактором, влияющим на достижение необходимой прочности, назначенного ресурса, надежности будущего самолета является правильный, научно обоснованный выбор силовой схемы. Известно, что силовая схема определяет минимум веса, который может быть достигнут в результате оптимизации распределения материала в конструкции. Поэтому удачный выбор силовой схемы на самых ранних этапах проектирования в значительной мере обеспечивает успех проекта в целом.

В настоящей работе обсуждаются результаты исследования рациональной силовой схемы корневой части крыла широкофюзеляжного самолета с компоновкой, типичной для многих пассажирских реактивных самолетов второго поколения. Особенности рассматриваемого крыла являются суперкритический профиль, наплыв и размещение стойки основного шасси на крыле с уборкой в фюзеляж, подобно схемам самолетов БОИНГ-747, А-300 и др. (рис. 1).



Р и с. 1. Конечноэлементная модель и условия опирания

Для решения задачи об отыскании рациональной силовой схемы в работе используется метод проектирования силовых схем крыльев

Б.А. Комарова [2, 3]. Основные идеи метода заключаются в следующем.

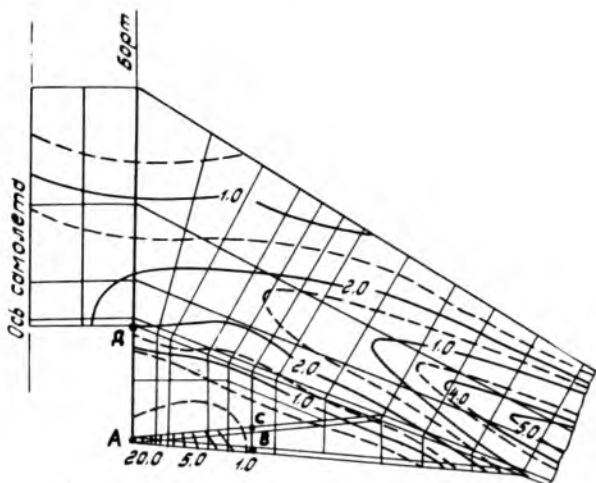
Крыло рассматривается как трехслойная пластина с мембранными несущими слоями и работающим на сдвиг заполнителем. Такая модель при заданных габаритах включает в себя все возможные силовые схемы. С учетом заданных случаев нагружения и условия опирания решается задача о равнопрочном распределении толщин несущего слоя и жесткости заполнителя. Анализируются генеральные пути передачи сил, величина и ориентация потоков главных усилий в несущих слоях и заполнителе. Разрабатываются варианты силовых схем с учетом конструктивных и технологических особенностей.

Этот метод реализован в автоматизированной системе проектирования силовых схем крыльев [4]. Для решения задачи о равнопрочном распределении материала в ней организована итерационная процедура, на каждом шаге которой прямой расчет производится методом конечных элементов с помощью комплекса ПРАСАК (Программы РАСчета Авиационных Конструкций), разработанного в Куйбышевском авиационном институте.

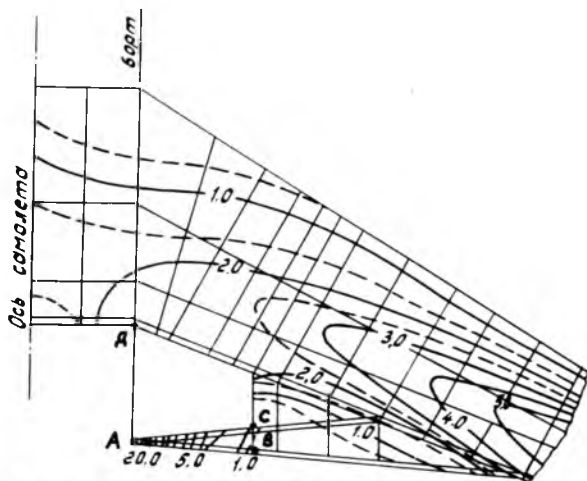
Исследовалась часть крыла, осложненная стыком с фюзеляжем, узлами навески шасси и шассийной нишей. Конечноеэлементная трехслойная модель крыла набиралась из специальных трехслойных элементов "Сэндвич" [5] (см.рис. I). Шассийная ниша имитировалась нулевыми жесткостями нижнего слоя и заполнителя в соответствующих элементах.

Предполагалось, что кессон крыла шарнирно опирается на борт. Углы поворота относительно оси  $X$  в плоскости самолета по условию симметрии задавались нулевыми. В узле  $A$  (см.рис. I) предполагалось жесткая заделка крыла для моделирования силового зашитога шпангоута, необходимого здесь по условиям компоновки.

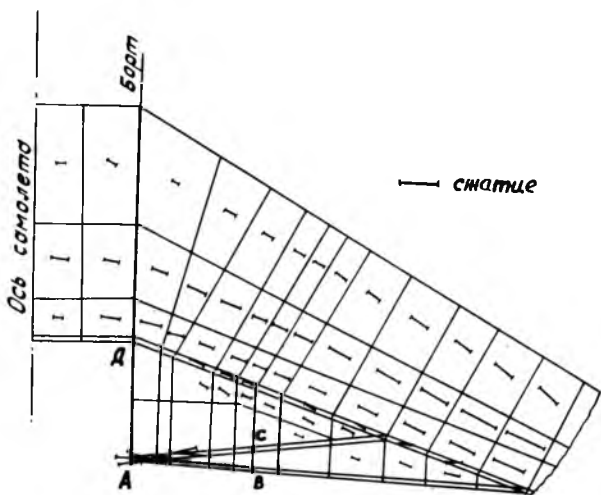
Рассмотрены два основных случая нагружения: полетный ( $A'$ ) и посадочный ( $E'+G'$ ). Близкое к равнопрочному распределение материала в трехслойной конструкции найдено за четыре шага итерационного процесса. Это распределение материала показано линиями равного уровня на рис. 2 и 3. На рис. 4,5 приведены потоки главных усилий в слоях, представляющие собой главные напряжения, умноженные на толщины соответствующих элементов. На рис. 6,7 показаны величины и ориентация главных касательных сил в заполнителе, являющихся векторной суммой касательных напряжений  $\tau_{yx}$  и  $\tau_{yz}$ .



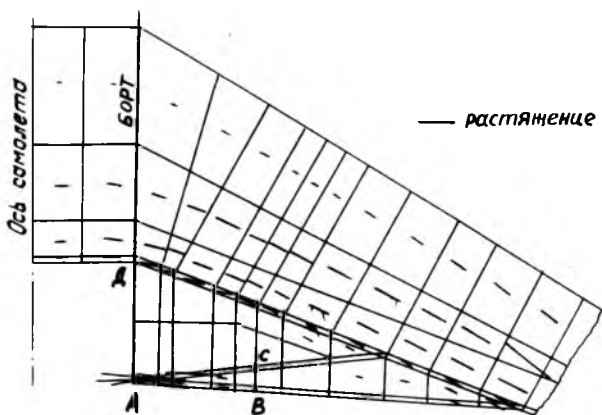
Р и с. 2. Линии равной приведенной толщины  
в верхнем несущем слое



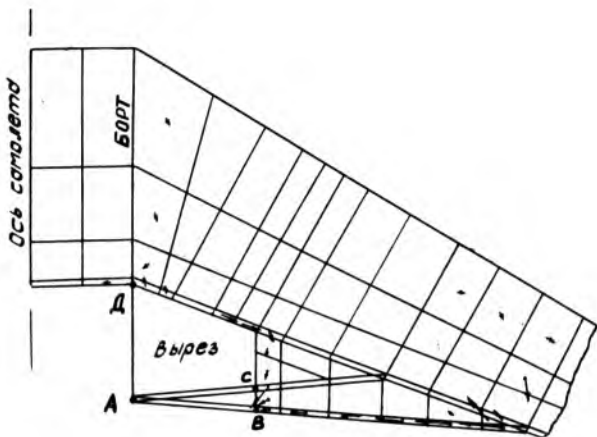
Р и с. 3. Линии равной приведенной толщины  
в нижнем несущем слое



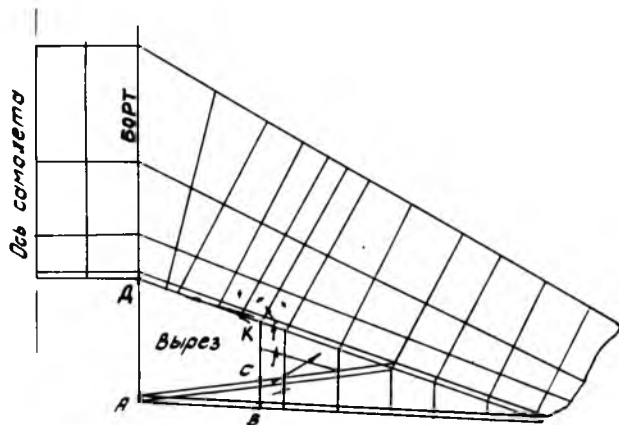
Р и с. 4. Потоки главных усилий в верхнем несущем слое для полетного (расчетного) случая нагружения



Р и с. 5. Потоки главных усилий в нижнем слое для полетного (расчетного) случая нагружения



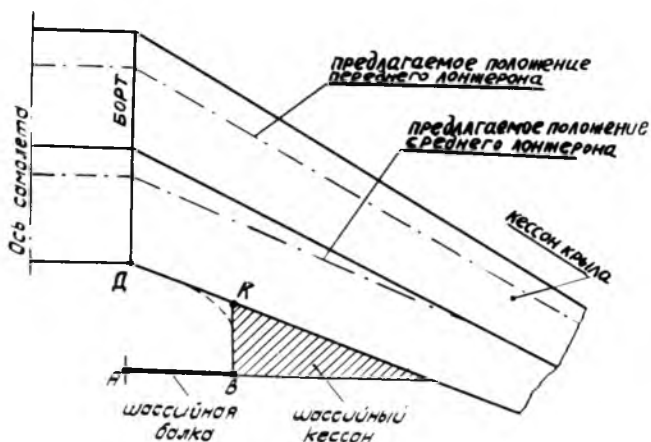
Р и с. 6. Главные касательные силы в заполнителе для полетного случая нагружения



Р и с. 7. Главные касательные силы в заполнителе для посадочного случая нагружения

Анализ распределения материала в найденной теоретически оптимальной силовой конструкции крыла позволяет прийти к следующим заключениям.

В рассматриваемой области крыла по характеру передачи сил и распределению жесткостей можно выделить три зоны (рис. 8).



Р и с. 8. Предлагаемая силовая схема корневой части крыла

Кессон крыла. Распределение материала и способы передачи сил здесь обычные для корневой части крыла большого удлинения. Потoki главных усилий в слоях одноосны и имеют практически одно общее направление (параллельно линии заднего лонжерона). Касательные силы в заполнителе невелики. Это объясняется тем, что значительная часть перерезывающей силы вследствие большой конусности крыла передается нормальными силами несущих слоев. Передний и средний лонжероны, учитывая небольшую величину потоков главных усилий, здесь выгодно сместить в более напряженную зону, к заднему лонжерону, примерно как показано на рис. 8 (пунктир).

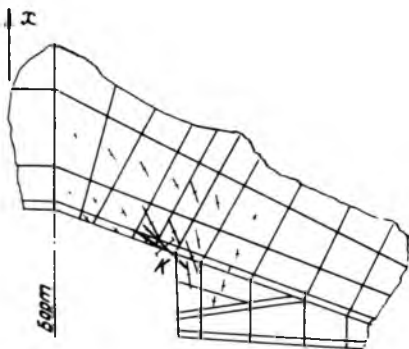
Целесообразность постановки среднего лонжерона из полученных результатов не следует, так как заполнитель трехслойной модели в его окрестности практически не работает. Поэтому нужно особо рассмотреть этот вопрос учитывая условия живучести, жесткости и т.д.

Ребра в панелях обшивки выгодно ориентировать по направлениям, близким к траекториям потоков главных усилий в несущих слоях, т.е. параллельно линии среднего или заднего лонжеронов.

Шассийная балка. Этот участок расположен сзади шассийного выреза и вытянут в направлении оси  $z$  (см. рис. 6, 7 треугольник  $A, B, C$ ). Он работает подобно консольной балке, защемленной по борту фюзеляжа. Особенностью его работы является то, что и в полетном и в посадочном случаях нагружения изгибающий момент вблизи границы выреза в сечении  $BC$  становится равным нулю. Конструктивно этот участок может быть выполнен в виде двутавровой или корабчатой балки.

Шассийный кессон. По задней кромке этой зоны крыла в полетном случае нагружения действуют существенные перерезывающие силы (см. рис. 6). Несущие слои работают с преобладающими главными усилиями, почти параллельно заднему лонжерону. Такая ориентация объясняется совместной работой обшивки шассийного кессона с кессоном крыла. При изменении толщин несущих слоев шассийного кессона напряжения в них меняются очень слабо. Поэтому главной функцией шассийного кессона следует считать передачу перерезывающей силы и изгибающего момента от действия реакции шассийной балки. При этом панели шассийного кессона должны быть обрешены в направлении оси  $x$  (см. рис. 9) и обладать минимальной способностью передавать силы вдоль заднего лонжерона, так как это вызовет концентрацию усилий в окрестности точки  $K$ . По той же причине здесь желателен плавный переход от панели шассийного кессона к панели кессона крыла (см. рис. 8, пунктир).

Основной особенностью предлагаемой силовой схемы является напряженная работа шассийной балки и в полетном и в посадочном случаях нагружения. В сечении по борту в полетном случае нагружения перерезывающая сила в ней составляет 0,74 всей силы с крыла, а изгибающий момент 0,135 от общего  $M_x$ . В посадочном случае на-



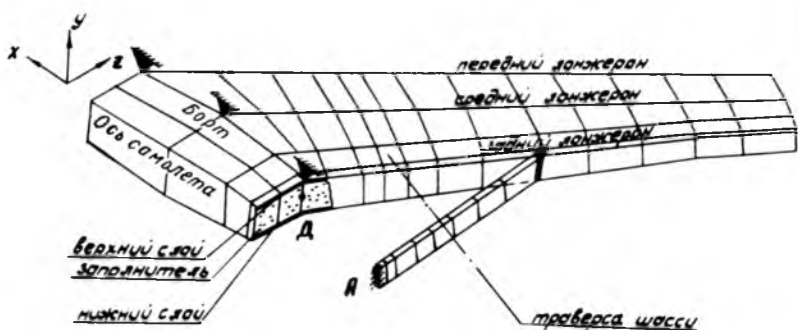
Р и с. 9. Потоки главных усилий в нижнем несущем слое в окрестности выреза

ружения по I, I<sub>9</sub> от посадочных нагрузок, что составляет соответственно 0,86 и 0,09I относительно величин внешних нагрузок полетного случая.

Такая передача сил выгодна и для конструкции фюзеляжа. Во-первых, в полетном случае уменьшается эффект стреловидности, вследствие чего облегчается работа шпангоута заднего лонжерона. Шпангоут же шассийной балки эффективно работает и в полете и при посадке. Во-вторых, в этом же случае, основном для расчета фюзеляжа на изгиб, реакции шассийных балок составляют 95% от вертикальной силы, приходящей с хвоста самолета. Поэтому перерезывающая сила на участке АД мала и изгибающий момент  $M_z$  слабо растет к шпангоуту заднего лонжерона. Момент  $M_z$  для фюзеляжа в сечении по заднему лонжерону на 17,8% меньше, чем в этом же сечении для случая, когда вся перерезывающая сила передается на фюзеляж только основным кессоном крыла. Эти обстоятельства особенно важны в тех случаях, когда фюзеляж на этом участке ослаблен большими шассийными вырезами.

Для оценки весовой эффективности предлагаемой силовой схемы проведено сравнение ее со схемой крыла типа БОИНГ-747 [6]. Эта схема характерна тем, что основным силовым элементом отсека шасси является балка, которая моментно опирается на силовой шпангоут и связана с задним лонжероном так, что воспринимает только вертикальные силы.

Конечноэлементная модель силовой схемы крыла типа БОИНГ-747 показана на рис. 10. Такая схема отличается простотой и техноло-



Р и с. 10. Конечноэлементная модель и условия опирания схемы крыла типа БОИНГ-747



гичностью, однако шассийная балка, заделанная на шпангоуте и шарнирно опертая на лонжерон крыла имеет длину в 2,2 раза большую, чем в предыдущем случае и, следовательно, более податлива.

Крыло исследовано по описанному выше плану.

Анализ результатов показал, что шассийная балка значительно слабее работает в полете, чем в предыдущем случае. Перерезывающая сила и изгибающий момент в сечении по борту в ней в полетном случае нагружения 0,18 и 0,068, в посадочном 1,66 и 1,13, что составляет соответственно 1,2 и 0,088 от полетных нагрузок. Такая силовая работа схемы требует постановки двух мощных силовых шпангоутов (шпангоута заднего лонжерона и шпангоута балки), один из которых будет работать в полетном случае нагружения, а другой - в посадочном. Кроме того, эффект облегчения работы участка фюзеляжа *АД* в полетном случае нагружения в 4,3 раза слабее, чем в полученной выше схеме.

Сравнение объемов равнопрочных конструкций рассмотренных схем показало, что предлагаемая силовая схема корневой части крыла легче примерно на 2,5% (от веса всей конструкции крыла). При взлетном весе аэробуса 300 тонн и при условии, что вес конструкции крыла составляет 10%, выигрыш в весе только крыла составит 750 кг. Кроме того, существенную экономию веса даст и благоприятная работа участка фюзеляжа между шпангоутами заднего лонжерона и шассийной балки.

#### Л и т е р а т у р а

1. Шейнин В.М., Крозловский В.И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. Справочное пособие для инженеров (I и II том). М., "Машиностроение", 1977.
2. Комаров В.А. О рациональных силовых конструкциях крыльев малого удлинения. Труды Куйбышевского авиационного института, 1968, вып. 32.
3. Комаров В.А. Оптимальное проектирование конструкций летательных аппаратов. - В сб.: "Автоматизированное оптимальное проектирование инженерных объектов и технологических процессов" Горький, 1974, часть II.

4. Комаров В.А., Соловов А.В. Об опыте автоматизации проектирования силовых схем крыльев. В сб.: "Материалы Всероссийской школы 1975 года по автоматизации проектирования", МФТИ, 1976.
5. Комаров В.А., Соловов А.В. Конечный элемент для проектирования рациональных силовых схем конструкций типа крыла. Депонированная рукопись. ВИНТИ, № 768-75 Деп.
6. Современные самолеты США и стран Западной Европы. Итоги науки и техники. Серия "Авиастроение". М., ВИНТИ, т. 2, 1976.

УДК 629.735.33.01

Д.М. Козлов, В.Т. Мишук

#### ПРОЕКТИРОВАНИЕ И РАСЧЕТ МНОГОСЛОЙНОЙ МОМЕНТНОЙ ОБОЛОЧКИ С ЦЕНТРАЛЬНЫМ КЕССОНОМ

Развитие теории метода конечных элементов и разработка эффективных программ его реализации на ЭВМ обеспечивают широкое использование метода в модулях "прочность-вес" систем автоматизации проектных работ (САПР). Сложность и многообразие конструкций требуют обширного набора типов конечных элементов в библиотеке модуля.

Ограниченные наборы типов конечных элементов в имеющихся модулях обуславливают необходимость использования в расчетных моделях очень большого числа элементов, часто превышающего возможности модуля. Применение рациональной методики проектирования и расчета конструкции может существенно расширить возможности имеющихся САПР.

Постановка задачи. В настоящей статье обсуждаются некоторые вопросы проектирования и расчета сложной неоднородной конструкции - многослойной стеклопластиковой оболочки, имеющей форму параболоида вращения и сочлененной в центральной части с металлической конструкцией типа кессона, расположенного вдоль диаметра (рис. 1).

Оболочка составлена из трех несущих слоев и двух слоев рас-