

УДК 629.735.33

Методика весового анализа складного крыла самолёта палубного базирования

Попов Ю.И., Ярыгина М.В.

Аннотация

В статье рассмотрены основные особенности самолётапалубного базирования и конструкции крыла со стыком складывания. Дан анализ опыта создания палубных самолётов и на его основе составлена классификация типовых способов конструктивного исполнения складываемых агрегатов. Определены факторы, влияющие на прирост массы складываемого крыла. Предложена методика расчёта веса отсека крыла со стыком складывания, проведен анализ влияния отдельных элементов конструкции на прирост массы агрегата в целом.

Ключевые слова:

крыло; стык складывания; масса; палубный самолёт; ось складывания.

1. Введение

Современная корабельная авиация способна решать практически все боевые и вспомогательные задачи военной авиации. Значение палубной авиации трудно переоценить. Во многом качество её функционирования зависит от водоизмещения, размеров лифтов и мест хранения ЛА в подпалубных ангарах и других параметров авианесущих кораблей (АНК), а также от типажа и парка палубных самолётов. Параметры авианосца определяют ограничения по габаритным размерам ЛА. Для достижения наибольшей эффективности авианосных ударных групп (АУГ) целесообразно увеличить количество размещаемых в АНК самолетов за счет уменьшения постоянных габаритных размеров самолетов, при сохранении всего спектра выполняемых ими задач. Это может быть достигнуто путём складывания некоторых агрегатов планера.

Однако применение складывания ведёт к появлению определённых недостатков, главным из которых является увеличение веса самолёта. На этапе предварительного проектирования необходимо знать абсолютные и относительные массы агрегатов ЛА. Существующие в настоящее время весовые формулы не учитывают наличие стыка складывания, а прирост массы конструкции самолётов при складывании агрегатов планера в некоторых случаях весьма значителен. Целью данной работы является разработка алгоритма весового расчета элементов стыка и формирование весовой формулы складного крыла.

2. Особенности проектирования самолетов со складными агрегатами

В настоящее время существует 2 подхода к созданию палубных самолётов [1,стр.11].В странах с хорошо развитым авианосным флотом (например, в США) в свое время была тенденция изначально проектировать палубный самолёты создавать палубные авиационные комплексы ВМС как специальные, а в дальнейшем, по мере необходимости, использовать их и в ВВС, т. е, с аэродромов (F-4, F-14, E-2C). Такое применение является экономически и технически оправданным, благодаря существенно меньшим ограничениям, налагаемым аэродромным (береговым) базированием, по сравнению с базированием на корабле (прежде всего, по взлету и посадке, а также по электромагнитной совместимости). В то же время конструкция планера таких самолетов, с точки зрения аэродромного базирования, оказывается несколько перетяжеленной.

Другой путь - путь модификации ("оморячивания") самолетов аэродромного базирования - может оказаться экономически целесообразным, если требуется небольшое количество корабельных самолетов. В этом случае стараются сохранить как можно большее число неизменённых деталей, но самолет не будет оптимальным для палубного базирования.

На примере складывания крыла можно отметить следующие особенности для палубных самолетов. Прежде всего, наличие стыка складывания приведет к увеличению веса самого крыла и самолёта в целом, что снижает тяговооруженность самолета и увеличивает стартовую удельную нагрузку на крыло. Это в итоге ухудшит маневренные и другие летно-технические характеристики, что, так или иначе, снизит вероятность успешного выполнения боевого задания. Кроме того, при наличии стыка складывания уменьшаются запасы топлива в крыле, возможны изменения в качественных параметрах БРЭО и вооружения, снижение общей надежности корабельных ЛА в связи с появлением механизма складывания. С другой стороны, уменьшение габаритных размеров позволяет разместить на авианосце большее

количество корабельных ЛА, что будет способствовать увеличению боевой эффективности всего парка самолетов.

На методику проектирования складных агрегатов палубных самолётов значительное влияние оказывают как параметры корабля-авианосца, парк самолётов, базирующихся на нём, так и аэродинамическая схема ЛА, взаимное расположение складываемых и нетрансформируемых агрегатов, конструктивно-силовая схема складываемого агрегата.

3. Классификация стыков складывания крыльев палубных самолётов

Требования, накладываемые на габариты палубных самолётов, приводят к появлению различных схем складывания несущих поверхностей. Наиболее широко для палубной авиации применяется складывание крыла. Это обусловлено рядом причин:

- возможностью практически для любых аэродинамических схем самолёта обеспечить значительное уменьшение габаритов при минимальных весовых затратах,
- при применении складывания сохраняются все функциональные свойства крыла,
- можно подобрать конструктивные решения практически для любых форм крыльев и их размеров,
- как правило, нет необходимости изменять конструктивно-силовую схему (КСС) при изменении дистанции стыка,
- возможность складывать крыло в нескольких местах.

Было проведено исследование вариантов складывания крыльев палубных самолётов США, Великобритании, Франции, России. В результате была составлена их классификация (рис.1, в скобках указан процент данного типа складывания от всех рассмотренных вариантов).

Наиболее распространённым является «простой» тип. В данном случае поворот осуществляется вокруг оси, расположенной, как правило, на верхней поверхности крыла вдоль его хорды. Широкое распространение связано с тем, что данный тип складывания является наиболее технологичным и надёжным в плане конструктивного исполнения, а также дающим наименьший прирост массы.

4. Анализ возможных положений оси складывания крыла

Положение оси складывания крыла во многом будет определяться условиями размещения самолёта на корабле. Обозначим через $z_{СКЛ}$ координату оси складывания крыла от ПСС (плоскости симметрии самолёта).

Ограничениями для допустимого размаха крыла в сложенном положении при базировании ЛА на авианосце будут выступать: $z_{СКЛ}^{ГЕОМ}$ - геометрия самолёта, $z_{СКЛ}^H$ - ограничение по высоте ворот ангара, $z_{СКЛ}^B$ - ограничение по ширине ворот ангара, $z_{СКЛ}^N$ - ограничение по числу самолётов, расположенных в ангаре.

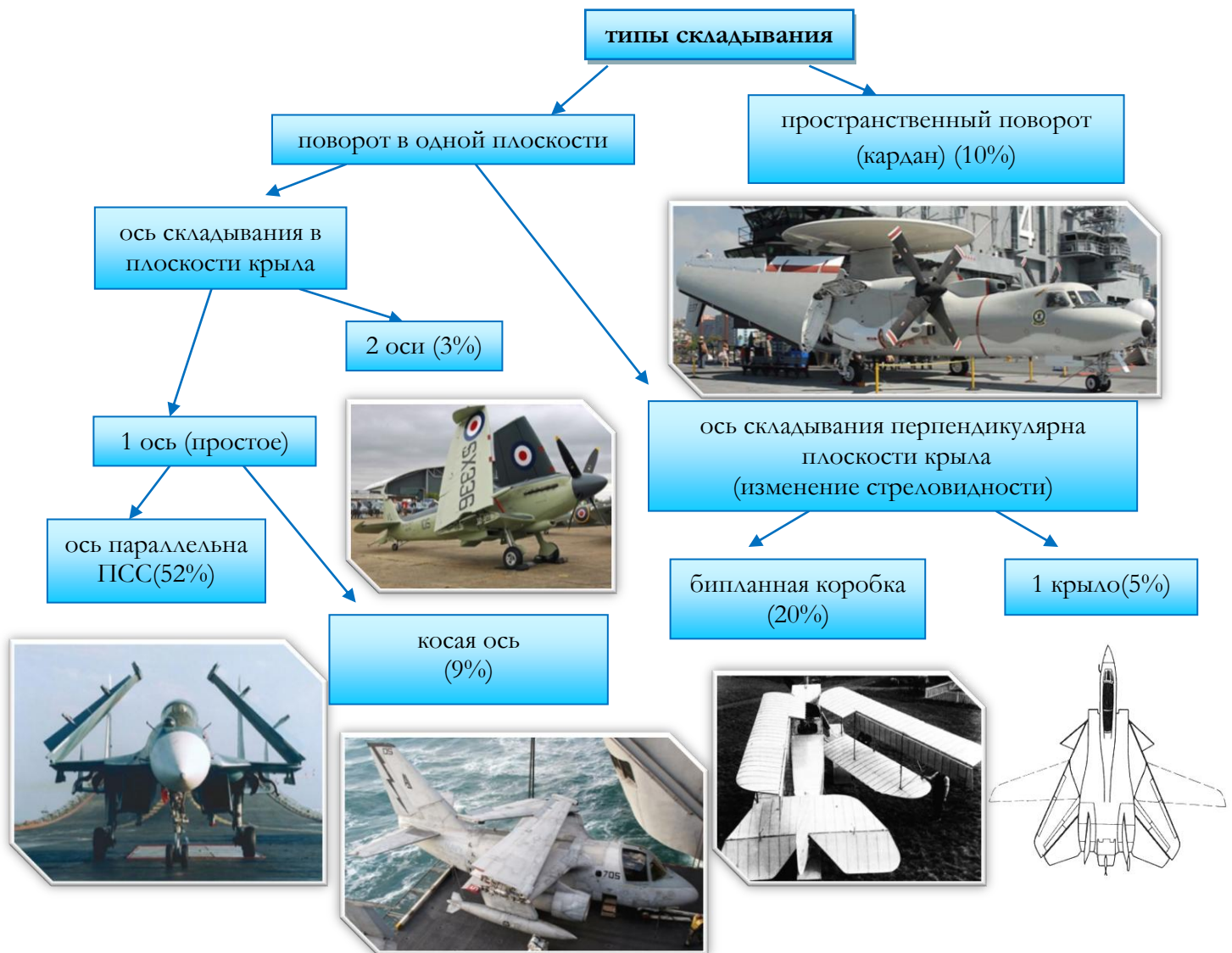


Рис.1. Классификация типов складывания крыла

1) Геометрия самолёта

Очевидно, что ось складывания должна находиться дальше, чем борт фюзеляжа, т.е.

$$z_{СКЛ}^{ГЕОМ} \geq z_{НЕРВ}^{БОРТ}, \quad (1)$$

где $z_{НЕРВ}^{БОРТ}$ – расстояние от ПСС до бортовой нервюры.

2) Размеры ворот подпалубного ангара

Пусть ворота ангара имеют высоту H и ширину B (рис.2).

Обозначим: $h_{кр}$ – высота крыла от земли, $h_{во}$ – высота вертикального оперения от земли, h – габаритная высота самолёта, $l_{кр}$ – размах крыла (в несложенном положении), $l_{го}$ – размах горизонтального оперения.

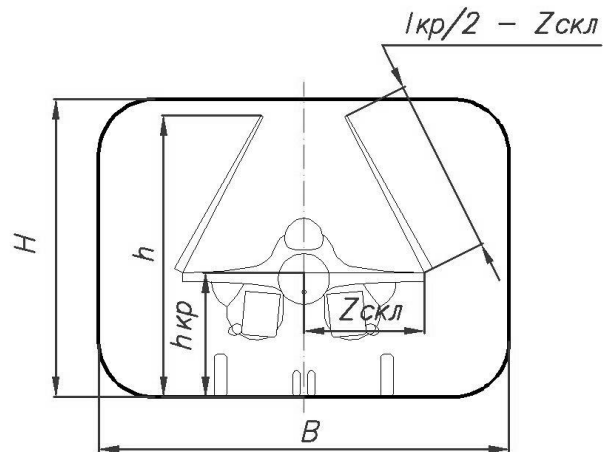


Рис.2. Положение самолёта при въезде в ворота подпалубного ангара

Тогда должны выполняться условия:

$$h < H \quad (2)$$

$$2z_{скл} < B \quad (3)$$

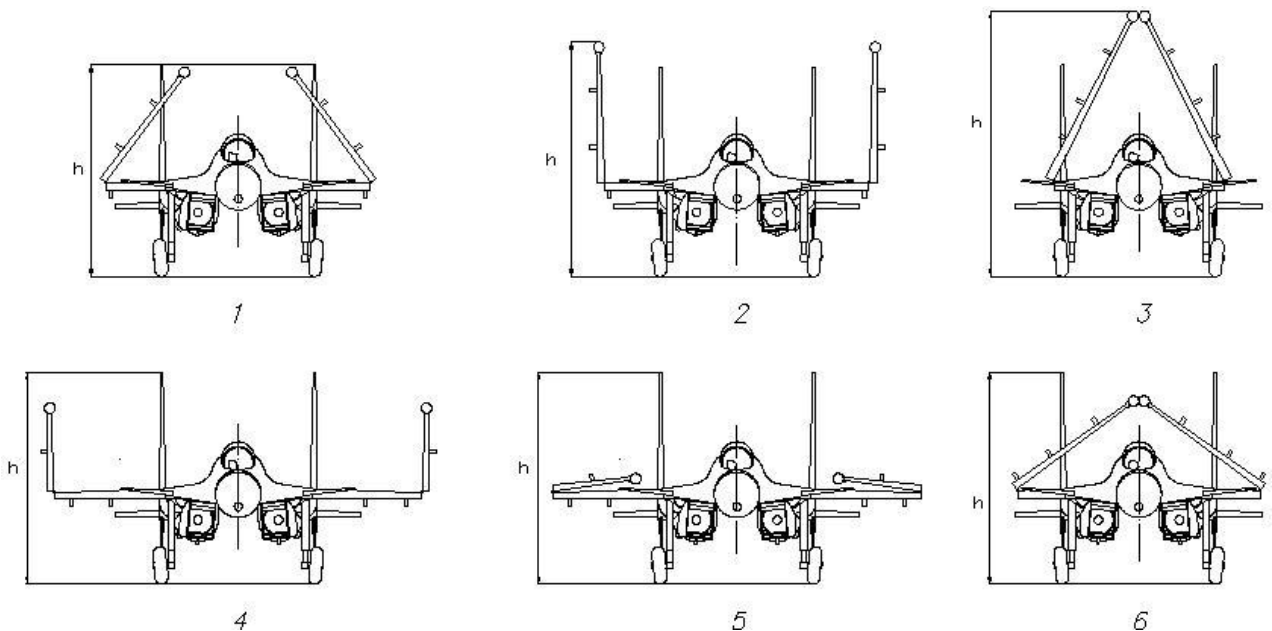


Рис. 3. Варианты расположения консолей крыла в сложенном положении

При анализе возможных конфигураций ЛА рассмотрим следующие варианты взаимного расположения консолей крыла и оперения (рис.3).

Вариант 1 – складывание консолей до положения вровень с высотой вертикального оперения.

Варианты 2,4 – вертикальное расположение консолей в сложенном положении.

Варианты 3,6 – складывание консолей крыла до касания (положение «домиком»).

Вариант 5 – консоли крыла полностью складываются не пересекаясь.

Оптимальным с точки зрения габаритных размеров является вариант 1, когда выполняется равенство: $h_{BO} = \frac{l_{KP}}{2} - z^H_{СКЛ} + h_{KP}$ (4)

В случае, когда $\frac{l_{KP}}{2} - z^H_{СКЛ} + h_{KP} > h_{BO}$ возможны 2 конфигурации самолёта (варианты 2 и 3), обе из них не оптимальны. Первая, при вертикальном расположении консолей, плохо применима на авианосцах из-за большой ветровой нагрузки на эту часть крыла. Поворотная часть крыла (ПЧК) шарнирно закреплена относительно неподвижной части, поэтому фиксировать консоль при большой площади поверхности и боковом ветре достаточно сложно. Вторая, соответствующая положению сложенных консолей домиком, допустима, если по условию (3) нельзя увеличить $z_{СКЛ}$, т.е. габаритный размах крыла в сложенном положении определяется шириной ворот ангара. Однако одновременно узкие и высокие ворота ангара на практике встречаются очень редко. К тому же вероятно придётся складывать горизонтальное оперение, выступающее за пределы сложенного крыла.

В случае, когда $\frac{l_{KP}}{2} - z^H_{СКЛ} + h_{KP} < h_{BO}$ возможны 3 конфигурации, соответствующие вариантам 4, 5 и 6. Вариант 4 аналогичен 2, хотя в данном случае вертикальная площадь консоли меньше и воздействие ветра слабее. Вариант 5 применим, когда нет необходимости сильно уменьшать габариты самолёта, т.к. в этом случае получаются максимальная ширина и высота ЛА в «сложенном» положении. Вариант 6 аналогичен 3, но значение $z_{СКЛ}$ не является предельным по ширине. Этот вариант может быть выбран из условия расположения секций механизации. К тому же, как было сказано выше, чем ближе к концевой хорде стык складывания, тем меньше прирост веса. Но при такой конфигурации нет необходимости складывать консоли до касания, т.к. для того чтобы разложить крыло, потребуются гидроцилиндры большей мощности, чем в варианте 1.

Таким образом, условие (2) примет вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{l_{KP}}{2} - z^H_{СКЛ} + h_{KP} < H \\ h_{BO} < H \end{array} \right\} (5)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} z_{СКЛ}^H > \frac{l_{КР}}{2} + h_{КР} - H \\ h_{ВО} < H \end{array} \right\} (6)$$

При определении ограничения по ширине ворот ангара рассматривают соотношение размаха горизонтального оперения и консолей крыла в сложенном положении. Обычно $2z_{СКЛ} < l_{ГО}$, если необходимо разместить большое число ЛА на авианосце. В некоторых случаях даже прибегают к складыванию оперения. Однако у большинства иностранных палубных самолётов размах $2z_{СКЛ} > l_{ГО}$. Если не задаваться целью размещения большого числа самолётов в ангаре, то определяющим условием при выборе ширины самолёта остаётся не превышение ширины ворот ангара, т.е. $2z_{СКЛ} < B$.

3) Размещение ЛА в ангаре

Для выполнения боевых операций требуется разместить на авианосце определённое количество ЛА. Допустим, что в подпалубном ангаре будут размещены N самолётов одного типа (рис.4). Тогда размеры одного такого самолёта: l – длина, $2z_{СКЛ}$ – ширина, h – высота.

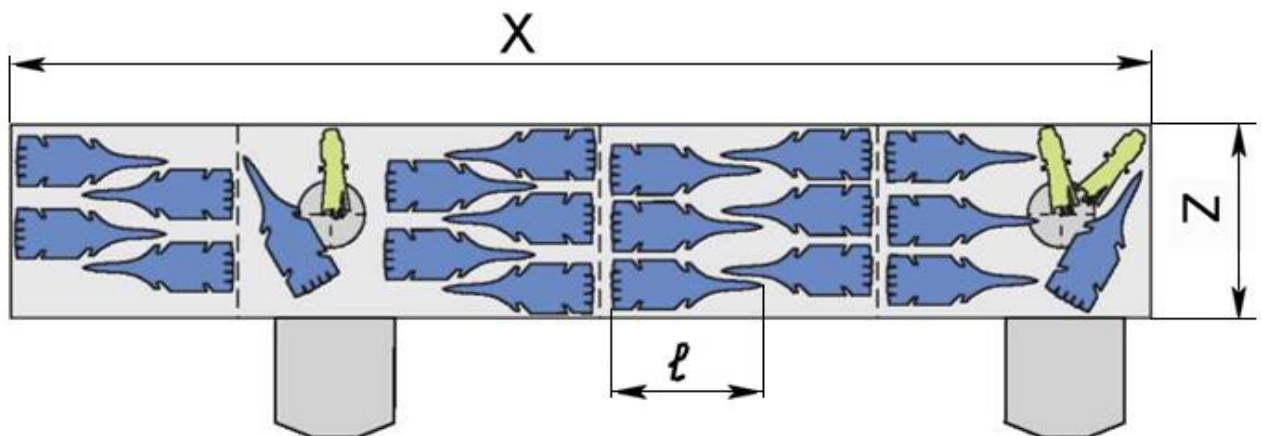


Рис.4. Габаритные размеры ангара и самолёта в походном положении

Основной особенностью размещения ЛА в ангарах на авианосцах США и некоторых стран Европы является выполнение условия обеспечения доступа к любому произвольно выбранному самолёту. При размещении ЛА на российских авианосцах это условие не выполняется, самолёты стараются расположить как можно плотнее. В общем случае самолёты занимают порядка 70% площади ангара.

С другой стороны, требуемую площадь на один самолёт можно приближённо найти по формуле:

$$S_{ПЛАН} = \frac{X \cdot Z}{N} (7)$$

где: X – длина ангара, Z – ширина ангара.

При этом площадь в действительности не занимаемая ЛА составит порядка 20 % (при условии, что самолёты будут со сложенными консолями).

Поэтому приближённо ограничение по количеству размещаемых в ангаре ЛА имеет

$$\text{вид: } z_{СКЛ} < z_{СКЛ}^N = \frac{X \cdot Z}{N \cdot l} \quad (8)$$

Учитывая ограничения (1), (3), (6), (8) по размаху крыла, можем найти зону возможного расположения оси складывания.

5. Анализ весовых формул для складного крыла

Для оценки абсолютных и относительных масс конструкции несущих поверхностей предложено много так называемых весовых формул в [2,3,8,9], а также в работах Бадягина, Егера, Козловского, Торенбика, Шейнина и др. авторов. Опираясь на внешние геометрические параметры крыла, значения удельной нагрузки на крыло и перегрузки, эти формулы позволяют вычислить массу крыла при расчёте веса самолёта, но не учитывают внутренних особенностей конструкции. Учесть такую особенность крыльев палубных самолётов, как наличие стыка складывания, формулы вышеперечисленных авторов не позволяют.

Проблематика весового проектирования складного крыла палубных самолётов обсуждается автором в ряде публикаций [5-7]. В частности, поднимается вопрос создания формулы, которая бы учитывала прибавку веса конструкции складного крыла. Эта формула, базируясь на одной из известных весовых формул, должна включать в себя либо дополнительное слагаемое $\Delta m_{СКЛ}$ - прирост массы конструкции крыла из-за наличия стыка складывания, либо дополнительный поправочный коэффициент $\overline{\Delta m}_{СКЛ}$ - относительный прирост массы конструкции.

Так как наибольший интерес представляет проектирование многофункциональных боевых ЛА палубного базирования, то возьмём за основу формулу для расчёта относительной массы крыла сверхзвуковых маневренных самолётов [2, стр.134]:

$$\frac{m_{КР}^{HEСКЛ}}{m_0} = \frac{m_{КР}^{HEСКЛ}}{m_0} = k_t \varphi \cdot n_p \sqrt{\lambda S} (3,6 \cdot 10^{-6} \frac{\lambda}{c_0} + \frac{0,7 \cdot 10^{-3}}{\lambda} + 1,7 \cdot 10^{-4}) + \frac{5,5}{P_0}, \quad (9)$$

где: m_0 - взлётная масса самолёта.

Тогда с учётом предлагаемых изменений формула расчёта относительной массы крыла со складыванием примет вид:

$$\frac{m_{КР}^{СКЛ}}{m_{КР}^{HEСКЛ}} = \frac{m_{КР}^{HEСКЛ}}{m_{КР}^{HEСКЛ}} \cdot (1 + \overline{\Delta m}_{СКЛ}), \quad (10)$$

где: $\overline{\Delta m_{СКЛ}} = \frac{\Delta m_{СКЛ}}{m_{КР}^{НЕСКЛ}}$ - относительный прирост массы конструкции крыла из-за

наличия стыка складывания

К факторам, влияющим на значение $\Delta m_{СКЛ}$, можно отнести следующие.

1) Очевидно, что при приближении оси складывания к борту самолёта масса стыка будет возрастать пропорционально росту изгибающего момента. Поэтому можно предположить, что график прироста массы стыка складывания будет иметь вид, подобный распределению изгибающего момента.

2) Масса конструкции крыла будет возрастать в связи с необходимостью перестыковки «разорванных» продольных элементов (стрингеров, стенок, лонжеронов). В связи с разрывом этих элементов возникает необходимость перестыковки каждого стрингера через соответствующую проушину. А чем ближе складывание к фюзеляжу, тем «мощнее» эти силовые элементы, и тем больше будут проушины, соединяющие их в месте разрыва.

3) В зависимости от координаты оси складывания в значительной степени меняется масса самого механизма складывания, в первую очередь в связи с изменением размеров гидроцилиндра подъёмника. Другими словами, чем больший вес придётся поднимать этому механизму, тем мощнее, а, следовательно, тяжелее должен быть гидроцилиндр подъёмника. Кроме того, приходится поднимать не только конструкцию поворотной части крыла (ПЧК), но и вооружение, находящееся на поворачиваемой части крыла, т.к. самолёт даже в ангаре палубы должен быть оснащён определённым боекомплектом.

Поэтому прирост массы на складывание тем больше, чем ближе к фюзеляжу находится ось складывания, т.е. прирост массы обратно пропорционален координате оси складывания крыла

$$\Delta m_{СКЛ} \sim f\left(\frac{1}{z_{СКЛ}}\right), (11)$$

и желательно иметь складывание ближе к концевой хорде крыла.

Таким образом, прирост массы конструкции крыла из-за наличия стыка складывания $\Delta m_{СКЛ}$ является в первую очередь функцией от положения оси складывания крыла $z_{СКЛ}$. В свою очередь координата положения оси определяет нагрузку, воспринимаемую конструкцией в сечении стыка, массу ПЧК, ширину и высоту силового кессона в месте стыка. Кроме того, $\Delta m_{СКЛ}$ зависит от КСС агрегата, что будет показано дальше. В общем виде запишем:

$$\Delta m_{скл} = f\left(\frac{1}{z_{скл}}, KCC, M_{изг}(z), S_{пчк}, b(z), \bar{c}_z\right) \quad (12)$$

6. Анализ конструктивно-технологических вариантов исполнения стыка складывания

В зависимости от КСС агрегата стык, у которого складывание происходит в плоскости, перпендикулярной плоскости крыла, может быть организован по-разному. Для сравнения возьмём два типа стыков складывания для лонжеронной и кессонной схем.

1) Соединение со складными лонжеронами применимо в схемах, где практически весь изгибающий момент воспринимается поясами лонжеронов. Этот стык складывания характерен для таких самолётов как F/A-18 Hornet, F8FBearcat, FJ Fury, Gannet, Як-38, МиГ-29К и др. (рис.5). При такой организации стыка на лонжеронах формируются фитинги, образующие моментные узлы, передающие изгибающий момент в виде пары сил через проушины соединения типа «ухо-вилка». Вращение ПЧК происходит вокруг оси, проходящей через верхние проушины фитингов. В разложенном положении нижние проушины фиксируются штырями, приводимыми в различные положения гидроцилиндрами.



Рис. 5. Вид на лонжеронный стык складывания самолёта МиГ-29К

2) «Шомпольное» соединение отклоняемой и неотклоняемой частей крыла характерно для кессонной силовой схемы, в которой большая доля изгибающего момента воспринимается силовыми панелями, а малая часть – ослабленными поясами лонжеронов. Этот тип конструктивно-технологического исполнения стыка применяется на самолётах Су-33 и Су-33КУБ (рис.6).

Для полноценной передачи изгибающего момента силовые панели в разъёме должны стыковаться не в отдельных точках, а по всему контуру этой панели, образуя так называемый контурный стык.

При введении разъема необходимо обеспечить подвижную перестыковку панелей, что достигается применением разъема типа "гребенка". К недостаткам подобной схемы можно отнести неизбежный выход за теоретический контур проушин складывания из-за кривизны самих панелей, а при большой кривизне профилей крыла даже невозможность такого соединения.

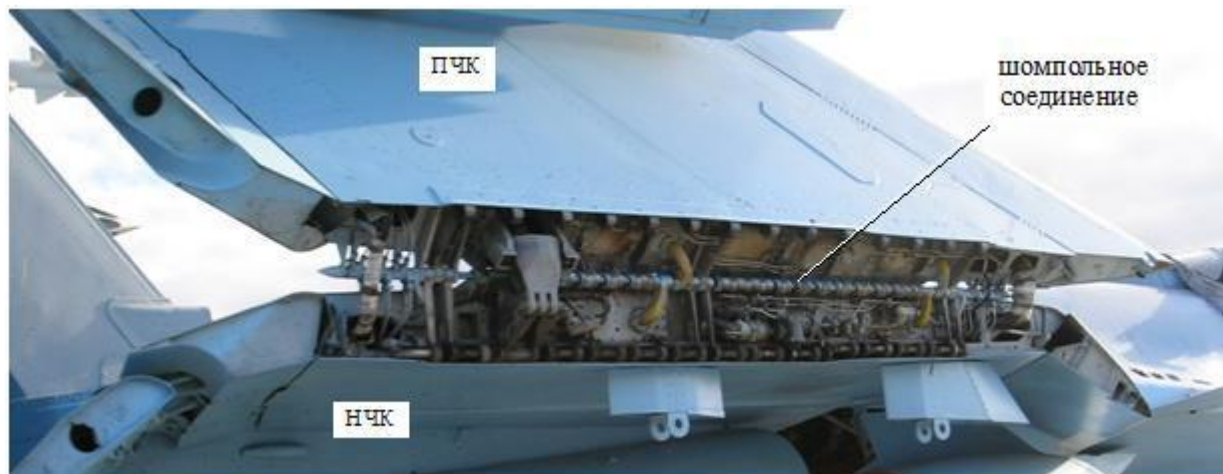


Рис. 6. Вид на шомпольный стык складывания самолёта Су-33

7. Расчёт массы отсека крыла со стыком складывания

Важно отметить, что при введении стыка складывания при «оморячивании» ЛА меняется не только та часть конструкции, которая содержит стык. Зачастую приходится менять механизацию крыла, а иногда и КСС агрегата. Поэтому точно отследить, насколько изменится масса крыла весьма сложно. В данной статье ограничимся оценкой прироста массы, обусловленной изменением конструкции отсека крыла, содержащего стык.

Для определения значения $\Delta m_{СКЛ}$ проанализируем изменение массы конструкции крыла по размаху при различных положениях оси складывания. Рассмотрим отсек крыла шириной Δz . Разобьём его на регулярную (без стыка) и нерегулярную зону (рис.7).

Для нахождения массы этого отсека крыла определим размеры элементов конструкции путём проектировочного расчёта. Общий алгоритм расчёта массы отсека крыла произвольной КСС представлен на рис. 8.

В общем виде прирост массы крыла из-за введения стыка складывания можно вычислить как разность между массами складываемого и нескладываемого крыла по формуле:

$$\Delta m_{СКЛ} = m_{СКЛ}^{КРЫЛА} - m_{НЕСКЛ}^{КРЫЛА} = m_{СКЛ}^{ПРОСТ} + m_{СКЛ}^{МЕХ-МА} + m_{ШТЫР}^{МЕХ-МА} - m_{НЕСКЛ}^{НЕРВИОРЫ} = m_{СТЫКА} - m_{НЕСКЛ}^{НЕРВИОРЫ} \quad (13)$$

Прирост массы обусловлен появлением силовой проставки между поворотной и неподвижной частями крыла ($m_{СКЛ}^{ПРОСТ}$), механизма складывания ($m_{СКЛ}^{МЕХ-МА}$) и механизма штыревания ($m_{ШТЫР}^{МЕХ-МА}$). В нескладном крыле вместо проставки имеется одна нервюра (рядовая либо усиленная, в зависимости от места стыка), масса которой $m_{НЕСКЛ}^{НЕРВЮРЫ}$.



Рис.7. Элементы отсека крыла со стыком складывания

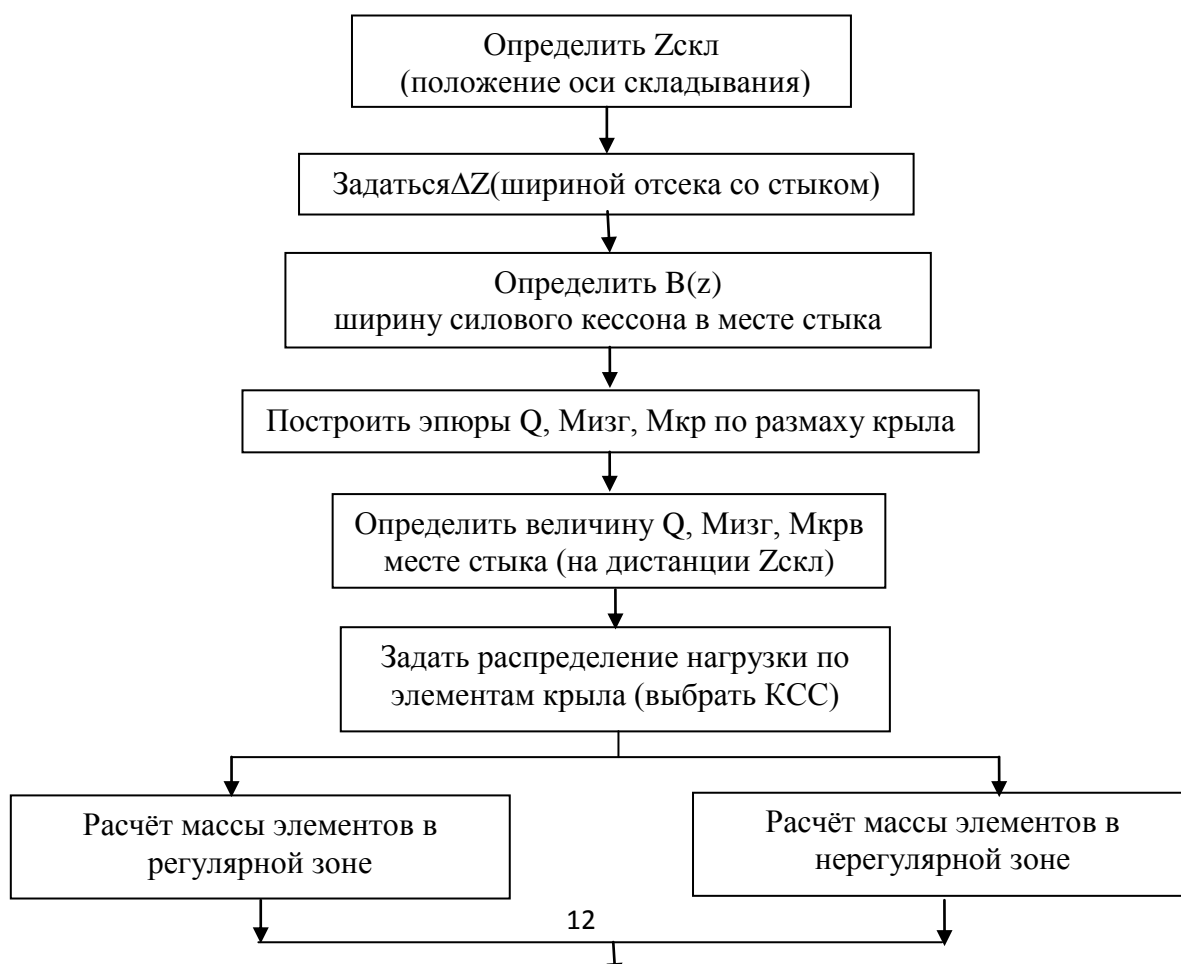


Рис.8.Алгоритм определения массы отсека крыла со стыком складывания

Расчётные формулы для регулярной зоны являются известными и подробно изложены в [4]. Методика определения веса нерегулярной зоны (зоны стыка) представлена ниже.

Для примера рассмотрим конструкцию шомпольного стыка (см.рис.6) нерегулярной зоны крыла самолёта типа Су-33(рис.9).

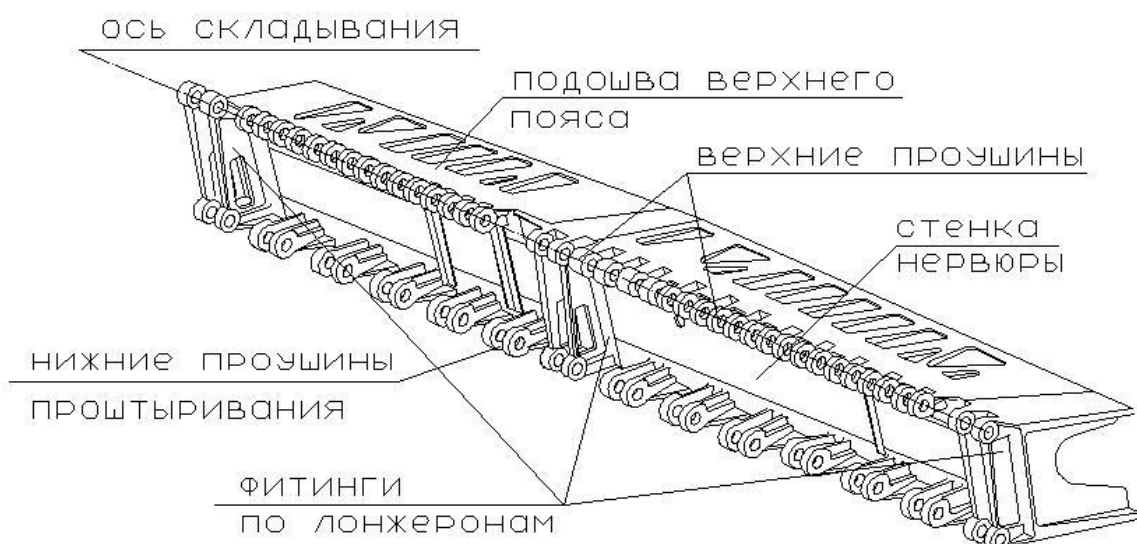


Рис.9. Гермонервюрашомпольного стыка складывания крыла

При таком соединении стык состоит из следующих элементов:

- Проставки между поворотной (ПЧК) и неподвижной (НЧК) частями крыла, состоящей из двух силовых гермонервюр со стыковыми гребёнками;
- Гидромеханического привода складывания;
- Механизма штыревания нижних проушин гребёнок проставки(рис.10).

Проставка между ПЧК и НЧК представляет собой силовую коробчатую конструкцию, состоящую из неподвижной и подвижной частей. На неподвижной части проставки монтируется система складывания ПЧК, а также механизм заштыривания нижних гребёнок.

Поворотная часть крыла крепится к неподвижной с помощью многоушкового соединения по верху на шомполе, а по низу – штырями фиксации механизма складывания.

Механизм складывания (гидромеханический привод) на каждой консоли крыла включает в себя: блок управления, блок тормоза системы, редуктор-шарниры, трансмиссию.

Механизм штыревания нижних гребёнок состоит из штанги, на которой шарнирно закреплены штыри. Штангу приводит в движение гидроцилиндр.

Разобъём проставку на составляющие элементы, чтобы определить её массу. Проставка состоит из двух гермонервюр, одна из которых принадлежит ПЧК, а другая относится к НЧК ($m_{СКЛ}^{ПРОСТ} = 2m_{Г/НЕРВ}$).

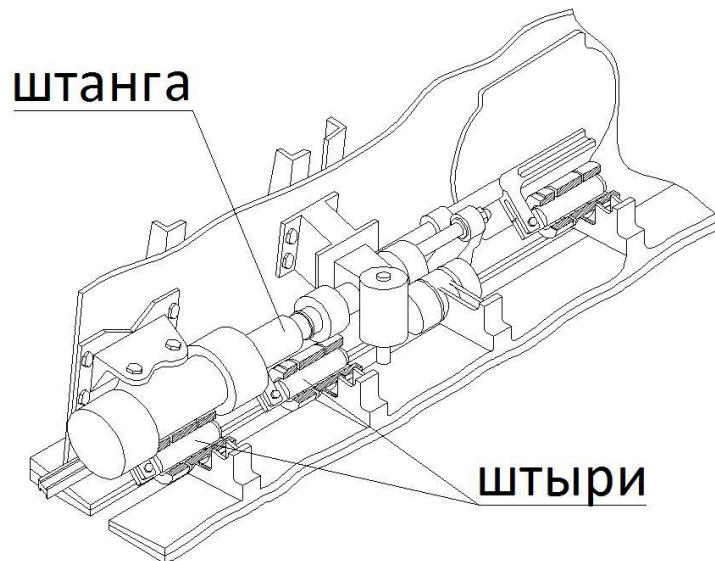


Рис.10. Фрагмент механизма штыревания

Каждая из гермонервюр состоит из нескольких частей, разделённых фитингами в местах наличия лонжеронов (стенок). Каждая часть в свою очередь образуется из верхнего пояса с проушинами по оси складывания для прохождения шомпола, нижнего пояса с проушинами для механизма штыревания и соединяющей их стенки.

Для упрощения рассмотрим половину стыка, принадлежащую ПЧК, т.е. одну гермонервюру (рис.11):

$$m_{Г/НЕРВ} = m_{ПОЯСА}^{ВЕРХ} + m_{ПОЯСА}^{НИЖ} + m_{СТ.НЕРВ} + n_{ФИТ} m_{ФИТ}, \quad (14)$$

где: $m_{ПОЯСА}^{ВЕРХ}$, $m_{ПОЯСА}^{НИЖ}$ - масса верхнего и нижнего пояса соответственно, $m_{СТ.НЕРВ}$ - масса стенки гермонервюры, $m_{ФИТ}$ - масса фитинга, $n_{ФИТ}$ - число фитингов, равное числу лонжеронов (стенок) в месте стыка.

Пусть в зоне стыка действуют перерезывающая сила $Q(z)$, изгибающий момент $M_{ИЗГ}(z)$ и крутящий момент $M_{КР}(z)$. Для упрощения будем опускать индекс (z) в обозначении. После распределения нагрузки по элементам конструкции, получаем: M_i^I, M_i^II

- доля изгибающего момента в зоне стыка, воспринимаемая i -ым лонжероном (или i -ой стенкой) и панелью соответственно; Q_i - доля перерезывающей силы в зоне стыка, воспринимаемая i -ым лонжероном (или i -ой стенкой); M_i^{KP} - доля крутящего момента, воспринимаемая i -ым замкнутым контуром крыла. Обозначим σ_B, τ_B - пределы прочности материала элемента при растяжении и сдвиге соответственно.

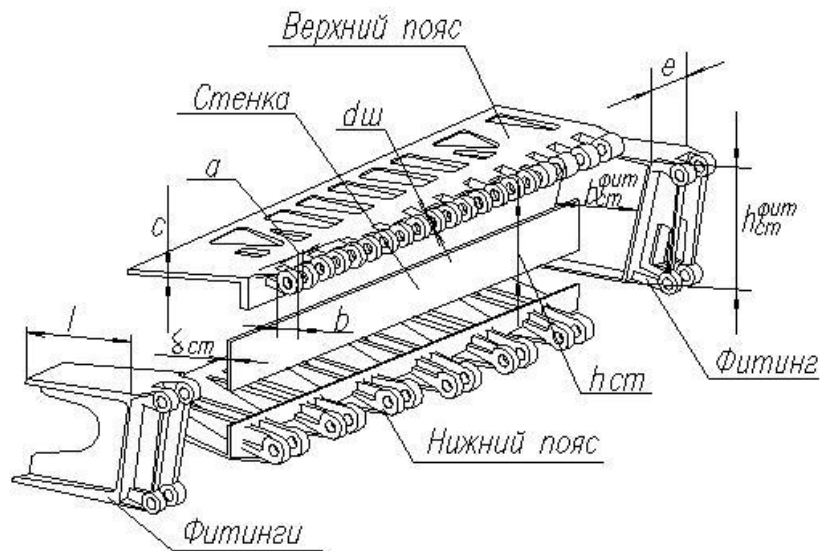


Рис.11.Фрагмент гермопанельной нервюры

I. Массы фитинга (рис. 12)

$$m_{\text{фит}} = m_{\text{фит}}^{\text{ВЕРХ.ПР.}} + m_{\text{фит}}^{\text{НИЖ.ПР.}} + m_{\text{фит}}^{\text{ВЕРХ.ПОД.}} + m_{\text{фит}}^{\text{НИЖ.ПОД.}} + m_{\text{СТ.ФИТ}} =$$

$$= \rho_{\text{фит}} \left[2 \frac{a \cdot (b^2 - d_{\text{шт}}^2) \pi}{4} + 2c e l + b_{\text{СТ.ФИТ}} h_{\text{СТ.ФИТ}} \delta_{\text{СТ.ФИТ}} \right] \quad (15)$$

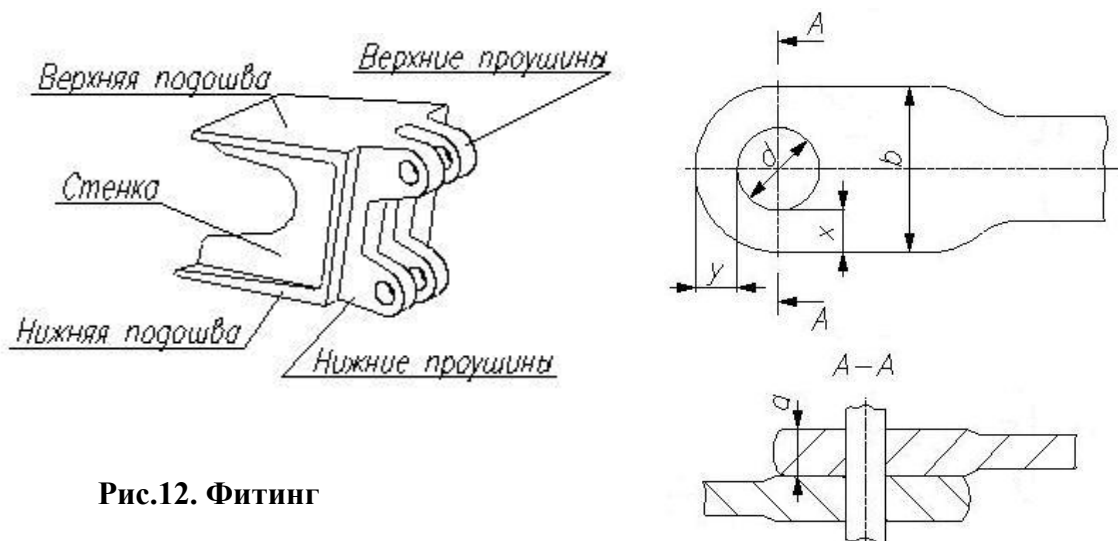


Рис.12. Фитинг

Масса фитинга складывается из масс следующих элементов:

1) Проушины (верхние и нижние)

а) диаметр штыря: $d_{шт} = 2 \sqrt{\frac{R}{m\pi\tau_{вшт}}}$, (16)

где: $R = \sqrt{N_i^2 + \left(\frac{Q_i}{2} + \frac{F_{кр}}{2}\right)^2}$ - суммарная сила, действующая на штырь, $N_i = \frac{M_i^л}{H_i}$ -

сила, воспринимаемая поясом лонжерона от изгибающего момента, H_i - расстояние между осями складывания по верхним и нижним проушинам, $F_{кр} = \frac{M_i^{кр}}{B}$ - сила, воспринимаемая i -ым лонжероном от крутящего момента, B - ширина силового кессона в зоне стыка, m - число срезов штыря.

б) толщина проушины:

Для верхних проушин (подвижное соединение): $a = \frac{R}{d_{шт} 0,2\sigma_{впп}}$ (17)

Для нижних проушин (неподвижное соединение): $a = \frac{R}{d_{шт} \sigma_{впп}}$ (18)

Для двухсрезного соединения a - толщина средней проушины или суммарная толщина двух крайних проушин.

в) ширина проушины: $b = 2x + d_{шт}$, $x = \frac{kR}{2a\sigma_{впп}}$, $y = \frac{R}{2a\tau_{впп}}$ (19)

2) Подошва (верхняя и нижняя)

Подошва фитинга крепится к поясу лонжерона болтами серии А. Обозначим n_{δ} - количество болтов, $n_{ср}$ - число срезов, d_{δ} - диаметр болта.

а) толщина подошвы: $c \geq \frac{M_i^л}{H_i n_{\delta} d_{\delta} n_{ср} \sigma_{впод}}$ (20)

где: $d_{\delta} = \sqrt{\frac{4M_i^л}{H_i \cdot n_{\delta} \cdot \pi \cdot \tau_{впод} \cdot n_{ср}}}$ (21)

б) ширина подошвы: $e = 2(2d_{\delta} + 2) + 5d_{\delta} \cdot (n_{\delta}^e - 1)$ (22)

в) длина подошвы: $l = 2(2d_{\delta} + 2) + (n_{\delta}^l - 1) \cdot 3d_{\delta}$, (23)

где: $n_{\delta}^e, n_{\delta}^l$ - число болтов серии А на расстоянии ширины ее длины подошвы соответственно.

3) Стенка фитинга

Стенка фитинга крепится к стенке лонжерона болтами серии Б

$$d_{\delta_B} = \sqrt{\frac{4Q_i}{n_{\delta_B} \cdot \pi \cdot \tau_{ВСТ} \cdot n_{СР_B}}} \quad (24)$$

а) ширина стенки: $b_{СТ.ФИТ} = 2(2d_{\delta_B} + 2) + 5d_{\delta_B} (n_{\delta_B}^{H_{cm}} - 1)$, (25)

где: $n_{\delta_B}^{H_{cm}} = \frac{H_{СТ.ФИТ} - 4d_{\delta_B} - 4}{3d_{\delta_B}}$ - число болтов серии Б на длине $H_{СТ.ФИТ} = H_i - 2c$

б) толщина стенки: $\delta_{СТ.ФИТ} = \frac{Q_i}{\sigma_B n_{\delta_B} d_{\delta_B} n_{СР_B}}$ (26)

II. Масса верхнего и нижнего поясов гермонервюры (рис.13)

$$m_{ПРОСТ}^{ПЯСА} = m_{ПЯСА}^{ПРОУШ} + m_{ПЯСА}^{ПОДОШ} = \rho_{ПЯСА} [n_{ПРОУШ} \cdot a \frac{(b^2 - d_{Ш}^2)\pi}{4} + c \cdot l \cdot (B - (n_{ФИТ} - 1) \cdot e_{ФИТ})] \quad (27)$$

1) Проушины

$$m_{ПЯСА}^{ПРОУШ} = \rho_{ПЯСА} n_{ПР} a \frac{(b^2 - d_{Ш}^2)\pi}{4}, \quad (28)$$

где: $n_{ПР}$ - число проушин на одной нервюре с одной стороны, $\rho_{ПЯСА}$ - плотность пояса

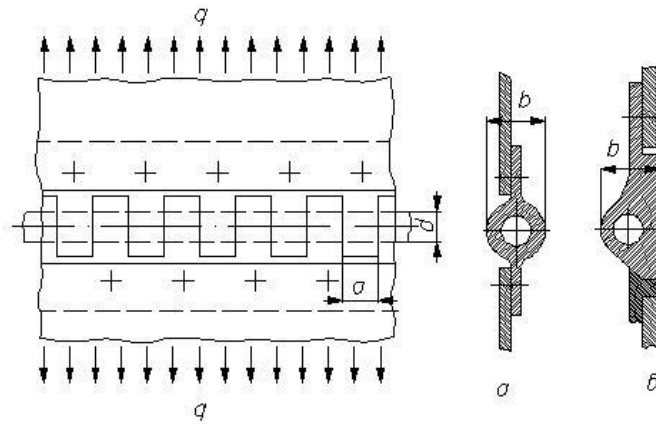


Рис.13. Основные параметры шомпольного соединения

а) ширина петли: $a = \frac{d_{Ш}^2 \cdot \pi \cdot \tau_{ВПР} \cdot H_{ПР} \cdot B_{Ш}}{4M_{ИЗГ_i}^П}$, (29)

где: $B_{Ш} = B - (n_{ФИТ} - 1)e$ - длина шомпола, $H_{ПР}$ - высота между центрами жёсткости проушин, $d_{Ш}$ - диаметр шомпола ($= d_{ШТ}$) равен диаметру штыря в проушинах фитинга.

б) толщина петли: $b = \frac{2M_{ИЗГ_i}^П}{H_{ПР} \cdot B_{Ш} \cdot \sigma_B} + d_{Ш}$ (30)

2) Подошва

$$m_{\text{ПОЯСА}}^{\text{ПОДОШ}} = \rho_{\text{ПОЯСА}} c \cdot l \cdot (B - (n_{\text{ФИТ}} - 1)e_{\text{ФИТ}}), (31)$$

где: $c = c_{\text{ФИТ}}$, если фитинг и подошва из одного материала, $l = l_{\text{ФИТ}}$ - ширина подошвы, равная длине фитинга, B - длина подошвы, равная ширине силового кессона в месте стыка, $n_{\text{ФИТ}}$ - число фитингов.

III. Масса стенки гермонервюры

$$\text{Толщина стенки: } \delta_{\text{ПРОСТ}}^{\text{СТ}} \geq \frac{M_{\text{КРi}}}{2h_{\text{ПРОСТ}}^{\text{СТ}} b_{\text{ПРОСТ}}^{\text{СТ}} \tau_{\text{ВПРОСТ}}} (33)$$

$$\text{Высота стенки: } h_{\text{ПРОСТ}}^{\text{СТ}} = H - 2c (32)$$

$$\text{Длина стенки: } b_{\text{ПРОСТ}}^{\text{СТ}} = B - (n_{\text{ФИТ}} - 1) \cdot e (33)$$

IV. Масса несилевой части отсека (см.[6])

Относительная масса механизма складывания:

$$\frac{m_{\text{СКЛ.}}^{\text{МEX-МА}}}{m_{\text{КР}}} = \frac{m_{\text{СКЛ.}}^{\text{МEX-МА}}}{m_{\text{КР}}} = -2,41(\bar{m}_{\text{ПЧК}} - 0,2)^2 + 0,064 (34)$$

Относительная масса механизма штыревания:

$$\frac{m_{\text{ШТЫР.}}^{\text{МEX-МА}}}{m_{\text{КР}}} = \frac{m_{\text{ШТЫР.}}^{\text{МEX-МА}}}{m_{\text{КР}}} = -0,283(\bar{m}_{\text{ПЧК}} - 0,2)^2 + 0,017 (35)$$

Зависимость массы поворотной части крыла $m_{\text{ПЧК}}$ (на одну консоль) от положения оси складывания имеет вид: $m_{\text{ПЧК}}(z) = \frac{m_{\text{КР}}(b_z + b_k)(0,5l - z)(\bar{c}_z b_z + \bar{c}_k b_k)}{(b_0 + b_k)l_{\text{КР}}(\bar{c}_0 b_0 + \bar{c}_k b_k)}$, (36)

где: b_0, b_k, b_z - хорды крыла (корневая, концевая и в месте складывания), $\bar{c}_0, \bar{c}_k, \bar{c}_z$ - относительная толщина профиля (корневая, концевая и в месте складывания), $l_{\text{КР}}$ - размах крыла, $m_{\text{КР}}$ - масса консоли крыла.

8. Зависимость прироста массы стыка от различных КСС

Приведённые выше формулы подходят для расчёта элементов конструкции любых КСС. Но, как было сказано, прирост массы складывания будет различным при разных конструктивных схемах.

Задаваясь распределением нагрузки по элементам конструкции крыла, построим графики изменения прироста массы конструкции в зависимости от изменения положения оси складывания по размаху (рис.14).

Рассмотрим 3 конструктивно-силовые схемы:

- а. Моноблочная, где $80\% M_{изг}$ воспринимают панели, а $20\% M_{изг}$ - лонжероны (табл.1а, рис.15а);
- б. Кессонная, где $60\% M_{изг}$ воспринимают панели, а $40\% M_{изг}$ - лонжероны (табл.1б, рис.15б);
- в. Лонжеронная, где $80\% M_{изг}$ воспринимают лонжероны, а $20\% M_{изг}$ - панели (табл.1в, рис.15в).

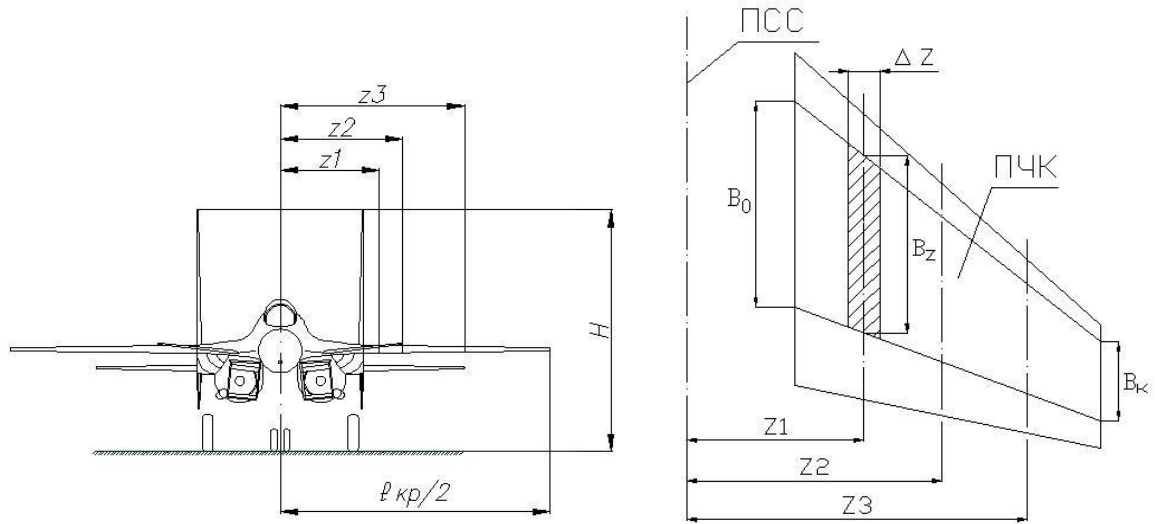


Рис.14. Варианты дистанции стыка

Соответственно стык складывания для этих трёх случаев будет выполнен по-разному. Для примера возьмём конструкцию с 3 лонжеронами (стенками), аналогичную конструкции крыла Су-27. Рассмотрим 3 варианта расположения оси складывания ($2z_{СКЛ} / l_{КР} = 0,32; 0,48; 0,64$).

В соответствии с заданным распределением нагрузки при расчёте согласно алгоритму (см.рис.8) по формулам (14) – (33) получаем абсолютные значения масс элементов стыка.

Поделив абсолютные значения на массу нескладного крыла ($\bar{m}_{ЭЛ-ТА} = \frac{m_{ЭЛ-ТА}}{m_{НЕСКЛ}}$), получаем распределение относительных масс элементов нерегулярной зоны отсека крыла со стыком складывания (табл. 1).

Таблица 1. Распределение относительных масс элементов нерегулярной зоны крыла для различных КСС

а. 80% Мизг – панель, 20% Мизг – лонжероны						
	$\bar{m}_{ЭЛ-ТА}$					
$2z_{СКЛ} / l_{КР}$	$\bar{m}_{ПОЯСОВ.НЕРВ}$	$\bar{m}_{СТ.НЕРВ}$	$\bar{m}_{ФИГ}$	$\bar{m}_{Г / НЕРВ}$	$\bar{m}_{МЕХ-МА}$ $\bar{m}_{СКЛАД}$	$\bar{m}_{МЕХ-МА}$ $\bar{m}_{ШТЫР}$

0,32	0,069	0,007	0,011	0,087	0,064	0,017
0,48	0,042	0,005	0,006	0,053	0,044	0,015
0,64	0,014	0,002	0,002	0,018	0,012	0,011

Таблица 1 (продолжение)

б. 60% Мизг – панель, 40% Мизг – лонжероны						
$2z_{СКЛ} / l_{КР}$	$\bar{m}_{ЭЛ-ТА}$					
	$\bar{m}_{ПОЯСОВ.НЕРВ}$	$\bar{m}_{СТ.НЕРВ}$	$\bar{m}_{ФИТ}$	$\bar{m}_{Г/НЕРВ}$	$\bar{m}_{СКЛАД}^{МЕХ-МА}$	$\bar{m}_{ШТЫР}^{МЕХ-МА}$
0,32	0,113	0,006	0,028	0,147	0,064	0,017
0,48	0,072	0,005	0,014	0,090	0,044	0,015
0,64	0,024	0,002	0,004	0,030	0,012	0,011

в. 20% Мизг – панель, 80% Мизг – лонжероны						
$2z_{СКЛ} / l_{КР}$	$\bar{m}_{ЭЛ-ТА}$					
	$\bar{m}_{ПОЯСОВ.НЕРВ}$	$\bar{m}_{СТ.НЕРВ}$	$\bar{m}_{ФИТ}$	$\bar{m}_{Г/НЕРВ}$	$\bar{m}_{СКЛАД}^{МЕХ-МА}$	$\bar{m}_{ШТЫР}^{МЕХ-МА}$
0,32	0,153	0,006	0,077	0,236	0,064	0,017
0,48	0,113	0,004	0,037	0,154	0,044	0,015
0,64	0,037	0,002	0,011	0,050	0,012	0,011

В формулы для определения массы механизмов складывания и штыревания не закладывалось изменение КСС, соответственно их значения постоянны для случаев а-в.

На рис.15 показаны графики распределения относительных масс элементов нерегулярной зоны крыла для различных КСС. При анализе этих графиков видно, что в наибольшей степени на прирост массы влияют пояса нервюр. Поэтому их стараются максимально облегчить путём применения вырезов различной конфигурации. Наименьший процент массы имеет стенка гермонервюры.

Можно проследить, что с увеличением доли изгибающего момента, воспринимаемого лонжеронами, относительные массы элементов стыка в целом растут.

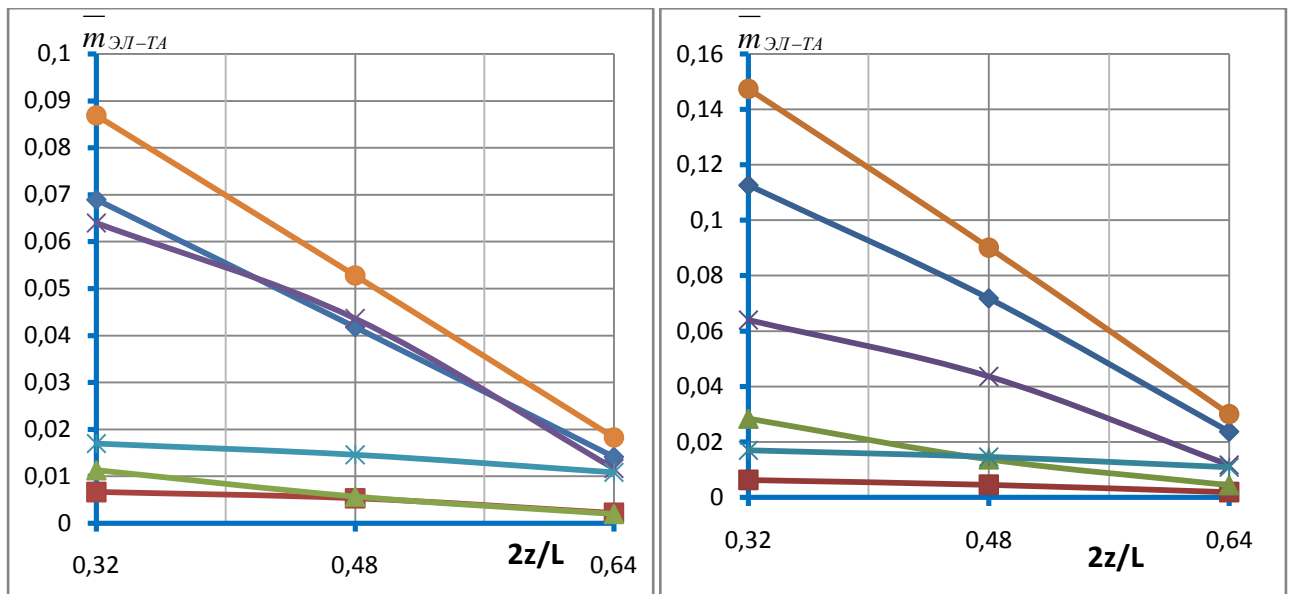
В таблице 2 приведены абсолютные значения прироста массы конструкции крыла из-за наличия стыка складывания, взятые по статистике.

Таблица 2. Масса стыка складывания в зависимости от положения оси

$Z, м$	5,1	3,52	2,55
$m_{стыка}, кг$	86,5	155	233,87

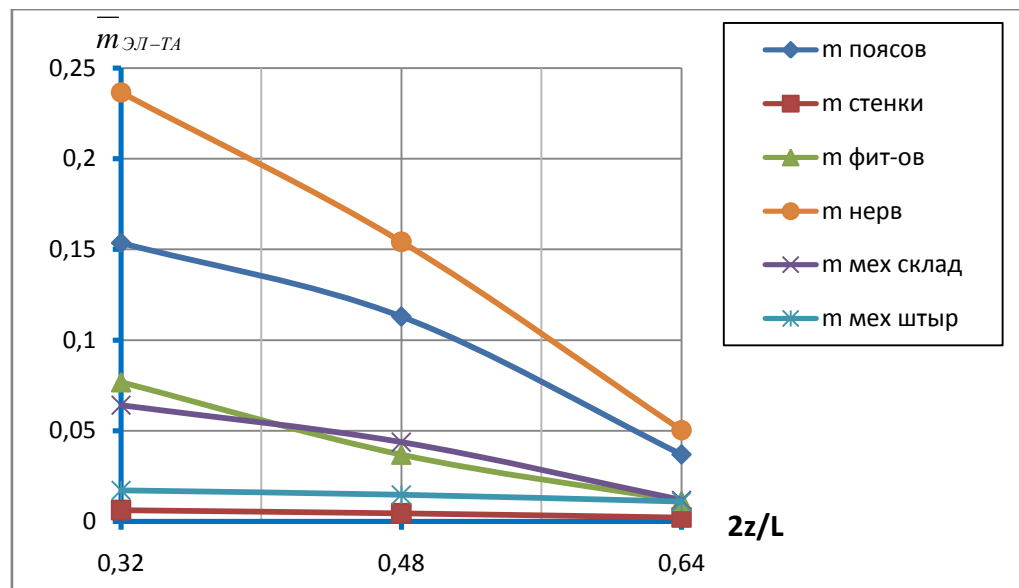
на одну консоль

По этим данным построен график зависимости прироста массы конструкции крыла от положения оси складывания (рис.16).



а

б



в

Рис.15. Графики распределения массы элементов стыка по размаху крыла
а – для лонжеронной КСС, б – для кессонной КСС, в – для моноблочной КСС

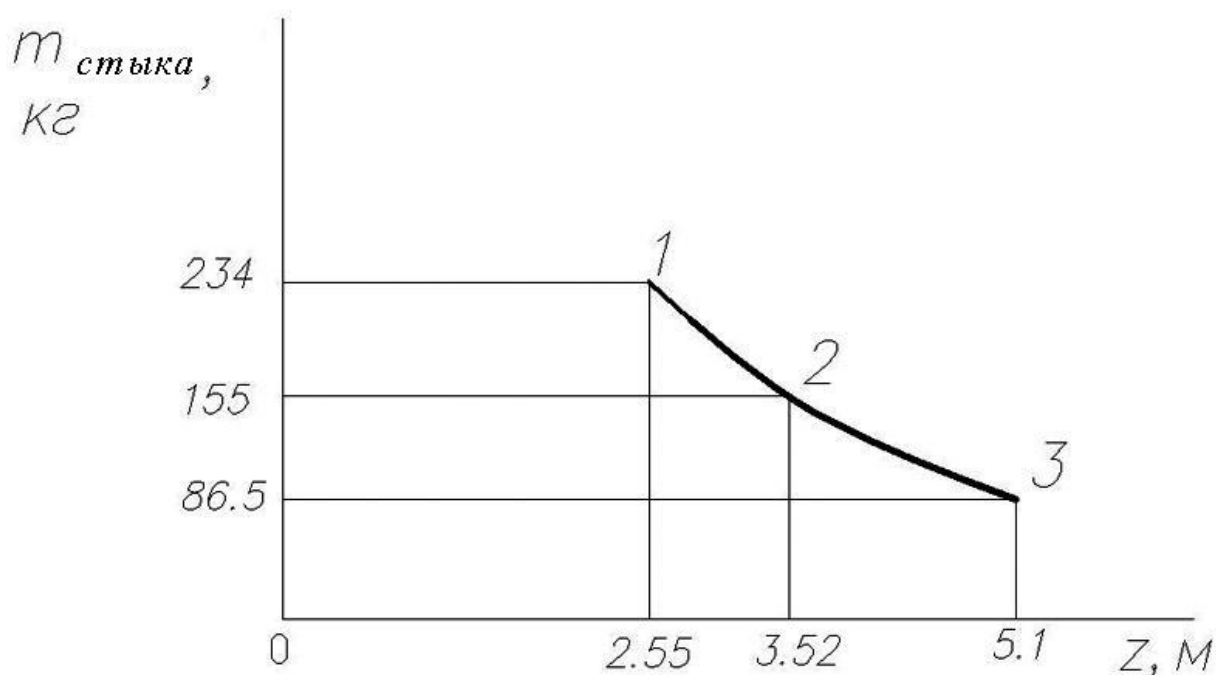


Рис. 16. Зависимость прироста массы крыла от положения оси складывания

9. Вывод

Используя разработанный алгоритм весового расчёта элементов отсека крыла со стыком складывания, можно определить прирост массы конструкции крыла из-за наличия стыка для различных заданных КСС и проследить характер изменения $\Delta m_{\text{скл}}$ при изменении положения оси складывания. Анализ масс отдельных элементов стыка позволяет определить, какие части конструкции влияют на прирост массы агрегата в наибольшей степени и, следовательно, нуждаются в оптимизации.

Библиографический список

1. Авиация ВМФ России и научно-технический прогресс: Концепции создания, пути развития, методология исследований / Под ред. Федосова Е.А. – М.: Дрофа, 2005. – 336с.
2. Войт Е.С., Ендогур А.И., Мелик-Саркисян З.А., Алявдин И.М. Проектирование конструкций самолётов. –М.: Машиностроение, 1987. -416с.
3. Егер С.М., Мишин В.Ф., Лисейцев Н.К. и др. Проектирование самолетов. – М.: Логос, 2005. – 648с.
4. Комаров В.А., Гуменюк А.В. Оценка весовой эффективности силовых схем несущих поверхностей // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета, №1, 2002. – с.45-54

5. Ярыгина М.В., Ендогур А.И. Проектирование рациональных конструкций складных агрегатов для самолётов палубного базирования // Научные исследования в области транспортных, авиационных и космических систем «АКТ-2009» (авиация, космос, транспорт): Труды XVсерос. науч.-техн. конференции и школы молодых учёных, аспирантов и студентов. – Воронеж, 2009. - с. 350-356
6. Ярыгина М.В., Попов Ю.И. Анализ прироста массы контурного стыка складывания кессонного крыла палубного самолёта // «Научные исследования и разработки в области авиационных, космических и транспортных систем» (АКТ-2010): Труды XVIсерос. науч.-техн. конф. и школы молодых учёных, аспирантов и студентов. – Воронеж, 2010. – с. 253-258
7. Ярыгина М.В., Попов Ю.И. Классификация стыков складывания крыльев палубных самолётов // «Научные исследования и разработки в области авиационных, космических и транспортных систем» (АКТ-2010): Труды XVIсерос. науч.-техн. конф. и школы молодых учёных, аспирантов и студентов. – Воронеж, 2010. -с.259-264
8. <http://www.lissys.demon.co.uk/pug/c04.html> - «Chapter: 04. Mass Estimation» - 03.06.2010, 12:30
9. Jasdeep Singh. Notes on Airplane weight estimation. – Indian Institute of Technology, 2004-2006.

Сведения об авторах

Ярыгина Мария Викторовна, аспирант Московского авиационного института (государственного технического университета). Ул. Вилиса Лациса, д.18, к.802, Москва, 125480; тел. 8-926-568-38-41; e-mail: maria_yarygina@mail.ru

Попов Юрий Иванович, профессор Московского авиационного института (государственного технического университета), к.т.н., МАИ, Волоколамское ш., 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993; тел.: (499) 158-43-87