

УДК 629.735.33

Проектирование и весовой анализ конструкций складного крыла

Ярыгина М.В.

Аннотация

В статье рассмотрены различные варианты конструктивного исполнения стыка складывания крыла палубного самолёта. Проанализированы типы соединений, применяемых в авиации. Дан обзор весовых формул, позволяющих вычислить массу крыла. Описана весовая модель крыла со складыванием и её апробация на самолётах Су-33 и МиГ-29К.

Ключевые слова:

соединение; крыло; стык складывания; масса.

1. Типы соединений, применяемых в авиации¹

В авиастроении существуют различные типы соединения деталей, узлов и агрегатов: неподвижные неразъемные, неподвижные разъемные и подвижные разъемные. Соединения стрингеров и обшивки, поясов лонжеронов и стенок, кронштейнов, узлы крепления подвески рулей, элеронов и прочие соединения стыков каркаса планера самолета относят к неразъемным неподвижным соединениям. Реализуются эти соединения с помощью болтов, винтов, заклепок, а также сварки, клейки. Разобрать такие соединения можно только разрушив конструкцию.

Соединения, которые можно разобрать без разрушения элементов конструкции, называются разъемными. Применяются они для соединения элементов конструкции, которые подвергающихся разборке, либо имеющих относительное смещение во время работы. К таким соединениям относят резьбовые, шомпольные, штифтовые, клиновидные, шлицевые соединения. При этом элементы разъёмного неподвижного соединения могут

¹Раздел написан по материалам источников [1], [2]

подвергаться расстыковке, но не имеют взаимного перемещения в процессе эксплуатации. Типичным примером неподвижного разъемного соединения являются стыковые узлы крыла и оперения.

Разъемные подвижные соединения подразделяются на малоподвижные и подвижные. Основное отличие их состоит не в степени подвижности, а в том, какие нагрузки действуют на элементы при перемещении их относительно друг друга. В подвижном соединении взаимное перемещение деталей происходит при действии больших расчетных нагрузок. Малоподвижное соединение характеризуется отсутствием больших нагрузок при взаимном перемещении соединяемых элементов.

Соединения, при помощи которых происходит крепление агрегатов друг к другу, например, отъемных консолей крыла к борту фюзеляжа или к центроплану, называются стыковыми. Стыковое соединение - соединение разъемное, так как его конструкция должна обеспечивать простоту монтажа и демонтажа крыла.

При различных конструктивно-силовых схемах (КСС) крыла стыковые соединения реализуются по-разному. За многие годы авиационная промышленность разработала большое количество вариантов конструкции крыла. Совокупность продольных и поперечных силовых элементов конструкции, служащих для восприятия сил и моментов, действующих в сечениях крыла составляют силовую схему крыла [1, с.89]. Основным силовым фактором в поперечном сечении крыла является изгибающий момент $M_{изг}$ (на его восприятие затрачивается до 50% общей массы конструкции). В зависимости от степени участия обшивки, стрингеров и поясов лонжеронов в восприятии изгибающего момента крылья подразделяются на лонжеронные, кессонные и моноблочные (Рис.1).

Лонжеронное крыло

В крыле такого типа КСС практически весь изгибающий момент воспринимается поясами лонжеронов. Пояса при этом работают на осевые нагрузки растяжения-сжатия, образуя пару сил, уравновешивающую изгибающий момент. Основные стыковые узлы в разьеме лонжеронного крыла устанавливаются по поясам лонжеронов, т.е. в отдельных точках сечения крыла. Такой стык получил название точечного. Каждый лонжерон в этом случае передает через проушины моментного узла изгибающий момент, подошедший к разьему, на ответные узлы.

Стыковые узлы по лонжеронам передают также перерезывающую силу, которая пришла по его стенке, и усилия от крутящего момента. Кроме основных узлов стыка по лонжеронам в разьеме крыла могут устанавливаться дополнительные, обычно шарнирные, узлы на продольных стенках или просто на усиленной нервюре, которые обеспечивают

передачу крутящего момента. В моментном узле стыковые болты могут располагаться как вертикально, так и горизонтально. При горизонтальном расположении болта его ось может быть параллельной плоскости стыковой нервюры или перпендикулярной к ней.

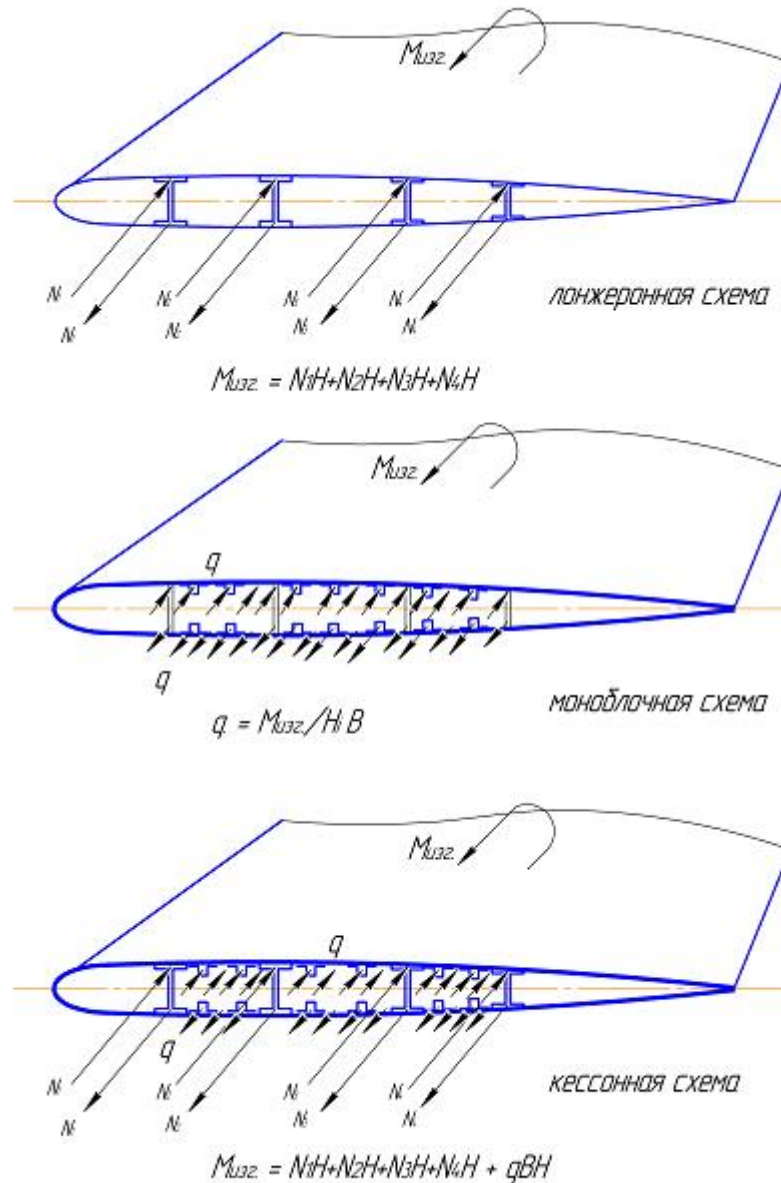


Рис.1 КСС крыла

При проектировании моментных узлов стыковые болты необходимо разнести на максимально возможное расстояние по высоте. Это позволит получить меньшие усилия в проушинах и, соответственно, снизит их вес. При этом желательно, чтобы усилия с полки лонжерона передавались на проушину по кратчайшему расстоянию. Это приведёт к отсутствию местных изгибающих моментов, дополнительно нагружающих узел и увеличивающих его вес.

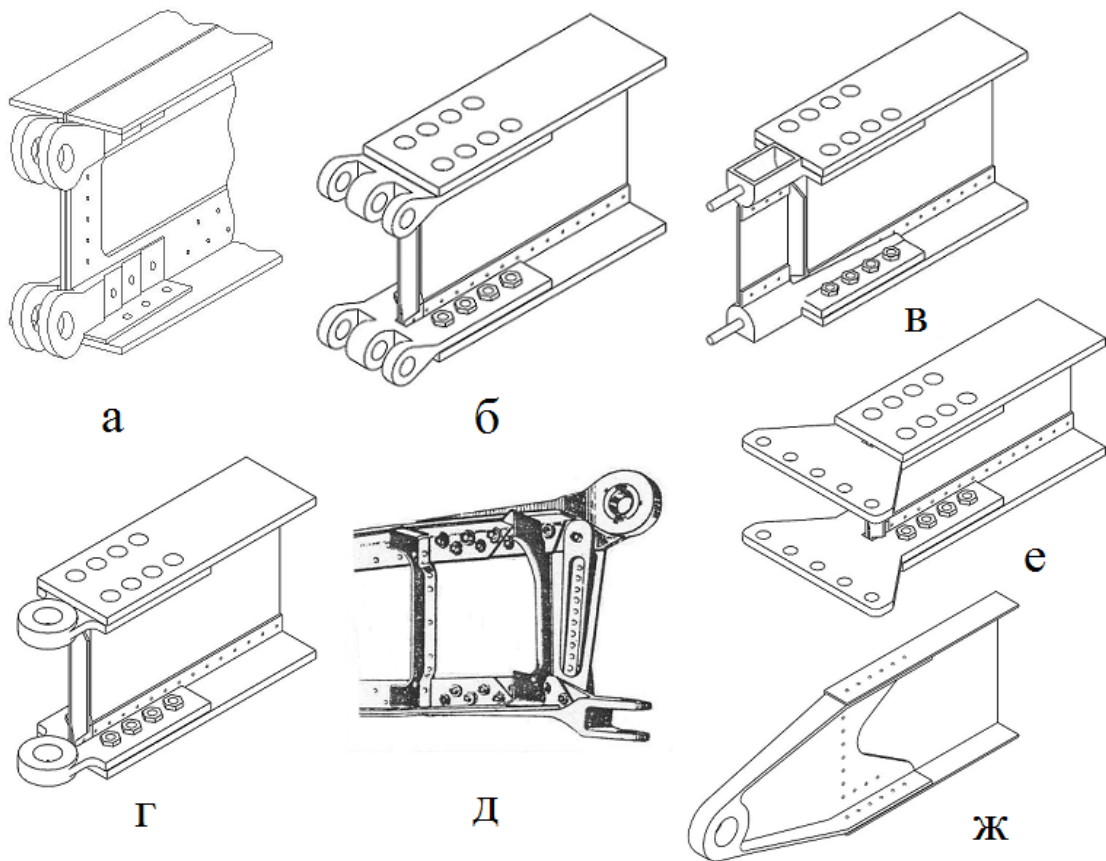


Рис.2 Стыковые узлы лонжеронного крыла

На Рис.2,а показана схема моментной заделки, при которой лонжерон соединяется со шпангоутом с помощью двух узлов вильчатого типа. Болты здесь расположены горизонтально и параллельно бортовой нервюре. В этом соединении стыковой болт работает на срез в двух плоскостях. В узлах гребёночного типа (Рис.2,б) диаметр стыкового болта получается меньше т.к. число плоскостей среза увеличивается. Такой узел имеет меньшие габаритные размеры по высоте, но несколько сложнее в производстве.

На Рис.2,в приведена схема моментного узла, в котором стыковые болты расположены горизонтально и их ось перпендикулярна плоскости нервюр. Преимуществом этой конструкции является более простое обеспечение взаимозаменяемости, так как может быть допущен зазор между отверстием и болтом. На Рис.2,г изображена схема моментного узла со стыковыми болтами, расположенными вертикально. Вертикальное расположение оси болта диктуется эксплуатационными и монтажными соображениями. На самолетах со складывающимися консолями крыла нижние узлы могут делаться с вертикальными легкоъемными стыковыми болтами, а верхние узлы - с горизонтальными болтами, параллельными плоскости стыковой нервюры и являющимися осью, относительно которой происходит поворот крыла при складывании (Рис.2,д). Стыковые узлы с несколькими

вертикальными болтами, расположенными в ряд вдоль плоскости нервюры (Рис.2,е) могут применяться в крыльях с малой строительной высотой. В поясах лонжеронов в этом случае действуют большие осевые силы, поэтому использование нескольких вертикальных болтов позволяет сократить размеры стыковых узлов и диаметр этих болтов.

Шарнирный стыковой узел состоит обычно из вилки и ушка, соединяемых болтом (Рис.2,ж). При этом по-возможности необходимо обеспечить как можно меньший зазор между соединяемыми частями, чтобы стыковой болт не нагружался дополнительным изгибом, а работал лишь на срез. Это уменьшает потребный диаметр болта, сокращая размеры и вес узла. Шарнирный узел крепится к лонжерону заклепками или болтами и конструктивно выполняется по-разному в зависимости от нагрузок, конструктивных и технологических особенностей лонжерона.

Стыковые соединения кессонного и моноблочного крыла

Кессонная силовая схема крыла предусматривает использование ослабленных поясов лонжеронов, которые воспринимают небольшую часть изгибающего момента, а большая его доля передается на силовые панели, установленные между лонжеронами. Кессонная схема крыла требует принципиально иной схемы стыковки в разьеме по сравнению с лонжеронными крыльями. Для полноценной передачи изгибающего момента силовые панели в разьеме должны стыковаться не в отдельных точках, а по всему контуру силовой панели. Контурный стык может выполняться по-разному - уголками, стыковыми фитингами, накладками и т.п. (Рис.3).

В крыле моноблочной конструкции весь изгибающий момент воспринимается только силовыми панелями. Пояса лонжеронов полностью отсутствуют, а от лонжеронов остаются только их стенки, которые связывают между собой верхнюю и нижнюю силовые панели. Соединение такого крыла осуществляется с помощью контурного стыка по всему силовому контуру.

Конструктивно такой стык может быть выполнен по-разному. Наиболее простым является соединение при помощи уголковых профилей (Рис.3,в), которые приклепываются снаружи по всему силовому контуру отъемной части крыла и к ответной части конструкции. Стыковые болты скрепляют уголки, соединяющие две части конструкции между собой.

Но, т.к. оси болтов не совпадают с линией действия силы в панели, то в стыковом угольнике и в панелях крыла возникают местные изгибающие моменты. С аэродинамической точки зрения выгоднее ставить стыковой угольник внутрь крыла, что не будет нарушать обтекание внешней поверхности (Рис.3,б). Такое конструктивное решение сложно в

эксплуатационном плане, необходимо продумывать дополнительные лючки для доступа к болтам. Поэтому такие конструкции не нашли широкого применения.

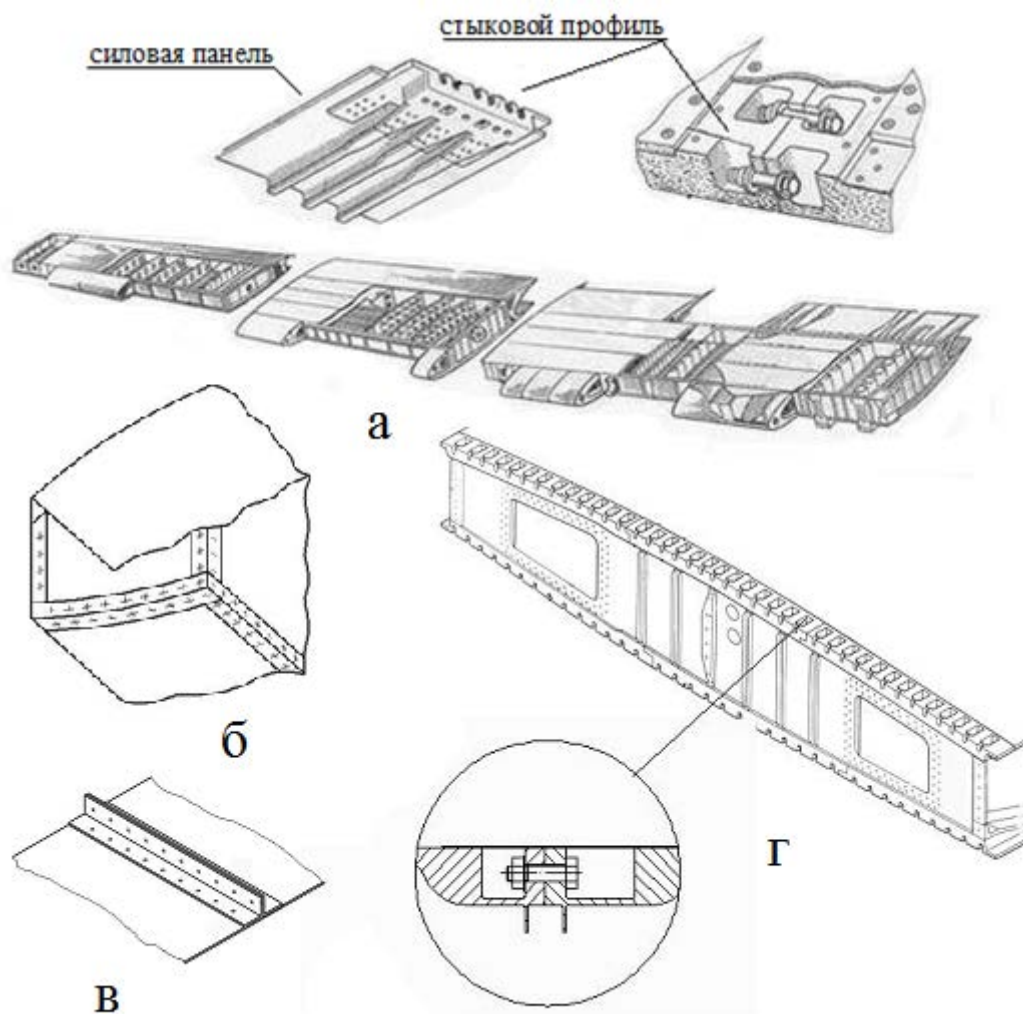


Рис.3 Стыковые узлы кессонного крыла

Другим способом осуществления контурного стыка является крепление с помощью специальных стыковых профилей, обеспечивающих хорошую аэродинамику, малую массу стыка и удобный подход к стыковым болтам (Рис.3,а, г).

Стыковые болты верхней панели в нормальном полете при положительной перегрузке работают на срез от перерезывающей силы и кручения, а на нижней поверхности - и на растяжение от изгиба крыла. При отрицательных перегрузках, которые меньше, чем положительные, на растяжение работают болты на верхней поверхности. Исходя из этого, на нижней поверхности крыла площадь сечения болтов должна быть больше, чем на верхней. Реализуется это установкой болтов большего диаметра или уменьшением их шага.

Выбор того или иного вида соединения зависит от конструкции самолета и материалов, из которых изготовлены его отсеки, узлы и детали.

2. Постановка задачи исследования

Рассмотрим вопросы проектирования соединений на примере узлов крыла палубного самолета. Наиболее критичными с точки зрения нагрузок являются:

- Узел крепления отъемной части крыла к фюзеляжу (центроплану) (разъемное, неподвижное соединение)
- Узел складывания поворотной части крыла (разъемное, малоподвижное)
- Узлы навески механизации (разъемное, подвижное)

Наибольший интерес представляет проектирование узлов складывания поворотной части крыла, т.к. эти элементы изучены в наименьшей степени.

Специфика условий функционирования корабельной авиации является следствием, прежде всего её базирования на авианосных кораблях (АНК). В первую очередь она выражается в зависимости типажа и парка палубных самолётов от водоизмещения АНК. В связи с тем, что стоимость авианосных ударных групп (АУГ) исчисляется миллиардами рублей, а продолжительность жизненного цикла в отдельных случаях может достигать полувека, остро стоит задача повышения их боевой эффективности в рамках приемлемых затрат. Для достижения наибольшей эффективности АУГ целесообразно проектировать летательные аппараты (ЛА) палубного базирования минимальных размеров, т.к. общая численность базирующихся на авианосце самолетов непосредственно определяет боевую эффективность всей группы. В свою очередь уменьшение размеров ЛА может быть достигнуто путем складывания некоторых агрегатов.

Рассмотрим на примере складывания крыла, как влияют параметры трансформации на эффективность самолета и АУГ в целом. Появление стыка складывания неизбежно ведёт к увеличению веса конструкции крыла и, следовательно, всего ЛА. Вследствие роста взлётной массы ухудшаются ЛТХ самолёта, в частности уменьшается дальность полёта. Кроме того, увеличение относительной массы конструкции самолёта компенсируется уменьшением массы топлива, возможны изменения в качественных параметрах БРЭО и вооружения. Также наличие механизма складывания снижает надежность ЛА в связи с появлением дополнительных деталей и узлов. Всё вышеперечисленное снижает вероятность выполнения полётного задания. Эффективность ЛА, базирующихся на авианосце, в свою очередь является частным критерием эффективности всей АУГ.

С другой стороны, применение складывания позволяет существенно уменьшить габариты палубных самолётов, потребные размеры лифтов и мест хранения ЛА в подпалубных ангарах авианосцев. Возможность разместить на корабле большее число

самолётов способствует увеличению вероятности выполнения боевого задания и повышает эффективность АУГ.

Таким образом, можно найти оптимальные параметры складывания агрегатов палубных самолётов для достижения максимальной эффективности АУГ. Для этого необходимо знать, как рассчитывать боевую эффективность АУГ и как оценивать прирост массы складываемых агрегатов. Первому вопросу посвящён ряд работ, например, [3]. Для ответа на второй вопрос необходимо разработать методику расчёта массы крыла палубного самолёта с учётом ее увеличения от складывания консолей.

3. Анализ существующих весовых формул крыла

Вопросу определения массы крыла самолета посвящено множество работ. Исследованиями в данной области занимались Шейнин, Козловский, Торенбик, Бадягин и др. Известно, что вычислить массу конструкции на начальных этапах проектирования в явном виде не удаётся из-за того, что необходимо учесть множество неизвестных условий. Поэтому масса конструкции крыла может быть получена итерационно, в начале, по приближенным, так называемым прикидочным формулам, а затем она может уточняться по формулам первого и второго приближения.

Многие прикидочные формулы дают большую погрешность, т.к. не учитывают факторов, связанных с особенностями внешней формы крыла и его КСС. В то же время некоторые из них, например, Козловского, Дриггса, обладают достаточно хорошей точностью. Формулы первого приближения получены с учётом особенностей формы крыла и вида механизации. Они содержат большее число параметров, за счёт чего являются более точными, но и более громоздкими. Отдельно среди формул первого приближения выделяются способы расчёта массы механизации крыла. Наиболее известны формулы Торенбика и Патерсона (см. [4, 154-158]). Формулы второго приближения основаны на знании результатов вычисления массы крыла в первом приближении и являются более точными.

Автор	Формула ²	Примечания
Прикидочные формулы		
Козловский	$m_{кр} = \frac{k_1}{100} \left(\frac{n_A^p m_0 l}{\cos \chi} \right)$	

² Формулы в таблице приведены в том виде, в котором они приводятся в [4].

Дриггс	$m_{кр} = 0,155k_T \sqrt{\frac{n_A^p m_0 l^3}{\lambda \cos \chi}}$	
Формулы первого приближения		
Шейнина	$m_{кр} = k_1 \left\{ \xi_1 \xi_2 \frac{10^{-3} k_{раз} f(S) n_A^p m_0 \varphi \lambda^{0,75} f(\eta_{тр})}{k_c \bar{c}_{0\text{ тр}}^{0,5} \cos \chi (1 - 0,585 \sin \chi)} + \Delta m_{сл.мех} + m_{нап} + k_{т.с} V_{т.с} - k_{ш} m_0 \right\}$	для крыла с удлинением $\lambda > 4$
Зинин	$m_{кр} = k_2 \left\{ \xi_1 \xi_2 \left[7,37 \cdot 10^{-6} \xi k_{раз} n_A^p p \varphi \frac{\lambda (\eta_{тр} + 1)}{\eta_{тр} k_c \eta_{тр} \psi c \bar{c}_{0\text{ тр}} \cos^3 \chi} + q_{к.э} \right] S_{тр} + \Delta m_{сл.мех} + m_{нап} + k_{т.с} V_{т.с} - k_{ш} m_0 \right\}$	
Знаменский	$m_{кр} = k_3 \left\{ \xi_1 \xi_2 [k_{раз} \varphi (m_1 + \xi m_3) + m_2] + m_4 + m_5 + m_6 \right\} + \Delta m_{сл.мех} + m_{н} + m_{гер} - k_{ш} m_0$	m_1 - масса условного лонжерона, воспринимающего весь изгибающий момент, m_2 - масса вспомогательных лонжеронов крыла и лонжеронов закрылков и элеронов, m_3 - масса обшивки и стрингеров, m_4 - масса нормальных нервюр, m_5 - масса усиленных нервюр, m_6 - масса неучтённых деталей.
Паттерсон	$m_{кр} = 0,367k \left(\frac{n^p m_0 S}{27,73 \bar{c}_{э\phi}} \right)^{0,6} \left(1 - \frac{m_{разг}}{m_0} \right)^{0,4} \left(1 + \frac{1}{\eta} \right)^{0,4} \frac{\lambda^{0,5}}{(1422\sigma)^{0,2} (\cos \chi_{0,5})^{1,2}} + 35,52 S_{сп} + 3,28 \left(\frac{S_{сп}}{10,76} \right)^{1,13} + m_{закр}$	
Бадягин	$\bar{m}_{кр} = \frac{7,2k_1 n_A^p m_0^{0,5} \varphi \lambda}{10^4 p \bar{c}_0^{0,75} \cos^{1,5} \chi} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} + \frac{4,5k_2 k_3}{p} + 0,015$	

Формулы второго приближения		
Торенбик	$m_{кр} = 0,0468k_{д.м.}k_{\eta}k_{дв}k_{ш}[k_{изг}n_{кр}^p(m^p - 0,8m_{кр})]^{0,55} \frac{(l^p)^{1,675}}{\bar{c}_{0тр}^{0,45}(\cos\chi_{0,5})^{1,325}} + m_{мех}$	$m_{кр}$ - масса крыла, найденная по прикидочным формулам или формулам первого приближения.
Шейнин, формула получена инженером Геновой Т.Н	$m_{кр} = m_{кес} + m_{к.э} + m_{мех} + m_{гер}$ $m_{кес} = \xi_{п} \frac{n_A^p m_0 \varphi \lambda^{0,9} f(S) f(\eta_{тр})}{\cos\chi k_c \bar{c}_{0тр}^{0,5} (1 - 0,585 \sin\chi)}$ $m_{к.э} = m_{н.хв} + m_{узл} = q_{н.хв} S_{н.хв} + 0,009k_{ст.ш} m_0 + 0,02m_{с.у}$ $m_{гер} = k_{гер} V_{т.с}$	
Фадеев	$m_{к.э} = m_{п.л} + m_{ст.л} + m_{п.нерв.} + m_{ст.нерв} + m_{об} + m_{эл.мех}$ $m_{п.л} = \frac{\xi_{п.л}}{\psi} \frac{n_A^p m_0 \varphi_{пл} \rho}{12 \cdot 10^3 \sigma f} \frac{\lambda l}{\cos^2 \chi \bar{c}}$ $m_{ст.л} = \xi_{ст.л} \frac{n_A^p m_0 \rho l}{4 \cdot 10^3 \tau \cos \chi} \varphi_{ст.л}$ $m_{п.нерв} = \xi_{п.нерв} \frac{n_A^p m_0}{10^3} \frac{\rho}{\sigma} \frac{1}{\lambda \bar{c}} l$ $m_{ст.нерв} = \xi_{ст.нерв} \frac{n_A^p m_0}{10^3} \frac{\rho}{\tau} \frac{1}{\lambda} l$ $m_{п.л} = \xi_{об} S$ $m_{эл.мех} = \xi_{эл.мех} (\bar{S}_{эл} + \bar{S}_{мех}) m_0$	для трапециевидного крыла с $\lambda \geq 4$

В публикации [5] приводится другая классификация весовых формул крыла, их разделяют на теоретические, эмпирические и теоретические с эмпирическими коэффициентами.

Теоретические формулы выведены на основе некоторых условных предпосылок, например, сохранение геометрического подобия, распределение воздушной нагрузки по размаху пропорциональное хорде, и др. Эти предпосылки далеко не всегда соблюдаются в действительности. Кроме того теоретические формулы не отображают утяжеления конструкции по эксплуатационным, производственным и другим соображениям.

Эмпирические формулы, отражают влияние небольшого количества факторов, и становятся недостоверными в тех случаях, когда самолёт по размерам, конструкции или материалу резко отличается от тех самолётов, статистика которых была использована для составления формулы. Теоретические формулы с эмпирическими коэффициентами - формулы, в которых зависимость от размеров соответствует теоретическим соображениям, а остальные факторы в скрытом виде учитываются теми эмпирическими коэффициентами, которые получаются из обработки статистики.

Автор	Формула	Примечания
Теоретические формулы		
Ланчестер	$G_{кр} = k_1 G^{\frac{3}{2}}$	На основе закона «квадратов-кубов»
Липпиш	$G_{пол.лонж} = \frac{c_1 \gamma}{120 \sigma} G_p n_A \frac{l^2}{c} K_1$ $G_{об} = \frac{1}{40} \frac{\gamma G_p n_c e}{\tau r} l K_2$	Для трапециевидного крыла
Литвинов	$G_{стен.лонж} = \frac{1}{40} \frac{\gamma}{\tau} G_p n_A l K_3$	Для трапециевидного крыла
Эмпирические формулы		
Эверлинг	$G_{кр} = 0,145G$ $G_{кр} = 0,08(G - G_{кр})^{1,1}$	В настоящее время не применяются из-за расхождения со статистикой
Гаснер	$G_{кр} = \frac{0,274}{1000} K G n_A \frac{l^2}{b_1}$	
Савельев	$\frac{G_{ц-п}}{G_{кр}} = \frac{S_{ц-п}}{S_{кр}} + 0,12$	Для крыла с центропланом
Дриггс	$G_{кр} = k_1 (G n_A)^{0,53} l^{1,06} b^{0,53} c^{-0,11}$	Для металлического крыла с жёсткой обшивкой
Барнвелл	$G_{кр} = 0,00339 G_p n_A S^{\frac{1}{2}} \left(1 - \frac{S}{742} \right) \left(1 - \frac{G_p n_A - 224}{4883 S} \right) + 3,91 S$	
Лахман	$G_{кр} = \frac{l^3}{m} + p_0 S$	Для крыла планера
Уорнер	$G_{кр} = K G^{1,14} \left(\frac{G}{S} \right)^{-0,7} \lambda^{0,24}$	Для бипланной коробки
Теоретические формулы с эмпирическими коэффициентами		
Литвинов	$G_{пол.лонж+стр} = C_1 \frac{\gamma}{\sigma} G_p n_A \frac{l^2}{c}$	

	$G_{\text{верт.прод.ст}} = C_2 \frac{\gamma}{\sigma} G_p n_A l$ $G_{\text{пол.нерв}} = C_3 \frac{\gamma}{\sigma} G_p n_A \frac{b^2}{c}$ $G_{\text{ст.нерв}} = C_4 \frac{\gamma}{\sigma} G_p n_A b$ $G_{\text{об}} = C_5 \frac{\gamma}{\sigma} G_p n_A \frac{lb}{c}$ $G_{\text{кр}} = \frac{G_p n_A}{10^5} \left(C_1 \frac{l^2}{c} + C_2 l^2 + C_3 \frac{b^2}{c} + C_4 b + C_5 \frac{lb}{c} \right) + p_0 S + C_6$	
--	--	--

Шейнин и Козловский, проводя анализ существующих весовых формул пришли к выводу, что большинство формул являются вариациями следующей: $m_{\text{кр}} = a_1 \frac{n^p m_0 l_{\text{кр}}^2}{\sigma h_{\text{кр}} \cos^2 \chi} + a_2 \frac{n^p m_0 l_{\text{кр}}}{\sigma h_{\text{кр}} \cos \chi} + a_3 \frac{n^p m_0 l_{\text{кр}}}{\tau} + a_4 n^p m_0 + a_5 S$ (1). Здесь первый член – масса материала конструкции, работающего на изгиб (панели, пояса лонжеронов). Второй – масса разъемов по размаху. Третий – масса материала, работающего на срез (стенки лонжеронов). Четвёртый – масса материала, воспринимающего местные нагрузки (силовые нервюры, узлы крепления двигателей, шасси, сочленения). Пятый – масса носков, хвостиков, органов механизации, рядовых нервюр.

Однако существующие в настоящее время весовые формулы не учитывают наличие стыка складывания крыла палубных самолетов, хотя прирост массы конструкции в некоторых случаях может быть весьма значителен. Опираясь на геометрические параметры крыла, значения взлетной массы самолета и перегрузки, эти формулы позволяют вычислить массу крыла при расчёте веса самолёта, но не учитывают внутренних особенностей конструкции. Учесть такую особенность крыла палубных самолётов, как наличие стыка складывания, вышеперечисленные формулы не позволяют.

При анализе публикаций по палубным самолётам можно также встретить ряд весовых формул для определения массы крыла. Например в [6] формула для расчёта массы крыла СВВП типа истребителя имеет вид: $m_{\text{кр}} = m_{\text{кр}1} + m_{\text{кр}2}$, $m_{\text{кр}1} = 0,252(1 + k_1 + k_2 + k_3 + k_4) \left[m_p n^p + B \left(\frac{m_p n^p}{A_{r.o}} \right)^{0,75} \right]^{0,521} \left(\frac{l}{B_\phi} \right)^{0,132} \left(\frac{\lambda_{2k}(\eta_{2k} + 1)}{\cos \chi_{0,5c} \eta_{2k}} \cdot 10^{-3} \right)^{0,507} S_{2k}$, где $k_4 = 0,769 \left(1 - \frac{z_{\text{скл}}}{0,5l_{2k}} \right)$ (2), $z_{\text{скл}}$ - расстояние от корня крыла до узла складывания крыла. Однако такие формулы либо не учитывают складывание крыла, либо, как в примере являются весьма

приближенными. В приведенной формуле учтено лишь положение стыка складывания по размаху крыла, но не учтены конструктивные и технологические особенности различных стыков.

4. Разработка весовой модели консоли крыла палубного самолета

Массу крыла со складыванием можно представить как сумму постоянной и переменной частей. К постоянной части отнесем массу конструкции крыла без учета стыка складывания. Она может быть с достаточной точностью определена по весовым формулам второго приближения. К переменной части отнесем ту прибавку, на которую увеличивается масса крыла в связи с появлением стыка складывания. Это слагаемое является переменным, т.к. во многом зависит от конструктивных и технологических особенностей стыка. Таким образом, формула для расчёта массы крыла с учётом складывания примет вид:

$$\bar{m}_{\text{кр}}^{\text{скл}} = \bar{m}_{\text{кр}}^{\text{нескл}} \left(1 + \frac{\Delta m_{\text{скл}}}{m_{\text{кр}}^{\text{нескл}}} \right) = \bar{m}_{\text{кр}}^{\text{нескл}} (1 + \Delta \bar{m}_{\text{скл}}) \quad (3),$$

где $\Delta \bar{m}_{\text{скл}} = \frac{\Delta m_{\text{скл}}}{m_{\text{кр}}^{\text{нескл}}}$ – относительный прирост массы конструкции крыла из-за наличия стыка складывания.

Важно отметить, что при введении стыка складывания при создании палубной модификации ЛА меняется не только та часть конструкции, которая содержит стык. Зачастую приходится менять механизацию крыла, а иногда и конструктивно-силовую схему (КСС) агрегата. Поэтому точно отследить, насколько изменится масса весьма сложно. В данной статье ограничимся оценкой прироста массы, обусловленной изменением конструкции отсека крыла, содержащего стык, и введением дополнительных элементов.

Рассмотрим более подробно, как меняется конструкция крыла самолета в связи с появлением складывания. Вне зависимости от условий формирования и расположения стык складывания будет содержать следующие элементы:

1) Две торцевые нервюры, которые разделяют складываемый агрегат на поворотную (ПЧК) и неподвижную (НЧК) части (Рис. 4) и преобразуют поток касательных сил от крутящего момента в пару сил на проушинах крепления ПЧК к НЧК.

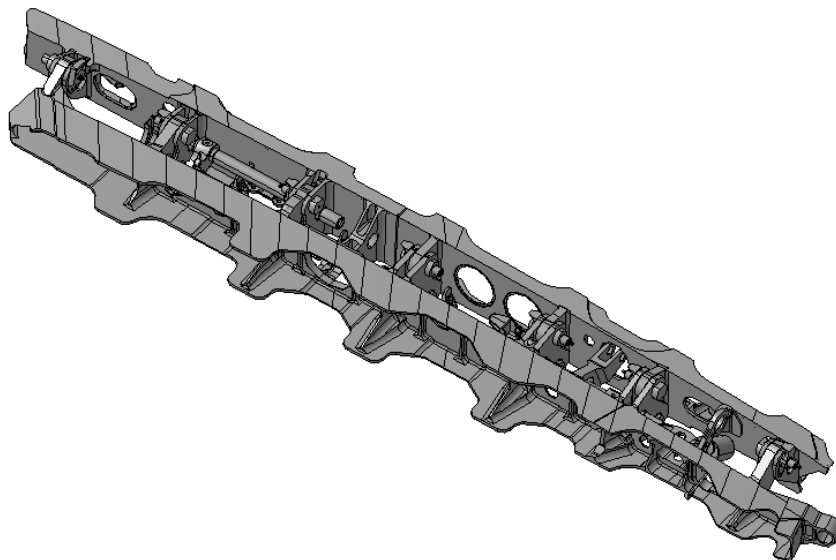


Рис. 4 Нервюры стыка складывания консоли МиГ-29К

2) В местах разрыва продольных силовых элементов формируются узлы, состоящие из башмака и проушин и передающие усилия от изгибающего момента с поясов лонжеронов и перерезывающей силы со стенок на ответные элементы другой части крыла. В крыле с работающей обшивкой (панелью) эти проушины вырождаются в соединение типа гребёнка (Рис. 5).

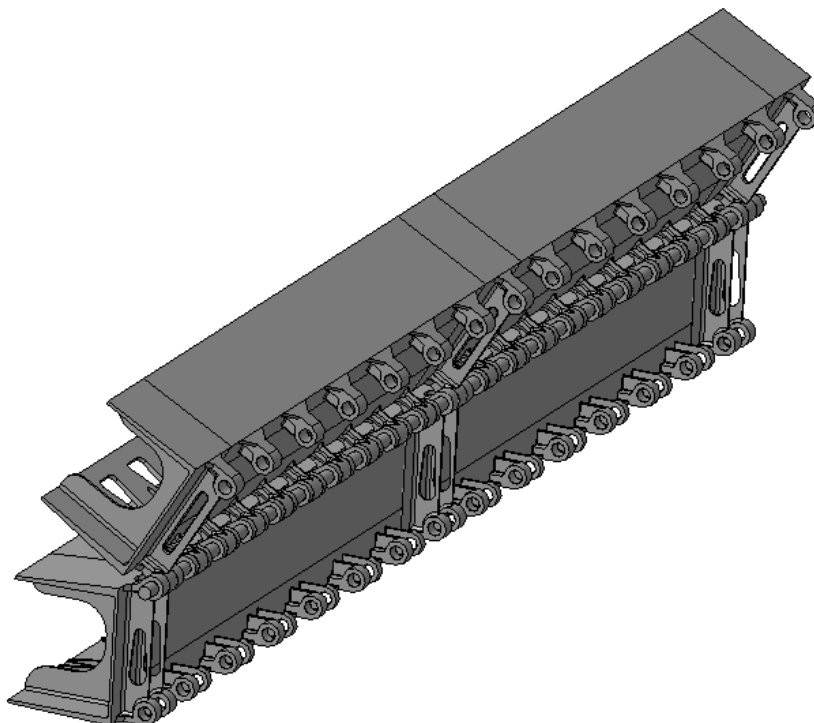


Рис. 5 Модель стыка складывания консоли Су-33

- 3) Элементы (шомпол или болты), вокруг которых происходит вращение
- 4) Механизм складывания, служащий для поворота ПЧК, который состоит из

гидроцилиндров (одного или нескольких), системы тяг и качалок и упоров, к которым крепятся гидроцилиндры.

5) Механизм штыревания (Рис. 6), служащий для фиксации консолей в разложенном положении. В его состав входят элементы заштыривания (пальцы, штанги и др.), гидроцилиндры, приводящие элементы заштыривания в движение, и система синхронизации для обеспечения одновременной фиксации всех узлов.

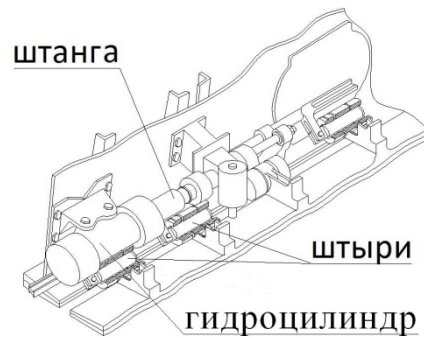


Рис. 6 Элементы механизма штыревания

б) Датчики положения и сигнальные «флажки» (присутствуют не всегда).

Для определения прибавки веса крыла из-за наличия складывания запишем массу элементов складывания в виде: $\Delta m_{\text{скл}} = m_{\text{скл}}^{\text{вст}} + m_{\text{скл}}^{\text{мех}} + m_{\text{штыр}}^{\text{мех}}$ (4), где $m_{\text{скл}}^{\text{вст}}$ - масса конструкции силовой вставки между НЧК и ПЧК, $m_{\text{скл}}^{\text{мех}}$ - масса механизма складывания, $m_{\text{штыр}}^{\text{мех}}$ - масса механизма штыревания. Вставка между поворотной и неподвижной частями крыла образована двумя силовыми торцевыми нервюрами, разделёнными фитингами в местах наличия лонжеронов (стенок). В общем случае³ каждая часть силовой нервюры 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. Фитинги также можно разбить на подошвы, проушины и стенки.

Таким образом, масса вставки равна:

$$m_{\text{вст}} = m_{\text{пр}}^{\text{верх}} + m_{\text{пр}}^{\text{ниж}} + m_{\text{под}}^{\text{верх}} + m_{\text{под}}^{\text{ниж}} + m_{\text{ст}} + \sum_{\text{фит}} (m_{\text{пр}}^{\text{верх}} + m_{\text{пр}}^{\text{ниж}} + m_{\text{под АВ}}^{\text{верх}} + m_{\text{под АВ}}^{\text{ниж}} + m_{\text{под АБ}}^{\text{верх}} + m_{\text{под АБ}}^{\text{ниж}} + n_{\text{пр}} m_{\text{ст АВ}} + m_{\text{ст АБ}} + m_{\text{п.ст}}) = \rho_{\text{вст}} \cdot \left[\sum_{\text{верх и ниж}} \left(n_{\text{пр.нерв}} a \frac{(b^2 - d_{\text{вт}}^2) \pi}{4} \right) + \sum_{\text{верх и ниж}} (\delta_{\text{под}} l_{\text{под}} b_{\text{под}}) + l_{\text{ст}} h_{\text{ст}} \delta_{\text{ст}} + \sum_{\text{фит}} \sum_{\text{верх и ниж}} \left(n_{\text{пр}} a_{\text{ед}} \frac{(16xy - d_{\text{вт}}^2) \pi}{4} \right) + \sum_{\text{фит}} \sum_{\text{верх и ниж}} (\delta_{\text{под}} l_{\text{под}} b_{\text{под}}) \right] \quad (5),$$

обозначения см. на Рис. 7.

³ В частных случаях конструкция элементов силовой вставки различная. Подробнее см. [7] и п.5 этой статьи

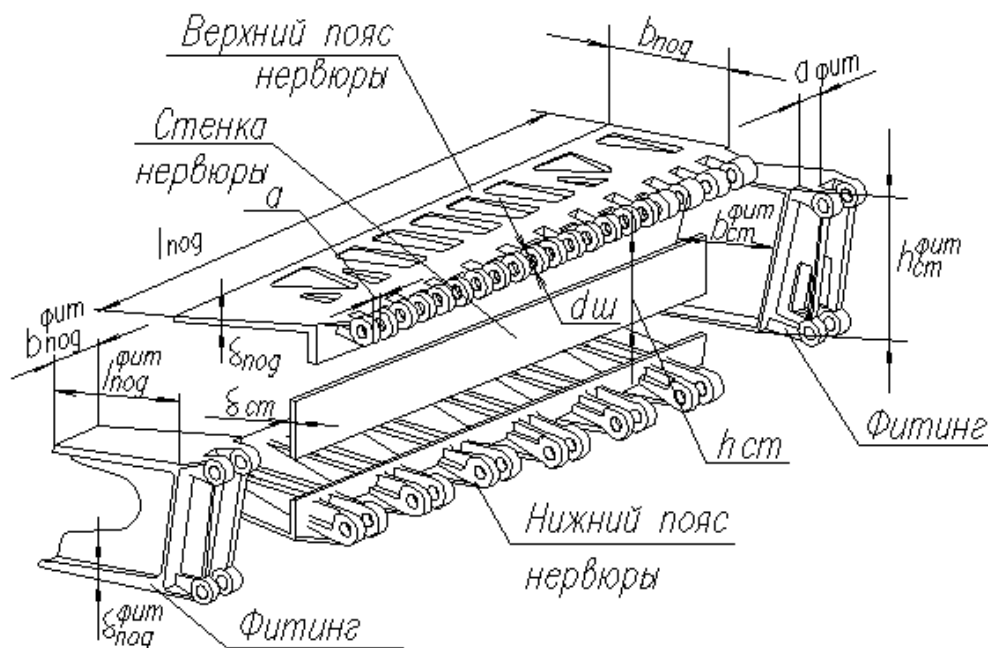


Рис. 7 Элементы силовой вставки

Массу механизмов складывания и штыревания можно вычислить по формулам:

$$\bar{m}_{скл}^{мех} = \frac{m_{скл}^{мех}}{m_{кр}^{нескл}} = -3,76(\bar{m}_{ПЧК} - 0,2)^2 + 0,08 \quad (6),$$

$$\bar{m}_{штыр}^{мех} = \frac{m_{штыр}^{мех}}{m_{кр}^{нескл}} = -0,6(\bar{m}_{ПЧК} - 0,2)^2 + 0,02 \quad (7),$$

где $\bar{m}_{ПЧК}(z) = \frac{(b_z + b_k)(0,5l_{кр} - z)(\bar{c}_z b_z + \bar{c}_k b_k)}{(b_0 + b_k)l_{кр}(\bar{c}_0 b_0 + \bar{c}_k b_k)}$ - масса силового кессона поворотной

части крыла; ось складывания находится на дистанции z от ПСС.

5. Апробация полученной модели

Далее проведем апробацию полученных формул на двух самолетах МиГ-29К и Су-33. Первый относится к классу легких истребителей (максимальный взлетный вес 24,5 тонны), второй самолет - к тяжелым истребителям (максимальный взлетный вес 32 тонны).

Конструкция крыла МиГ-29К

Силовой набор состоит из трёх лонжеронов, передней и задней стенки, двадцати нервюр и обшивки. Консоль крыла стыкуется с центропланом в пяти точках (три моментных и два шарнирных узла). На трёх силовых нервюрах организованы узлы для крепления пилонов. Нервюры выполнены из Д-16Т и АК4-1, лонжероны и стенки - из ВТ-20 и АК4-1. Верхняя и нижняя обшивки корневой части крыла выполнены из панелей В95, стрингеры - из Д19Т. Панели крепятся к каркасу при помощи заклёпок и болтов. Неподвижная часть крыла выполнена в виде цельносварного бака-кессона, поворотная часть крыла клёпанно-

болтовая. Вид в плане показан на Рис. 8. Масса одной консоли составляет 672,5 кг. По КСС крыло МиГ-29К является кессонным, т.к. 84% изгибающего момента воспринимается панелями, а 16% - продольными стенками.

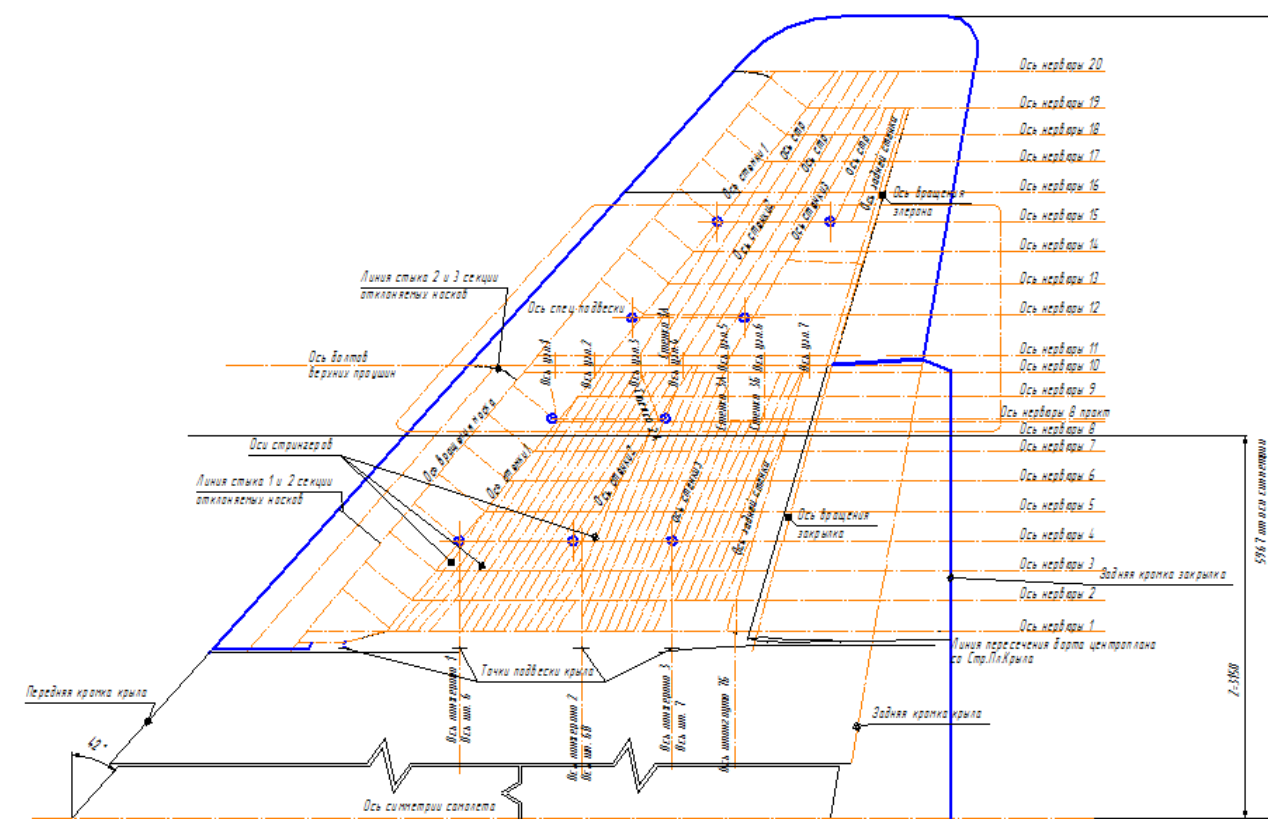


Рис. 8 КСС консоли МиГ-29К

Стык складывания

Крыло складывается между 10 и 11 нервюрами. В месте складывания усилия передаются в отдельных точках по лонжеронам, где формируются соединения типа «ухо-вилка». Поворот осуществляется вокруг верхних проушин, соединённых спецболтами. Т.к. через стык складывания нужно передать крутящий момент, то в ПЧК и НЧК ставятся торцевые нервюры (нервюры №10 и 11). На нервюрах расположены по два шарнирных узла (узлы №1 и 7) и по пять моментных (№ 2-6).

Кроме того стык содержит привод складывания, поворачивающий ПЧК вокруг верхних проушин и механизм штыревания нижних проушин для фиксации крыла в разложенном положении. Механизм складывания состоит из двух гидроцилиндров, первый крепится на нервюрах № 10 и 12 (ПЧК), второй - на нервюрах № 10 и 8 (НЧК). Замок фиксации находится только на гидроцилиндре №2.

Механизм штыревания фиксирует нижние проушины по пяти узлам (№ 2-6). Он содержит две штанги (на узлы 2-3 и 4-6), работающие совместно. На штангах крепятся

фиксирующие пальцы для каждого узла. Для того, чтобы избежать заклинивания, пальцы сделаны свободно-ориентирующимися. На каждой штанге есть по гидроцилиндру, приводящему их в движение. Каждый гидроцилиндр имеет две точки навески. Механизм оснащён электрическими датчиками, сигнализирующими, что произошло заштыривание. В конструкции стыка складывания предусмотрено наличие верхнего и нижнего зализа, закрывающих выступающие части стыка.

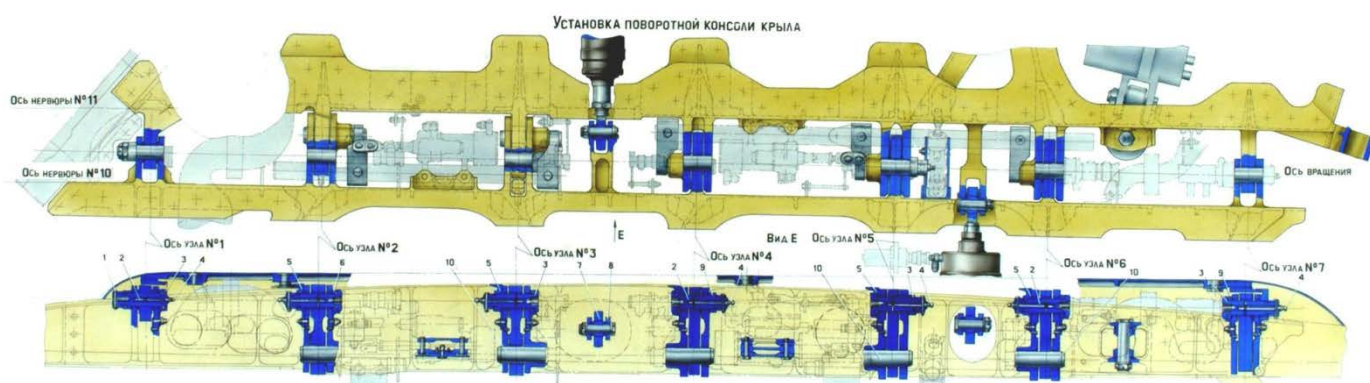


Рис. 9 Элементы стыка складывания консоли крыла на примере самолёта МиГ-29К

Весовые данные МиГ-29К (на одну консоль)

	Название элемента стыка	Масса элемента по расчётным данным, кг	Масса элемента по статистическим данным, кг
1	Нервюра 11	22,26	23,81
2	Нервюра 10	24,8	26,0
3	Механизм складывания	20,12	20,15
4	Механизм штыревания	9,08	9,08

Конструкция Су-33

В конструкцию силового кессона крыла самолёта Су-33 входят верхняя и нижняя силовые панели, восемнадцать нервюр ПЧК с № 1 по 18 и пять нервюр №1 - №5 НЧК. Для восприятия перерезывающих сил служат продольные стенки № 1,2 и 3. По КСС крыло Су-33 можно отнести к кессонному, т.к. 90% изгибающего момента воспринимается панелями, а 10% - лонжеронами.

Обшивка кессона выполнена из сплава В95 и состоит из двух частей. Стык передней и задней панелей осуществляется по стенке №2 болтами. Стенки изготовлены из материала АК4-1чТ горячей штамповкой. Рядовые нервюры выполнены из материала В95, силовые - горячей штамповкой из Д19. Материал крепежных элементов в основном В65, ВТ16 и

30ХГСА. Герметичные отсеки кессона между нервюрами № 1 и 9 ПЧК и нервюрами № 1 и 5 НЧК и стенками № 1 и 3 и являются двумя топливными баками.

Все нервюры состоят из двух частей и перестыковываются по стенке №2. Нервюры с продольными силовыми элементами крепятся при помощи фитингов, книц, отбортовок их стенок болтами и заклепками. Все нервюры подкреплены стойками.

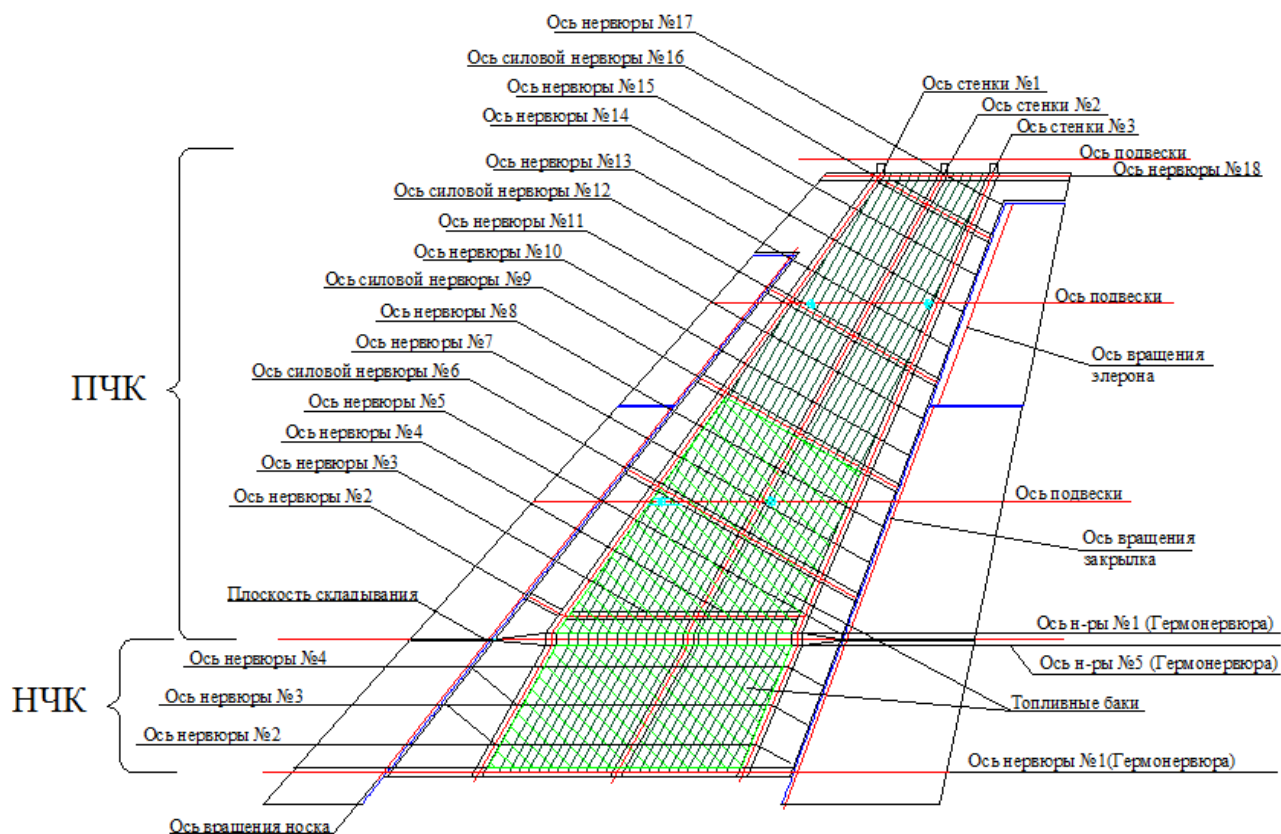


Рис. 10 КСС крыла Су-33

Описание стыка

Нервюра №1 ПЧК и №5 НЧК (стыковые нервюры разъёма) состоят из двух полунервюр, соединённых между собой и стенкой №2 герметичным механическим (болтовым) стыком. Полунервюры свариваются автоматической аргодуговой электросваркой из верхних и нижних поясов, стенок и фитингов.

Разъём НЧК с ПЧК состоит из петлевого соединения с шомполом по оси складывания и 14-ти узлов типа "ухо-вилка" со штырями запирающего механизма по осям проштыривания. Общая длина разъёма около 2200 мм, масса нервюры № 5 равна 48,3 кг, масса нервюры № 1 - 43,1 кг. Конструкция разъёма выполнена из титанового сплава BT20. Детали изготовлены механической обработкой из заготовок, выполненных горячей штамповкой.

В отверстия по осям складывания и проштыривания запрессовываются втулки. В зоне разъема по оси стрингера № 20 на нервюре № 5 установлен на болтах кронштейн подъемного механизма, выполненный из титанового сплава ВТ20. Через разъем проложены в ПЧК коммуникации некоторых систем.

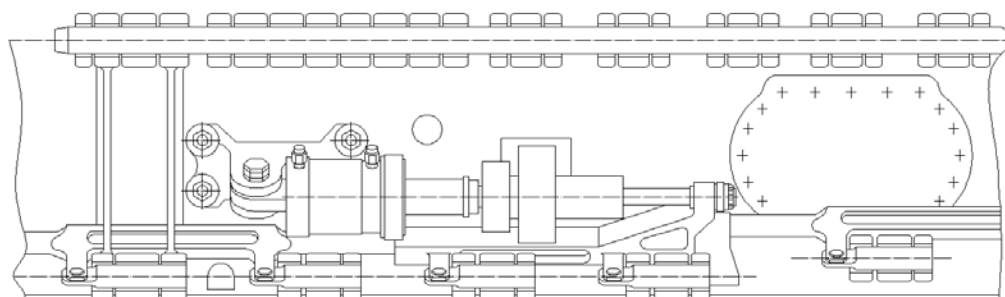


Рис. 11 Фрагмент стыка складывания Су-33

Механизм складывания на каждой консоли крыла включает в себя: гидромеханический привод, 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.

Весовые данные Су-33 (на одну консоль)

	Название элемента стыка	Масса элемента по расчётным данным, кг	Масса элемента по статистическим данным, кг
1	Нервюра 1 ПЧК	41,2	43,1
2	Нервюра 5 НЧК	46,5	48,3
3	Механизм складывания	47,5	47,56
4	Механизм штыревания	15,8	15,81

В целом расхождения расчётной модели и статистики незначительны и не превышают 5%.

6. Анализ факторов, влияющих на массу стыка

Проанализируем, как изменится масса стыка складывания при изменении положения оси складывания и КСС крыла.

Расположение оси складывания в основном определяется следующими параметрами:

- 1) заданным количеством самолетов, которые необходимо разместить на авианосце для выполнения им боевых заданий с заданной эффективностью.
- 2) размерами самолётоподъёмников, ворот подпалубного ангара и мест хранения ЛА

3) размахом несущих поверхностей и другими габаритными размерами самолётов

На графике (Рис. 12) показана зависимость массы элементов стыка от положения оси складывания крыла. За единицу на диаграммах принята относительная масса крыла без складывания. Видно, что прирост массы сильно зависит от положения оси складывания: при $z_{СКЛ} = 0,64$, $\Delta m = 18\%$; при $z_{СКЛ} = 0,48$, $\Delta m = 21\%$; при $z_{СКЛ} = 0,32$, $\Delta m = 39\%$.

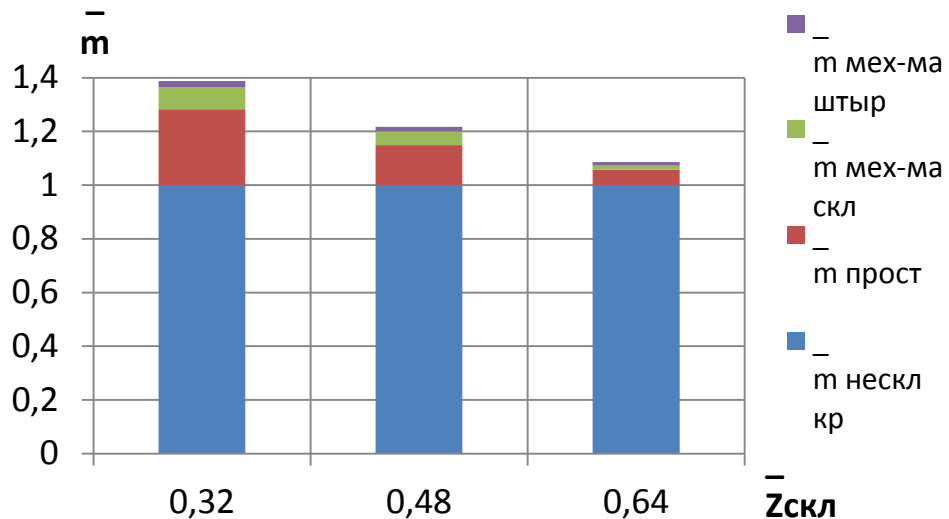


Рис. 12 Изменение прироста относительной массы крыла по размаху

Кроме того, масса элементов стыка зависит от общей КСС крыла и типа и расположения силовых элементов в зоне стыка. Т.к. КСС определяется по степени участия элементов конструкции в восприятии изгибающего момента, то проанализируем, как изменится масса стыка с изменением доли $M_{\text{изг}}$, воспринимаемого панелями (Рис. 13). Видно, что с уменьшением доли изгибающего момента, воспринимаемого панелями, относительные массы элементов стыка в целом растут.

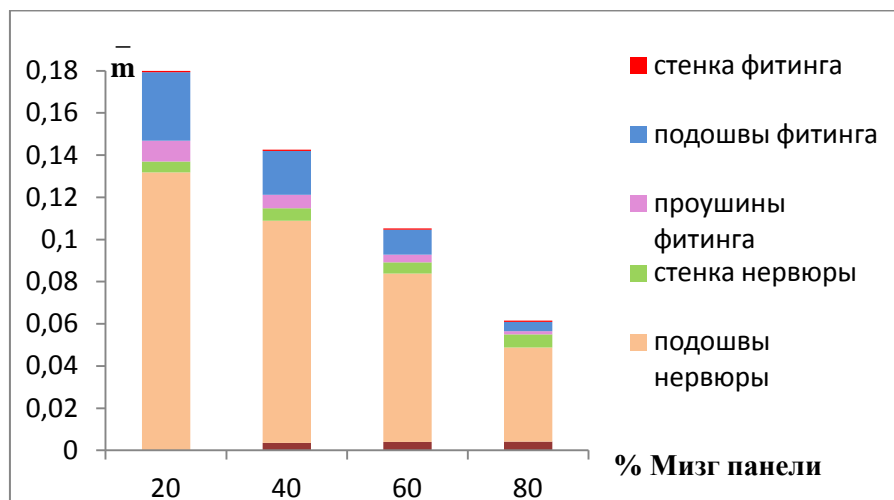


Рис. 13 Изменение массы элементов стыка складывания в зависимости от распределения нагрузки

7. Влияние прибавки массы крыла на характеристика ЛА

Появление складывания крыла приводит к увеличению его веса. На величину этой прибавки влияет множество факторов, основными из которых являются, положение стыка относительно размаха крыла и КСС агрегата. В общем случае вес крыла увеличивается на 10 – 40%, что составляет от 3 до 5% массы конструкции ЛА. Таким образом, например, для истребителей наличие стыка складывания на крыле может увеличить взлётную массу ЛА вплоть до 2%.

С увеличением массы самолета ухудшаются его ЛТХ, увеличиваются часовой и километровый расходы топлива, причем, чем больше высота полета, тем значительнее это влияние. Можно приближенно считать, что расход топлива при увеличении веса изменяется пропорционально потребной тяге. Вес влияет на потребную тягу точно так же, как создание соответствующей перегрузки в криволинейном полете (например, увеличение веса в 1,5 раза равносильно созданию перегрузки $=1,5$). Индуктивное сопротивление при всех скоростях увеличивается пропорционально квадрату полетного веса, что увеличивает потребную тягу в целом, причем особенно заметно на малых скоростях. Таким образом, увеличение веса на неизменной высоте уменьшает диапазон скоростей за счет увеличения минимальной и уменьшения (хотя и небольшого) максимальной скоростей.

Если при увеличении полетного веса избыточная тяга при данной скорости подъема останется неизменной, то самолет будет набирать высоту медленнее. Но при увеличении веса уменьшается и избыточная тяга, так как увеличится лобовое сопротивление. Это дополнительно снизит скороподъемность самолета с возросшим весом.

При увеличении веса уменьшается располагаемая перегрузка, т.к. они обратно пропорциональны. Как следствие соответственно увеличивается радиус разворота и уменьшается угловая скорость при выполнении разворота.

Рост массы конструкции ведёт к уменьшению тяговооружённости. От этого снижается приемистость самолёта, т.е. растёт время, за которое самолёт может достичь определённой скорости. Из-за возросшей взлётной массы увеличивается нагрузка на крыло. Как следствие уменьшается потолок ЛА, уменьшается скороподъёмность, увеличиваются скорости отрыва и посадки, растут дистанции разбега и пробега, уменьшается диапазон скоростей.

Увеличение веса самолета приводит к снижению потолка, вертикальной скорости, небольшому снижению V_{max} , увеличению $V_{пос}$ и длины разбега и пробега. Расход горючего на километр пути также увеличивается. Например, увеличение веса на 1% снижает V_{max} на 0 ...

0,2% для самолетов с большой энерговооруженностью, на 0,2 ... 0,3% - со средней энерговооруженностью и на 0,3 ... 0,4% - с малой энерговооруженностью. Потолок снижается при этом на 70 м и скорость $V_{\text{пос}}$ увеличивается на 0,5%.

Наряду с уменьшением топлива возможно уменьшение массы полезной нагрузки. Но это уже влечёт за собой уменьшение боевой эффективности самолёта.

Кроме изменения ЛТХ, складывание существенно влияет и на эффективность ЛА. Было бы неверным оценивать эффективность только для одного палубного самолёта. Обычно вопросы эффективности рассматриваются по отношению к АУГ, в состав которых входит авианосец с самолётным звеном и несколько кораблей охранения. Доказано, что наибольший прирост эффективности достигается при степени трансформации, получающейся при "складывании" крыла по стыку ОЧК с центропланом, т.к. при этом площадь плановой проекции трансформированного самолета минимальна, что соответствует максимальной численности авиакрыла, а весовые затраты частично снижаются за счет включения веса уже имеющихся на крыле стыковочных узлов ОЧК. Величина этого прироста составляет $\approx 20...30\%$ по сравнению с исходным вариантом.

7. Вывод

Стык складывания крыла палубного самолёта является одним из видов подвижных разъёмных соединений. В связи с введением этого стыка масса конструкции крыла растёт, но существующие весовые формулы не могут оценить эту прибавку. Разработанные и представленные в данной статье формулы позволяют вычислить массу крыла с учётом складывания и, оценив влияние положения оси складывания крыла и типа КСС, выбрать оптимальны параметры стыка. Методика также позволяет оценить влияние трансформации крыла на ЛТХ и эффективность ЛА.

Библиографический список

1. Житомирский Г.И. Конструкция самолётов: Учебник для студентов авиационных специальностей вузов. 2-е изд. М.: Машиностроение, 1995. 461 с.
2. Абибов А.Л., Бирюков Н.М., Бойцов В.В. и др. Технология самолётостроения: Учебник для авиационных вузов. 2-е изд. М.: Машиностроение, 1982. 551 с.
3. Лукашевич В.П. Выбор рациональной степени трансформации многоцелевого палубного самолёта при заданных параметрах авианосца: дис. ... канд. техн. наук, МАИ, 1993.

4. Шейнин В.М., Козловский В.И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолётов. Т.1. Весовой расчёт и весовое планирование. – М.: Машиностроение, 1977. – 343с.

5. Литвинов В. М., Литвинов Е. В. Методы расчета массы конструкции летательного аппарата по требованиям прочности и жесткости. - М.: Издат. отдел ЦАГИ, 2008. - 202с.

6. Володин В.В., Лисейцев Н.К., Максимович В.З. Особенности проектирования реактивных самолётов вертикального взлёта и посадки / Под ред. Егера С.М. – М.: Машиностроение, 1985. – 224с.

7. Попов Ю.И., Ярыгина М.В. Методика весового анализа складного крыла самолёта палубного базирования // Труды МАИ № 43 от 30.03.2011

Сведения об авторах

ЯРЫГИНА Мария Викторовна, аспирант Московского авиационного института (национального исследовательского университета), тел.:8-926-568-38-41; e-mail: maria_yarygina@mail.ru