

УДК 629.7.015.4

## **Аэропрочностные исследования крыла большого удлинения с подкосом**

**Безуевский А.В.\*, Ишмуратов Ф.З.**

*Центральный аэрогидродинамический институт им. Н.Е. Жуковского,  
ЦАГИ имени Н.Е. Жуковского, ул. Жуковского, 1,  
Жуковский, Московская область, 140180, Россия*

*\*e-mail: stataer@tsagi.ru*

### **Аннотация**

По набору полетных расчетных случаев и условиям прочности спроектирован кессон крыла большого удлинения в комплексе АРГОН. Проведены параметрические исследования характеристик аэроупругости и весовой эффективности самолета с крылом большого удлинения с подкосом и без подкоса.

**Ключевые слова:** аэроупругость, замкнутая конструкция, полиномиальный метод Ритца, крыло с подкосом, проектирование, весовая эффективность.

### **Введение**

Во многих работах считается [1], что к настоящему времени классическая схема ЛА уже почти доведена до своего совершенства и вероятность новых существенных прорывов здесь невелика, тогда как многие иные классы

конструкций, сегодня уступающие классической схеме по ряду параметров, имеют существенно больший диапазон возможных усовершенствований. Одним из таких классов конструкций являются самолеты с крылом большого удлинения замкнутой и многозамкнутой конструкции при использовании различных вариантов подкосов. Некоторые особенности крыльев большого и сверхбольшого удлинения были рассмотрены авторами текущей работы в статье [2]. Замкнутые конструкции различных конфигураций представлены в книге [3].

Влияние подкоса на характеристики аэроупругости крыла исследуется уже много десятилетий. Классическая постановка задачи для прямого крыла исследована М.В. Келдышем и другими авторами [4,5]. В работах обращается внимание на положение по хорде точки стыковки подкос-крыло, а также на условия стыковки (шарнир или моментное закрепление). Для скоростных самолетов со стреловидным крылом большого удлинения применение подкосов началось рассматриваться в 50-е годы, обычно указывается пионерская работа [6]. В работе [7] рассмотрена задача оптимального проектирования крыла большого удлинения с подкосом. Выявлено, что для подкосов значительной жесткости максимум функции распределения силового материала достигается в точке крепления крыла с подкосом. На участке между этой точкой и точкой крепления крыла с фюзеляжем происходит существенное снижение количества силового материала, что указывает на целесообразность проектирования таких конструкций. Учет сжимающих сил в задачах аэроупругости для крыла с подкосом выполнен в работе [8]. Показано, что учет сжимающих сил снижает скорость флаттера. Также показано, что для

рассмотренной конструкции скорость флаттера снижается при перемещении узла крепления подкоса к крылу с переднего лонжерона на задний.

В работах [9-12] выполнены многодисциплинарные параметрические исследования характеристик прочности и флаттера самолета с крылом сверхбольшого удлинения с подкосом. Например, в работе [9] варьировалось 4 параметра: размах крыла, стреловидность крыла, стреловидность подкоса, положение стыковки крыло-подкос по размаху, а также количество дополнительных опор между подкосом и крылом (ферменная конструкция). Для одного и того же набора расчетных случаев квазистатического нагружения определялись параметры силовой конструкции, затем сравнивался силовой вес и скорость флаттера для разных вариантов. Один из основных выводов состоит в том, что оптимальной является компоновка, в которой стреловидность крыла и подкоса совпадают. Однако в работе не было итераций по нагрузкам, т.е. использовались нагрузки жесткой конструкции. В работах указывается, что один из важных аспектов многодисциплинарности состоит в том, что на крыле с подкосом в корневой части могут быть снижены строительные высоты, что может привести к заметному росту аэродинамического качества.

Топологическая оптимизация ферменной конструкции подкоса рассмотрена в работе [13], где использована упрощенная постановка, с заданным распределением аэродинамических сил, без учета изменения распределения сил из-за упругости. В работе [14] выполнены многодисциплинарные исследования влияния подкоса на характеристики самолетов с двигателями под крылом при их различном расположении. По результатам исследований делается вывод о возможности

снижения взлетного веса на 20-30% и увеличения аэродинамического качества на 30-40% при использовании подкосов для самолетов исследованного класса. В работе [15] исследовано влияние ограничений по флаттеру на результаты многодисциплинарного проектирования крыла большого удлинения с ферменным подкосом. Один из интересных выводов состоит в том, что учет ограничений по скорости флаттера при проектировании крыла с подкосом может увеличить взлетный вес на 1.5%, причем для крыла без подкоса не было ограничений по флаттеру. Объясняется это тем, что подкос в этом случае сближает частоты изгибных и крутильных колебаний, что вызывает снижение скорости флаттера. Показано, что подкос предпочтительно крепить на 60% размаха крыла.

Работа [16] посвящена сравнительному анализу крыльев с ферменным и простым подкосом на основе многодисциплинарной оптимизации. Рассмотрено несколько вариантов подкосов для нескольких вариантов крыла с высоким значением аэродинамического качества. В рамках того же проекта выполнены испытания модели самолета с подкосным крылом в трансзвуковой аэродинамической трубе [17].

Рассмотренные выше и другие современные публикации показывают, что замкнутые и многозамкнутые конструкции типа крыла с подкосом позволяют существенно увеличить удлинение крыла перспективных самолетов и значительно повысить аэродинамическое качество при сохранении весовой эффективности. Поэтому развитие методов и алгоритмов проектировочных исследований характеристик аэроупругости и весовой эффективности замкнутых конструкций

является весьма актуальным и востребованным направлением для будущих проектов самолетов.

Принципиальное отличие замкнутых (статически неопределимых) конструкций состоит в том, что на распределение нагрузок по агрегатам влияют не только внешние (аэродинамические и инерционные) силы, но и усилия в узлах стыковки, которые зависят от упругости конструкции и стыковочных пружин. Для подобных конструкций разработан метод и алгоритм расчета внутренних усилий в узлах стыковки агрегатов в полиномиальном методе Ритца, реализованном в комплексе программ аэропрочностного проектирования самолета АРГОН [22, 23]. Другой пример применения метода Ритца можно увидеть в статьях [18, 19, 20, 21]. Отметим также, что помимо полиномиального метода Ритца для уменьшения трудоемкости создания расчетных схем самолета существует также метод отсеков [24, 25].

Следует отметить, что существующая версия полиномиального метода Ритца и основанная на нем модель 1-го уровня расчетного комплекса АРГОН, конечно, позволяют выполнять анализ замкнутых конструкций: расчет упругих деформаций, частот и форм колебаний, и т.п. При проектировании силовой конструкции по напряжениям методом "полностью напряженной конструкции" также не возникает проблем с замкнутыми конструкциями.

Для проектировочных расчетов крыла большого удлинения предпочтительнее использование балочного приближения, а не метода "полностью напряженной конструкции". Балочное приближение при проектировании силовой конструкции

предполагает использование распределения изгибающих и крутящих моментов, поэтому необходим расчет внутренних усилий в узлах стыковки агрегатов.

Для расчета внутренних усилий (нагрузок в стыковочных пружинах) разработан алгоритм, состоящий из следующих основных пунктов:

- Расчет внешних воздействий в виде совокупности сосредоточенных (точечных) аэродинамических и инерционных сил, действующих на самолет в рассматриваемом расчетном случае
- Определение вектора обобщенных сил в полиномиальных координатах
- Расчет матриц перехода от вектора обобщенных координат к нагрузкам в узлах стыковки между упругими поверхностями
- Определение вектора обобщенных полиномиальных координат, описывающих деформации конструкции в рассматриваемом расчетном случае
- Расчет стыковочных нагрузок в собственных системах координат пружин и их преобразование в соответствующие системы координат
- Добавление соответствующих компонент пружинных усилий в эпюры изгибающих, крутящих моментов и перерезывающих сил.

### **Расчетная модель**

В качестве примера использования разработанного алгоритма приведено исследование влияния параметров подкоса на вес кессона крыла расчетной модели самолета с крылом большого удлинения  $\lambda=16.5$ , критическую скорость флаттера и эффективность элерона. В качестве таких параметров рассматриваются: положение

подкоса на хорде крыла; положение подкоса по размаху крыла (оно же определяет V-образность подкоса); жесткость подкоса.

Разработана аэродинамическая и упруго-массовая расчетная модель (рисунке 1) самолета в рамках комплекса программ АРГОН. Исходные данные по распределению масс и жесткостей для фюзеляжа определены на основе анализа прототипов и экспертных оценок. На крыле заданы типичные профили для среднемагистрального самолета толщиной 14% (в корне), 12.2% (на изломе) и 10% (в конце). На оперении использовался 10% симметричный профиль НАСА. Для фюзеляжа, крыла и оперения заданы степени свободы для изгиба в двух плоскостях и для кручения. Между собой поверхности соединены 6-степенными пружинами. Рассматривался вариант самолета с расчетной массой 64.8 т.

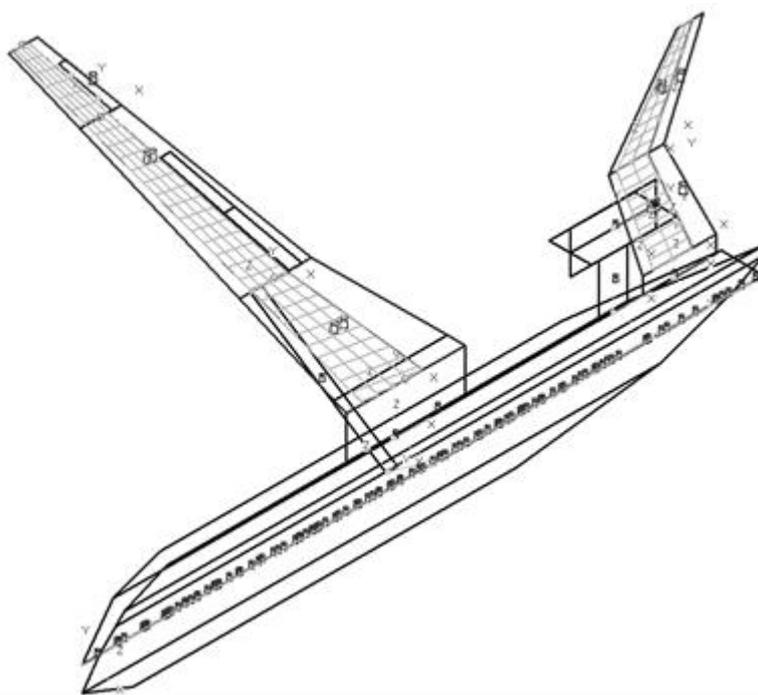


Рис. 1. Упруго-массовая расчётная схема самолёта

Подкос в программе АРГОН вводится как 6-степенная пружина с единственной ненулевой жесткостью на растяжение сжатие вдоль оси подкоса. За

материал подкоса берется Кевлар – 49. В базовой схеме «без подкоса» жесткость подкоса равна 0. В схеме с действующим подкосом его жесткость подбирается так, чтобы на  $\sigma_{\text{разрыв}}$  он мог держать вес равный весу половины самолета с коэффициентом перегрузки  $n_y = 2.5$  и коэффициентом безопасности  $k = 1.5$ . Подкос крепится к фюзеляжу и крылу. Подбор оптимальных параметров подкоса осуществляется итерационным методом. Из условий прочности пересчитываются толщины обшивки и площади продольных элементов для моделей с подкосом и без подкоса.

Распределение масс для крыла и оперения было представлено в виде массовых пластин, отдельно для массы кессона, и отдельно для остальных элементов крыла. Масса конструкции и оборудования крыла, а также оперения распределена пропорционально средней строительной высоте равномерно по хорде. Также в части консоли крыла до излома добавлена массовая пластина, моделирующая топливо. Массы элерона и рулей также представлены в виде массовых пластин, совпадающих по геометрии с самими отклоняемыми поверхностями, и, с высотами, меняющимися от высоты кессона в местах крепления до нуля на задней кромке. Распределение жесткостей по консолям крыла и оперению представлено в виде кессона (обшивки и продольного набора). Толщины обшивки и площади продольных элементов оперения заданы по аналогии с прототипами.

### **Определение нагрузок и силовой схемы крыла**

Предполагалось, что на данном этапе проектирования прочность конструкции крыла определяется в расчетных случаях квазистатических маневров. Для маневренных нагрузок выбраны типичные случаи. Первые три случая нагружения с

положительной максимальной перегрузкой  $n_y=2.5$ . В первом случае (для скорости  $V_A$ ) обычно достигается максимальный коэффициент подъемной силы. Этот случай часто является определяющим для упругой конструкции. Вторым случаем (для скорости  $V_C$ ) обычно не является экстремальным, он включен для контроля нагружения при расчетной крейсерской скорости. Третьим случаем (для скорости  $V_D$ ) часто является определяющим для жесткого самолета (в начале проектирования, когда упругость конструкции еще не определена). Следующие три случая при таких же числах Маха и скоростных напорах, но с перегрузкой  $n_y=-1$ .

Силовая схема подкоса в программе АРГОН представлена однокомпонентной пружиной, соединяющей соответствующие точки фюзеляжа и переднего лонжерона крыла в сечении излома. Предполагается, что в первых трех случаях нагружения пружина растянута проекцией подъемной силы крыла, и она работает на растяжение-сжатие. Жесткость пружины определена по характеристикам материала и геометрическим параметрам силовой конструкции подкоса, а они, в свою очередь, были определены по условиям прочности. В расчетных случаях №4-6 с отрицательной перегрузкой воздействие покоса не учитывалось. Для случаев с отрицательной перегрузкой используются нагрузки, полученные для модели без подкоса. Толщины обшивки и площади продольных элементов для моделей с подкосом и без подкоса определены по условиям прочности в указанных выше шести случаях нагружения.

Выполнены две итерации по нагрузкам. В первой итерации определены параметры конструкции под нагрузки жесткого самолета, а во второй итерации учтено влияние упругости конструкции на нагрузки.

### **Влияние подкоса на нагрузки и распределение параметров конструкции**

Принципиальное отличие распределения нагрузок крыла с подкосом состоит в том, что подкос воспринимает значительную часть перерезывающей силы, что приводит к существенному уменьшению изгибающего момента в корневой части крыла. По огибающей всех случаев нагружения определены толщины обшивки и площади продольного набора. Предполагалось, что в сечении площадь силового материала делится пополам между обшивкой и продольным набором. Отметим, что влияние подкоса снижает требуемые толщины обшивки в корне крыла более чем на 30%. Это приводит к разнице в силовой массе крыла на 11%.

Обратим внимание на второе принципиальное отличие распределения нагрузок и материала крыла с подкосом: в концевой части толщины немного выше, чем в случае без подкоса. Это связано с тем, что подкос препятствует прогибу крыла, тем самым (на стреловидном крыле) уменьшая сброс нагрузок в концевой части крыла из-за упругости. Данное относительно небольшое увеличение толщин в концевой части крыла полезно с точки зрения характеристик аэроупругости.

### **Сравнительный анализ характеристик аэроупругости**

Сравнительный анализ показывает, что подкос несколько повышает (в пределах 5-6%) частоты колебаний вертикального изгиба крыла, и снижает частоты колебаний горизонтального изгиба (жесткость кессона в корневой части

уменьшается, а подкос в горизонтальной плоскости не работает). Влияние его на остальные тона незначительно.

Расчет характеристик флаттера проведен для самолета с подкосом и без подкоса при крейсерском и максимальном числе Маха в симметричном и антисимметричном случае. Для модели без подкоса возникает флаттер с частотой 6.75 Гц на критической скорости 204 м/с, обусловленный взаимодействием 1-го (1-й вертикальный изгиб крыла), 4-го (2-й вертикальный изгиб крыла) и 8-го (кручение крыла) тонов (рисунок 2). Для модели с подкосом такой же флаттер возникает с частотой 6.62 Гц на критической скорости 213 м/с, но с большим вкладом второго тона вертикальных изгибных колебаний крыла (рисунок 3). Влияние подкоса увеличивает скорость флаттера на 4%-5% (8%-10% по скоростному напору). Данный эффект в основном связан с увеличением толщин в концевой части крыла, а форма флаттера связана в основном с деформациями конца крыла.



Рис. 2. Флаттер с частотой 6.75 Гц, модель без подкоса

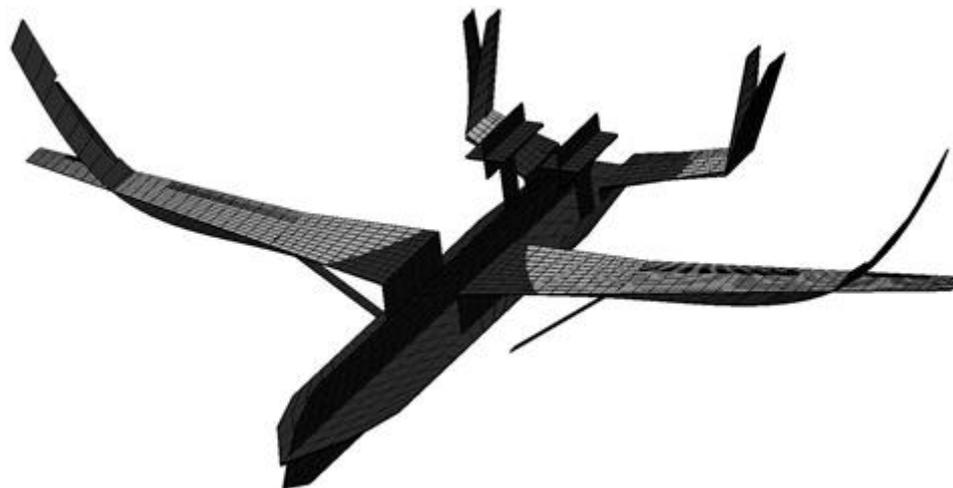


Рис. 3. Флаттер с частотой 6.62 Гц, модель с подкосом

В антисимметричном случае возникают примерно такие же формы флаттера с параметрами, близкими к симметричному случаю. Влияние подкоса также несколько увеличивает скорость флаттера.

Для анализа характеристик статической аэроупругости выполнены расчёты безразмерных аэродинамических производных в зависимости от скоростного напора при разных числах Маха. При предельных скоростных напорах ( $q \approx 20$  кПа) снижение  $c_y^\alpha$  (рисунок 4) без подкоса составляет 13%, а с подкосом 20%. Больше снижение  $c_y^\alpha$  (на 7%) для варианта с подкосом связано с уменьшением жесткости на кручение в корневой части крыла. По этой же причине аэродинамический фокус сдвигается вперед из-за упругости больше на 1% САХ для варианта с подкосом (Рисунок 5).

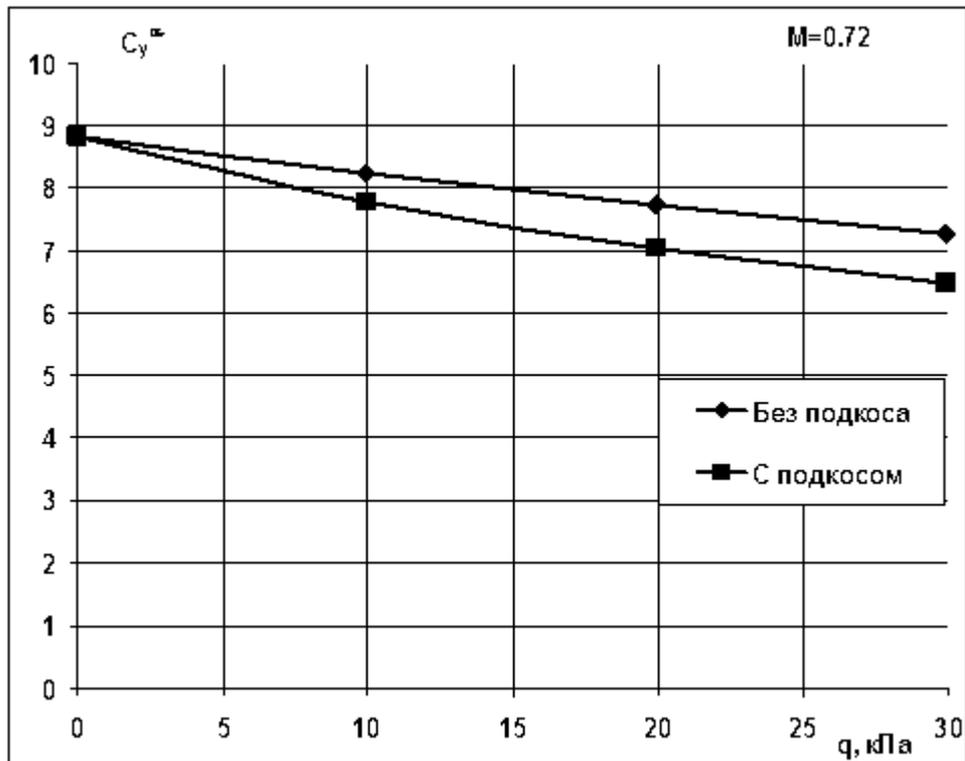


Рис. 4. Влияние упругости на  $c_y^\alpha$

Влияние упругости на эффективность элеронов по крену уменьшается при больших скоростных напорах для варианта конструкции с подкосом, что приводит к увеличению скоростного напора реверса на 8%-10% (Рисунок 6). Этот эффект связан с упомянутым выше увеличением толщин обшивки в концевой части крыла (компенсирующим уменьшение толщин в корне) и тем, что на данном стреловидном крыле большого удлинения влияние изгиба крыла на изменение поточного угла крутки значительней влияния кручения.

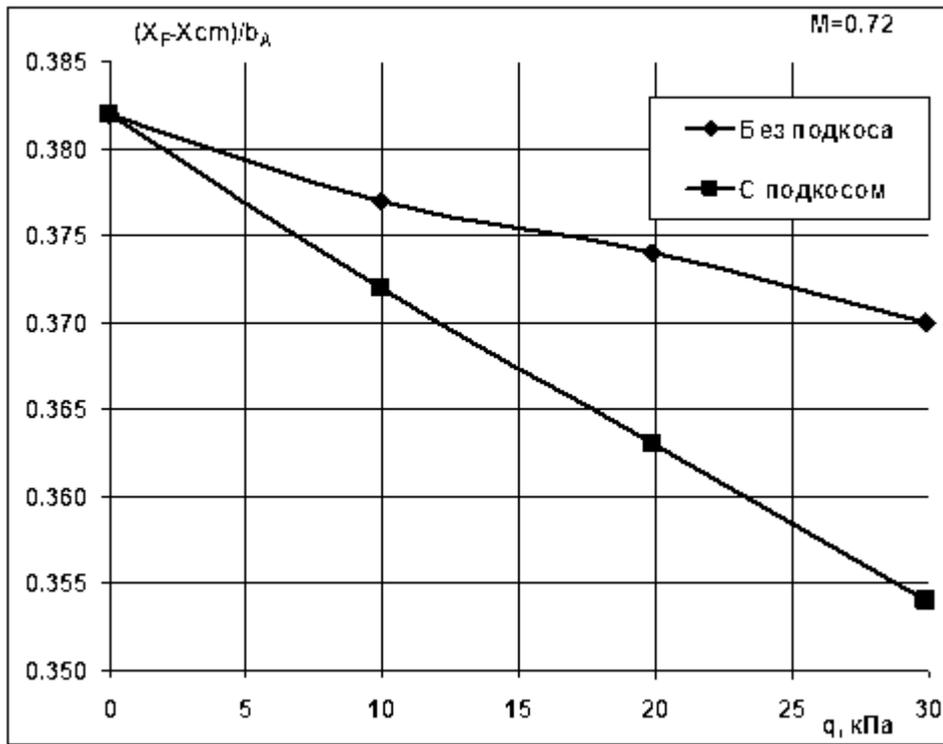


Рис. 5. Влияние упругости на положение аэродинамического фокуса

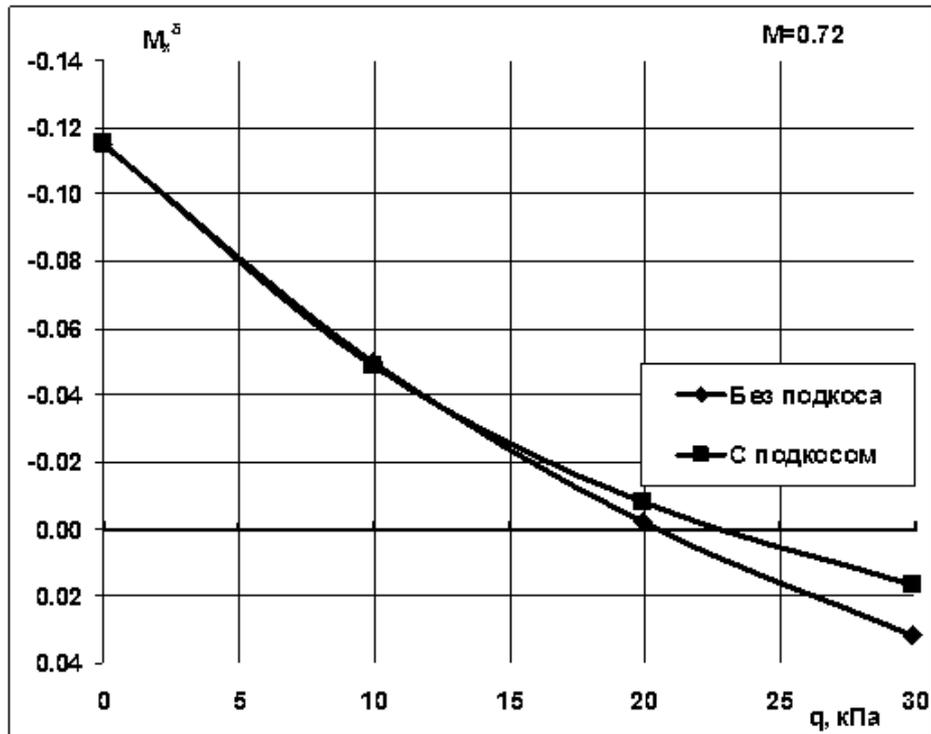


Рис. 6. Влияние упругости на эффективность элеронов по крену

## Определение оптимального количества итераций для определения жесткости кессона по нагрузкам

В силу того, что модель создается итерационным методом необходимо определить достаточное количество итераций при котором оптимизацию конструкции можно считать завершенной. Проверка ведется на моделях с подкосом и без подкоса. Оптимальной считается модель с минимальным весом. Оптимизация начинается с жесткой модели, по полученным на ней нагрузкам в шести указанных выше расчетных случаях рассчитываются параметры конструкции кессона первой упругой модели. По нагрузкам первой модели оптимизируется кессон второй и так далее. На графике показано изменение перерезывающей силы по размаху (рисунок 7) для моделей с подкосом и без него. Нулевой итерацией считается расчет по нагрузкам жесткого самолета.

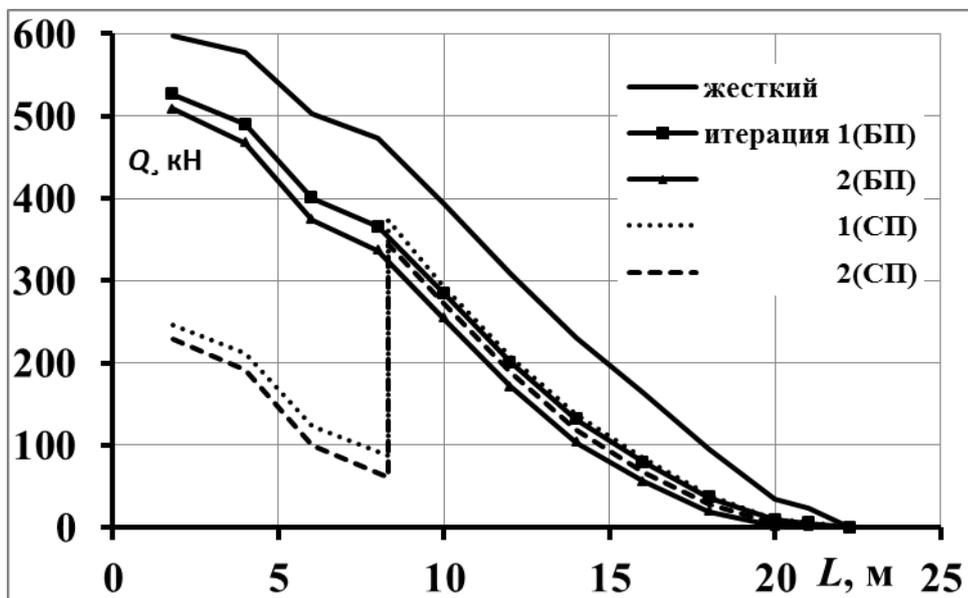


Рис. 7. Перерезывающая сила, действующая на крыло при разных итерациях на моделях без подкоса (БП) и с подкосом (СП)

Достаточной по точности совпадения нагрузок как для модели с подкосом, так и без него является вторая итерация. Для оптимальной весовой эффективности достаточно третьей. Отличие суммарной массы второй итерации от третьей меньше 0.5%. Для дальнейших расчетов в качестве базовой модели взята модель второй итерации.

### **Определение оптимального положения подкоса на хорде крыла**

На данном этапе рассматриваются три варианта модели с разным расположением подкоса на хорде крыла и соответствующими такому положению подкоса массами оптимизированного кессона  $M_o$ : центр кессона крыла ( $M_o = 1.296$  т), передняя кромка кессона крыла ( $M_o = 1.313$  т), задняя кромка кессона крыла ( $M_o = 1.285$  т). При этом подкос закреплен на изломе крыла по размаху и перпендикулярен фюзеляжу (не имеет стреловидности). Жесткость, масса и длина подкоса остаются базовыми. Масса кессона крыла оптимизированного для модели без подкоса  $M_o = 1.462$  т.

Различие толщин обшивки для всех трех случаев не значительно, но все же приводит к разнице в конструкционной массе. Также оценено и признано незначительным влияние разных положений подкоса на хорде на эффективность элеронов по крену и критическую скорость флаттера, но все же большая критическая скорость возникает при положении подкоса на задней кромке кессона. По итогам данного подраздела отметим, что наиболее удачным положением подкоса на хорде кессона по всем тестовым критериям является положение на задней кромке кессона. Модель с подкосом на задней кромке легче чем модель с подкосом на передней на 2% и легче чем модель с подкосом в центре кессона на 0.8%. В

дальнейших расчетах в качестве базовой модели будет рассматриваться модель с подкосом на задней кромке кессона.

### Определение оптимального положения подкоса вдоль размаха крыла

Рассматриваются три варианта модели с разным расположением подкоса вдоль размаха крыла: на изломе крыла ( $M_0 = 1.285$  т), до излома крыла ( $M_0 = 1.409$  т), за изломом крыла ( $M_0 = 1.523$  т).

При этом подкос находится на задней кромке кессона крыла по размаху и перпендикулярен фюзеляжу (не имеет стреловидности). Положение подкоса по оси симметрии фюзеляжа смещается в соответствии с задней кромкой кессона на данном размахе. Жесткость подкоса остается базовой, масса подкоса изменяется в соответствии с изменением длины. Масса кессона крыла оптимизированного для модели без подкоса  $M_0 = 1.462$  т.

Построен график зависимости распределения толщин обшивки по размаху для разных положений подкоса (рисунок 8).

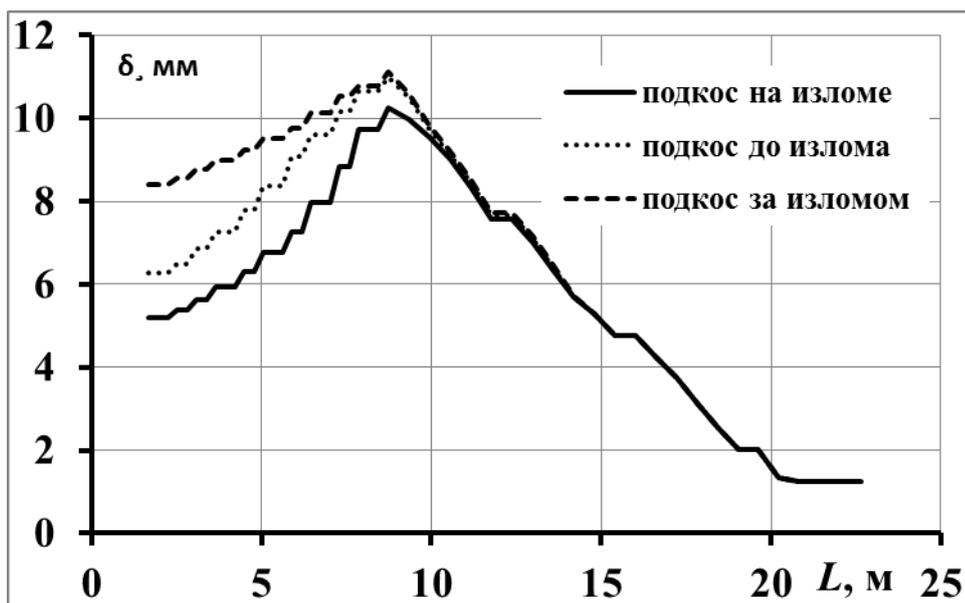


Рис. 8. Распределение толщин обшивки по размаху

Также оценено и признано несущественным влияние разных положений подкоса на хорде на эффективность элеронов по крену и критическую скорость флаттера. По итогам данного подраздела отметим, что положение подкоса за изломом крыла незначительно повышает как критическую скорость флаттера, так и эффективность элеронов. Однако существенное увеличение веса кессона на 18.6 % по сравнению с моделью с подкосом на изломе превышает положительные результаты в области аэроупругости. В дальнейших расчетах в качестве базовой модели остается модель с подкосом закрепленным в сечении на изломе крыла.

### **Определение оптимальной жесткости подкоса**

Рассматриваются пять вариантов модели с разной жесткостью подкоса:

базовая жесткость подкоса ( $M_0 = 1.285$  т), половина базовой жесткости подкоса ( $M_0 = 1.327$  т), удвоенная базовая жесткость подкоса ( $M_0 = 1.209$  т), утроенная базовая жесткость подкоса ( $M_0 = 1.215$  т), четырехкратная базовая жесткость подкоса ( $M_0 = 1.220$  т). При этом подкос находится на изломе на задней кромке кессона и перпендикулярен фюзеляжу (не имеет стреловидности). Масса подкоса изменяется пропорционально жесткости. Масса кессона крыла оптимизированного под отсутствие подкоса  $M = 1.462$  т. Наибольшая весовая эффективность обнаруживается в районе удвоенной жесткости подкоса. При увеличении жесткости более чем в 2 раза масса кессона возрастает.

Построен график зависимости распределения толщин обшивки по размаху для разных жесткостей подкоса (рисунок 9). Также оценено и признано несущественным влияние разных положений подкоса на хорде на эффективность элеронов по крену (рисунок 10), хотя можно заметить, что уже при  $k = 2$  ( $k$

коэффициент на который умножается базовая жесткость в разных моделях) сам характер зависимости эффективности элерона от скоростного напора изменяется с “вогнутого” на “выпуклый”. Данная особенность повышает эффективность элерона до критического скоростного напора и усиливает реверс после него.

Критическая скорость ранее рассматриваемой формы флаттера (рисунок 11) незначительно возрастает с ростом жесткости подкоса. Однако в рассматриваемый нами диапазон скоростей опускается другая симметричная форма флаттера с частотой 4.8 Гц обусловленный взаимодействием 2-го (1-й горизонтальный изгиб крыла), 4-го (2-й вертикальный изгиб крыла) и 8-го (кручение крыла) тонов. Впрочем, данная форма не попадает в рассматриваемый диапазон скоростей.

Отметим также, что следует увеличить базовую жесткость подкоса в 2 раза. Таким образом, мы понизим конструкционный вес кессона крыла на 6 %, а также немного повысим эффективность элерона и критическую скорость флаттера. Дальнейшее повышение жесткости подкоса не приносит положительных результатов.

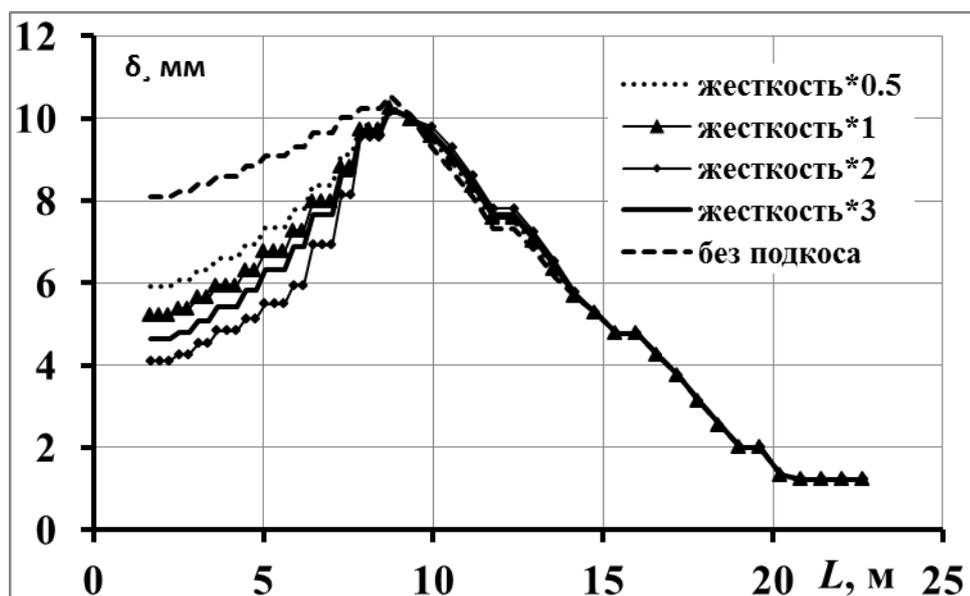


Рис. 9. Распределение толщин обшивки по размаху

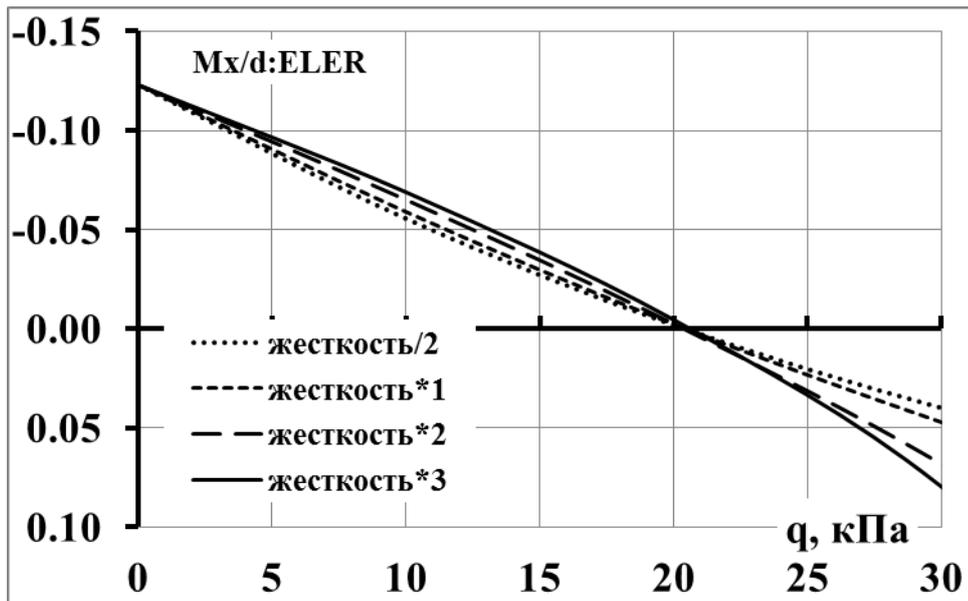


Рис. 10. Влияние упругости конструкции на эффективность элеронов по крену для разной жесткости подкоса, где  $q_{\max\max} = 19.9$  кПа,  $M = 0.78$ .

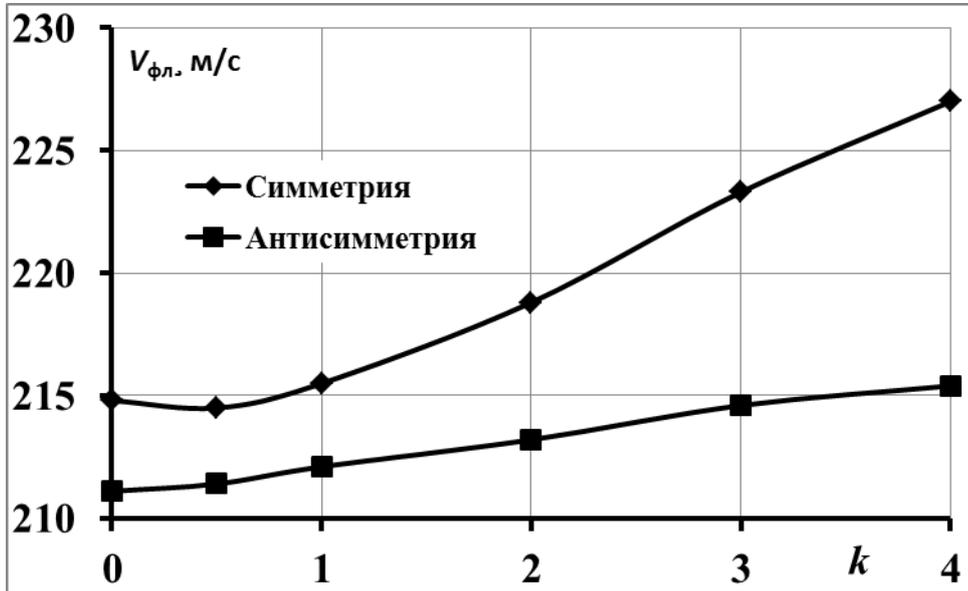


Рис. 11. Зависимости критической скорости флаттера от жесткости подкоса.

### Выводы

Исследовано влияние подкоса на характеристики аэроупругости и весовую эффективность для самолета с крылом большого удлинения  $\lambda=16.5$ .

По результатам параметрических расчетов найдены шесть полетных случаев нагружения с положительной и отрицательной перегрузкой, определяющих прочность крыла. По условиям прочности в этих расчетных случаях определены параметры силового набора кессона крыла для самолета без подкоса и с подкосом. Анализ полученных конструкций показал, что силовая масса крыла с подкосом на 11% меньше.

Выполнены сравнительные расчетные исследования характеристик аэроупругости полученных конструкций. Показано, что скоростной напор определяющей формы флаттера и реверса элеронов при управлении по крену выше на 8% - 10% для случая крыла с подкосом.

Оптимальное положение подкоса на хорде крыла – задняя кромка кессона. Это позволяет снизить массу кессона на 2% и незначительно повысит эффективность элерона и критическую скорость флаттера. По размаху для данной расчетной модели наиболее удачным положением подкоса является излом крыла. Другие положения существенно повышают вес конструкции, существенно не влияя на аэроупругие характеристики. Также следует увеличить базовую жесткость подкоса в 2 раза. При этом расчетная масса кессона крыла можно уменьшить еще на 6%, а также немного повысить эффективность элерона и критическую скорость флаттера.

В итоге у оптимизированной расчетной модели самолета с подкосом силовая масса кессона уменьшена на 17% не ухудшая характеристики аэроупругости.

## Библиографический список

1. Livne E., Weisshaar T.A. Aeroelasticity of Nonconventional Airplane Configurations – Past and Future // Journal of Aircraft, 2003, vol. 40, pp. 1047 - 1065, doi: [10.2514/2.7217](https://doi.org/10.2514/2.7217)
2. Безуевский А.В., Ишмуратов Ф.З. Влияние квазистатических деформаций на характеристики аэроупругости самолета с крылом большого удлинения // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 4. С. 14 - 25.
3. Семенов В.Н. Конструкции самолетов замкнутой и изменяемой схем. – М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2006. - 228 с.
4. Келдыш М.В. Вибрации в воздушном потоке крыла с подкосами. Сер. Труды Центрального аэрогидродинамического института им. Н.Е. Жуковского. Вып. 357. - М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1938. С. 3 - 40.
5. Майлыбаев А.А., Сейранян А.Н. Аэроупругая устойчивость крыла с подкосами (задача Келдыша) // Известия РАН. Механика жидкости и газа. 1998. № 1. С. 151 - 162.
6. Pfenninger W. Design Considerations of Large Subsonic Long Range Transport Airplanes with Low Drag Boundary Layer Suction, Northrop Aircraft, Inc., Report NAI-54-800 (BLC-67), November 1954, 89 p.
7. Коандэ И.И. Оптимизация с ограничениями по прочности и аэроупругости при проектировании стреловидных крыльев. Дисс...к.ф-м.наук. Кишинев, 1984. - 136 с.
8. Erwin Sulaeman. Effect of Compressive Force on Aeroelastic Stability of a Strut-Braced Wing. Dissertation, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, 2001, 285 p.

9. Bhatia M., Kapania R.K., Haftka R.T. Structural and Aeroelastic Characteristics of Truss Braced Wings: A Parametric Study // *Journal of Aircraft*, 2012, no. 49 (1), pp. 302 - 310.
10. Bhatia M., Kapaniay R., van Hoekz M., Haftka R. Structural Design of a Truss Braced Wing: Potential and Challenges // 50th AIAA/ASME/ASCE /AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Palm Springs, California, 4 -7 May 2009, pp. AIAA-2009 - 2147.
11. Gur O., Bhatia M., Schetz J., Mason W., Kapania R., Mavris D. Design Optimization of a Truss-Braced Wing Aircraft // AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (ATIO), Hilton Head, South Carolina, 21 - 23 September 2009, pp. AIAA-2009 - 7114.
12. M.Bhatia, R.Kapania, O.Gur, J.Schetz, W.Mason, R.Haftka. Progress towards Multidisciplinary Design Optimization of Truss Braced Wing Aircraft with Flutter Constraints // 13th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis Optimization Conference, Fort Worth, Texas, 13-15 September 2010, pp. AIAA 2010 - 9077.
13. Zhang Ke-Shi, Ji Peng-Bo, Bakar Abu, Han Zhong-Hua. Multidisciplinary Evaluation of Truss Braced Wing for Future Green Aircraft. ICAS-2012 // 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Brisbane, Australia, Sep.23-28, 2012.
14. Grasmeyer J.M., Naghshineh-Pour A., Tetrault P.-A., Grossman B., Haftka R.T., Kapania R.K., Mason W.H., Schetz J.A.. Multidisciplinary Design Optimization of a Strut-Braced Wing Aircraft with Tip-Mounted Engines, Multidisciplinary Analysis and Design Center for Advanced Vehicles, MAD 98-01-01, 1998, 56 p.

15. Wrik Malik, Rakesh K. Kapania, Joseph A. Schetz. Effect of Flutter on the Multidisciplinary Design Optimization of Truss-Braced-Wing Aircraft // Journal of Aircraft, 2015, vol. 52, no. 6, pp. 1 – 15, doi: 10.2514/1.C033096
16. Imon Chakraborty, Taewoo Nam, Jonathan R. Gross, Dimitri N. Marvis, Joseph A. Schetz, Rakesh K. Kapania. Comparative Assessment of Strut-Braced and Truss-Braced Wing Configurations Using Multidisciplinary Design Optimization // Journal of Aircraft, 2015, vol. 52, no. 6, pp. 2009 - 2020.
17. Guy Norris. Truss-Braced Wings May Find Place On Transonic Aircraft. Aviation // Week & Space Technology, 2016, available at: <http://aviationweek.com/space/truss-braced-wings-may-find-place-transonic-aircraft>
18. Благодырёва О.В. Применение метода Ритца и метода конечных элементов к расчёту аэроупругих колебаний крылатой ракеты // Труды МАИ. 2017. № 95. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=84426>
19. Благодырёва О.В. Исследование флаттера композитного крыла // Труды МАИ. 2014. № 74. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=49345>
20. Благодырёва О.В. Расчет на безопасность от флаттера крыла малого удлинения методом полиномов // Труды МАИ. 2018. № 100. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=93332>
21. Благодырёва О.В. Задача об аэроупругих колебаниях крылатой ракеты на основе метода Ритца // Труды МАИ. 2013. № 68. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=41717>
22. Гудилин А.В., Евсеев Д.Д., Ишмуратов Ф.З., Липин Е.К., Маркин В.Н., Мосунов В.А., Пантелеев И.М., Сотников С.В., Теняева В.Е., Тимонин А.С., Чедрик В.В.

Комплекс программ аэропрочностного проектирования самолета "АРГОН" //

Ученые записки ЦАГИ. 1991. Т. XXII. № 5. С. 89 - 101.

23. Ishmuratov F.Z., Chedrik V.V. ARGON Code: Structural Aeroelastic Analysis and Optimization // International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD), Amsterdam, 2003, 14 p.

24. Гришанина Т.В., Тютюнников Н.П., Шклярчук Ф.Н. Метод отсеков в расчетах колебаний конструкций летательных аппаратов. - М.: Изд-во МАИ, 2010. - 180 с.

25. Тютюнников Н.П., Шклярчук Ф.Н. Определение аэродинамических характеристик упругого крыла с поворачивающимися в его плоскости законцовками // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 4. С. 7 - 16.