

Некоторые аспекты совместной аэропрочностной оптимизации формы и размеров крыла среднемагистрального самолёта

К.А. Балунов

Московский физико-технический институт (государственный университет)

Работа посвящена аэропрочностной оптимизации формы и конструктивных параметров крыла, основанной на междисциплинарном подходе. Представлено решение задачи определения рациональной формы концевой части крыла совместно с конструктивными параметрами крыла.

Традиционно, проектировочные исследования крыла ограничены определением оптимального распределения параметров конструкции, таких как толщина обшивок/стенок, площади поперечного сечения лонжеронов/нервюр и т.д. В то же время, учёт таких параметров, которые определяют форму кессона, может дать дополнительное улучшение весовых характеристик конструкции. К сожалению, данный класс задач, в настоящее время, не получил должного распространения на практике.

Изменение конфигурации формы кессона в плане позволяет улучшить как аэродинамические, так и прочностные характеристики самолёта. Также, междисциплинарные исследования [1, 2] показали, что изменение угла стреловидности концевой части крыла позволяет снизить нагрузки в экстремальных расчётных случаях и, тем самым, снизить массу конструкции. Другой аспект заключается в обеспечении лучших аэродинамических характеристик на крейсерском режиме полёта. Конструкция рассматриваемых крыльев большого удлинения довольно гибкая, и этот факт должен быть принят во внимание в процессе проектирования самолёта, как показано в работе [3].

Задача формулируется как аэропрочностная оптимизация, в которой аэродинамика, аэроупругость и статическая прочность совместно принимаются во внимание. Предложенный междисциплинарный подход включает концептуальное изучение упругих деформаций [4], нагрузок и эффективность органов управления самолёта с крылом большого удлинения для различных расчётных случаев нагружения. Задача оптимизации заключается в определении угла стреловидности концевой части крыла и таких конструктивных параметров, которые снижают массу конструкции и обеспечивают лучшие прочностные и аэродинамические характеристики на крейсерском режиме полёта.

Рассматривается традиционная конфигурация самолёта с крылом большого удлинения. В процессе оптимизации автоматически генерируются несколько конечно-

элементных и соответствующих аэродинамических моделей самолёта для различных углов стреловидности концевой части. Схематически данный угол представлен на рисунке 1.

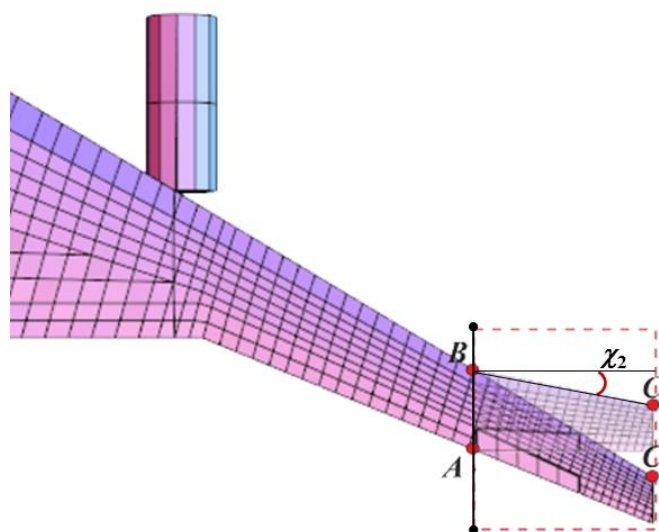


Рис 1. Изменение угла стреловидности χ_2 концевой части крыла

Угол стреловидности по передней кромке концевой части крыла χ_2 варьируется в диапазоне от -20° до 50° . Максимальные отклонения концевой части крыла представлены на рисунке 2.

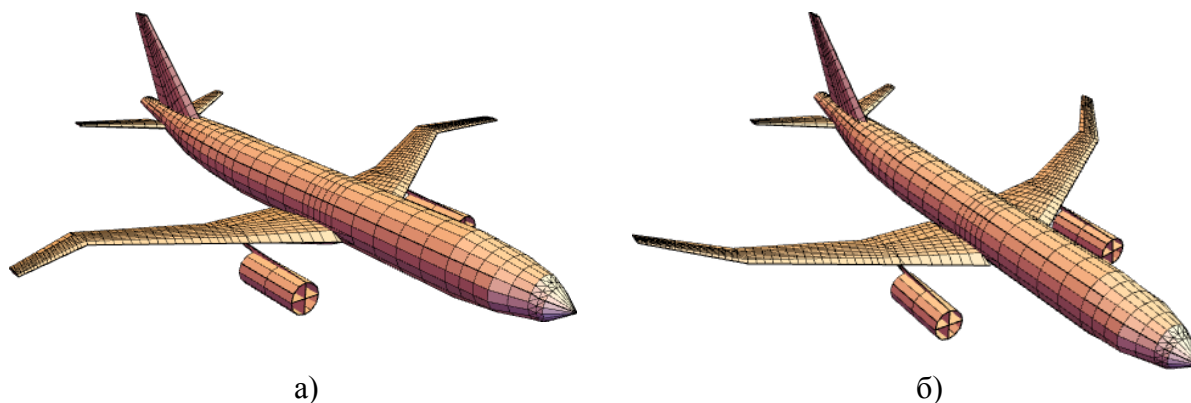


Рис. 2. Максимальные отклонения χ_2 для первой конфигурации: а) $\chi_2 = -20^\circ$, б) $\chi_2 = 50^\circ$

Для данной конфигурации, с двигателем на крыле, небольшое увеличение угла χ_2 на 10° , по отношению к базовому $\chi_{2\text{баз}} = 31^\circ$, позволяет снизить вес силовой конструкции крыла на 6.3% при удовлетворении ограничений по прочности и аэроупругости. Полученная рациональная форма крыла в плане во многом связана с требованиями по аэроупругости [5]. На рисунке 3 представлена зависимость веса силовой конструкции крыла от угла стреловидности χ_2 для двух случаев оптимизации: с ограничениями по условиям прочности и критической скорости флаттера, а также для случая с ограничениями только по условиям прочности. Как видно, для отрицательных углов стреловидности разница в весе для двух этапов незначительна, и она существенно увеличивается для положительных углов χ_2 .

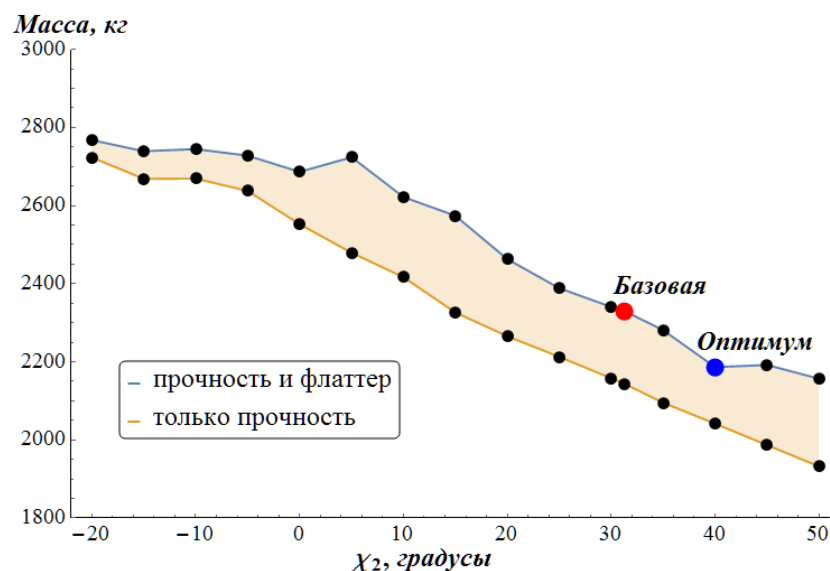


Рис. 3. Зависимость веса силовой конструкции крыла от угла стреловидности χ_2

Для определения влияния различных углов стреловидности на эффективность управления по крену был произведён расчёт статической аэроупругости. Наблюдается реверс элерона при углах χ_2 больше 45° на малых скоростных напорах. При больших значениях скоростного напора эффективность внешнего элерона недостаточна вплоть до углов $\chi_2=10^\circ$. Но на таких режимах можно управляться внутренним элероном. Таким образом, полученная оптимальная конструкция с $\chi_2=40^\circ$ удовлетворяет данным требованиям при малых скоростных напорах ($M=0.37$) у земли.

Также стоит отметить, что для полученной оптимальной модели традиционной конфигурации самолёта были проведены предварительные исследования аэродинамических характеристик с использованием подробной объёмной твердотельной модели вычислительной аэродинамики. Они качественно показали, что при увеличении угла χ_2 наблюдается незначительное увеличение аэродинамического качества. Для получения количественных оценок требуются дальнейшие исследования. Несмотря на это, разработанные и реализованные, к настоящему времени, алгоритмы и методы проектирования силовых конструкций летательного аппарата, могут быть успешно использованы в отрасли отечественного авиастроения.

Литература

1. *Chedrik V.V., Ishmuratov F.Z., Kuzmina S.I.* Aero-structural optimisation of high-aspect-ratio wings. – 14th AIAA/ISSMO «Multidisciplinary Analysis and Optimisation Conference» – AIAA-2012-5403 – 2012
2. *Chiarelli M.R., Cagnoni M., Ciabattari M., De Biasio M., Massai A.* High aspect ratio wing with curved planform: CFD and FE analyses. – ICAS-2010 «27th congress of the international council of the aeronautical sciences» – Nice, France – 2010

3. *Kuzmina S.I., Ishmuratov F.Z., Zichenkov M.Ch., Chedrik V.V.* Aeroelasticity aspects in multidisciplinary design of high aspect ratio wing. – IFASD-2011 «International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics» – Paris –2011

4. *Балунов К.А.* Оптимизационные исследования прочности и аэроупругости крыла с различной конфигурацией концевой части. – Труды 57-й научной конференции МФТИ «Актуальные проблемы фундаментальных и прикладных наук в области физики» – Жуковский –2014 – Аэромеханика и летательная техника – С. 55

5. *Balunov K.A., Chedrik V.V., Ishmuratov F.Z., Karkle P.G.* Aeroelastic optimization of wing shape and structural parameters for different aircraft configurations – IFASD-2015 «International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics» – Saint-Petersburg –2015