

## ОТЗЫВ

Официального оппонента, кандидата технических наук, Теперина Леонида Леонидовича на диссертацию Гуереша Джахида «Методика многодисциплинарной оптимизации по выбору параметров законцовок крыльев магистральных самолетов», представленную на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.07.02 – «Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов».

Конкурентная борьба на рынке пассажирских авиационных перевозок заставляет разработчиков авиационной техники искать пути к повышению топливной эффективности пассажирских самолетов как основного средства снижения прямых эксплуатационных расходов. Актуальность темы, выбранной для диссертации, подтверждается тем, что известным средством снижения сопротивления на крейсерском режиме полета, а, следовательно, повышения топливной эффективности, является применение на крыле различных концевых устройств в виде небольших крылышек. Выбор формы и размеров крылышек является отдельной научно-технической задачей, которой посвящено достаточное количество расчетных и экспериментальных работ, среди которых занимает достойное место и рассматриваемая диссертация.

Достоверность полученных в диссертации результатов по выбору формы концевых крылышек качественно подтверждается тем, что в настоящее время аналогичные устройства внедрены на компоновках А-350 и на последней модификации самолета Сухой Суперджет-100.

Получить эффективные результаты в диссертационной работе позволила разработка многодисциплинарной методики проектировочного расчёта крыла пассажирского самолета большого удлинения с учётом установки различных концевых устройств и дополнительной нагрузки от них, а также с учётом криволинейного вида спереди концевой части аэроупругого крыла большого удлинения. Методика создана на основе применения современного программного обеспечения автоматизированного проектирования с возможностью решения задач, смежных к аэродинамике и прочности, что позволяет уточнить эффективность разных типов законцовок в многодисциплинарной постановке.

Инженерная методика проектировочного расчета характеристик крыла с законцовкой, представленная в диссертационной работе, дает возможность обоснования выбора рациональной формы и размеров концевых устройств, обеспечивающих максимальный выигрыш топливной эффективности самолета.

Диссертация содержит введение, 3 главы, заключение и список литературы из 63 наименований. Общий объем работы составляет 101 страницу.



Актуальность темы и направления исследований диссертации обоснована во введении. Там же сформулированы основные цели и задачи работы, показана научная новизна и практическая значимость результатов, выносимых на защиту.

В первой главе рассматриваются различные проектные решения по увеличению аэродинамического качества крыла пассажирского самолета. Описаны основные достоинства и недостатки каждого из существующих решений, разработана целевая функция топливной эффективности, позволяющая оценить как рост аэродинамического качества, так и рост массы конструкции крыла.

С помощью многомодульного программного комплекса ANSYS Workbench во второй главе диссертации выполнено численное моделирование крыла пассажирского самолета в многодисциплинарной постановке, позволяющее определить суммарные аэродинамические коэффициенты, поле потока около крыла с законцовкой, распределение нагрузки по крылу и максимальные напряжения в конструкции крыла. В итоге для каждого из рассмотренных проектных решений вычисляются приращения целевой функции, равной отношению аэродинамического качества к массе конструкции крыла, применяемой для анализа топливной эффективности самолета.

В третьей главе разработана методика проектировочного расчета внешней нагрузки по размаху крыла большого удлинения с учетом упругости, учитывающая наличие концевых устройств и влияние геометрии законцовки, главным образом через влияние угла развала концевой крылышка на местную величину ее углов атаки и скольжения. Это позволяет при заданных площади и профиле концевой крылышка в первом приближении определить величину аэродинамической нагрузки, действующей на него при разных углах атаки самолета. В итоге получена аэродинамическая нагрузка, действующая на классическое и криволинейное на виде спереди концевое крылышко, а также приращение изгибающего момента в корне крыла по углу атаки в виде функции от угла развала законцовки.

В заключении перечислены основные результаты и выводы по диссертационной работе, намечены пути развития разработанного метода.

По результатам анализа работы можно указать, что научная новизна работы содержится в том, что предложена целевая функция и методика по анализу весовой отдачи проектных решений, улучшающих топливную эффективность пассажирских самолетов.

Предложенная в диссертации система инженерных формул позволяет на этапе предварительного проектирования определить величину аэродинамической нагрузки на законцовку и оценить ее вклад в подъемную и боковую силы крыла, а также ее вклад в приращение изгибающего момента в корне крыла.

Доказано относительное преимущество криволинейной на виде спереди законцовки, как компромиссное решение, совмещающее на разных углах атаки преимущества классической законцовки, типа винглет, с малым углом развала и горизонтальной законцовки, увеличивающей удлинение крыла.

Теоретическая значимость работы заключается в том, что разработана новая методика параметризации и расчёта характеристик законцовок, криволинейных на виде спереди.

Практическая значимость работы заключается в том, что на основе выполненных исследований можно повысить точность проектировочного расчета крыла пассажирского самолета и обосновать выбор его характеристик с учётом применения современных, в том числе криволинейных на виде спереди концевых устройств.

Несмотря на отмеченные достоинства, в работе имеют место следующие недостатки:

1. Примененный критерий поиска оптимальной конструкции, конечно, может являться относительным многодисциплинарным показателем преимущества одной компоновки перед другой, но в диссертации не указана связь этого критерия с общепринятыми критериями, такими как расход топлива на пассажирокилометр или прямыми эксплуатационными расходами.
2. Для оценки веса конструкции крыла используются нагрузки, близкие к крейсерскому режиму полета. Это не соответствует авиационным правилам для этого типа самолетов (АП-25), которые требуют для этой цели выхода на перегрузку 2.5 с запасом прочности 1.5. Допустить такой подход можно только при линейном поведении целевой функции по перегрузке, что требует отдельного рассмотрения.
3. В продолжение второго замечания хотелось бы пожелать в дальнейшем исследовать характеристики упругости конструкции крыла с концевым устройством при больших перегрузках и больших деформациях. Возможно в этом кроется еще одно преимущество законцовок.
4. В списке литературы указано много ссылок на работы, представленные короткими тезисными публикациями на конференции ЦАГИ по аэродинамике. Желательно было бы дать ссылки на более развернутые работы.
5. В работе часто встречаются орфографические ошибки и неточности в формулировке предложений.

Указанные недостатки, однако, не носят принципиального характера и не снижают высокую научную и практическую значимость работы. Автореферат соответствует содержанию диссертации. Научные результаты работы опубликованы в 5 печатных изданиях. Результаты работы неоднократно обсуждались на научных семинарах и международных конференциях.

Таким образом, диссертационная работа «Методика многодисциплинарной оптимизации по выбору параметров законцовок крыльев магистральных самолетов» соответствует требованиям п. 9 «Положения о присуждении ученых степеней». В ней решена задача, имеющая значение для применения предложенных концевых устройств на современных пассажирских самолетах. Работа отвечает требованиям ВАК РФ, предъявляемым к кандидатским диссертациям. Диссертация соответствует паспорту специальности 05.07.02 – «Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов» и

выбранной технической отрасли наук, а ее автор Гуереш Джахид заслуживает присуждения ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.07.02 – «Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов».

Кандидат технических наук, начальник отдела  
НИО-10 ФГУП «ЦАГИ»

Теперин  
Леонид Леонидович

Федеральное государственное унитарное  
предприятие «Центральный аэрогидро-  
динамический институт им. проф. Н.Е.  
Жуковского.

Почтовый адрес: 140180, Московская обл., г.  
Жуковский, ул. Жуковского, д. 1 тел. (495) 556-  
42-05, факс: (495) 777-6332  
E-mail: <http://www.tsagi.ru>

Дата:

Подпись Теперина Л.Л. заверяю:  
Заместитель начальника управления  
персоналом – начальник отдела кадров  
ФГУП «ЦАГИ»



Баранов В.Н.