

ЧЕБЫШЕВСКИЙ СБОРНИК

Том 18 Выпуск 3

УДК 629.7.025.1

DOI 10.22405/2226-8383-2017-18-3-482-499

ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ МЕХАНИКИ ДЛЯ ПРОЧНОСТНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОНСТРУКЦИЙ ЛА

С. Л. Чернышев¹, М. Ч. Зиченков², Ф. З. Ишмуратов³, В. В.
Чедрик⁴ (г. Жуковский)

Аннотация

Разработка новых подходов, методов и алгоритмов решения задач вычислительной механики для обеспечения прочностного проектирования летательных аппаратов (ЛА) является весьма актуальной проблемой. Её актуальность обусловлена необходимостью существенного увеличения объема и оперативности расчетных исследований, гарантии достоверности результатов расчётов перспективных силовых конструкций различных ЛА из металлических и композиционных материалов. Разрабатываемые методы целесообразно реализовать в виде отечественных специализированных тиражируемых отраслевых решений на базе имеющегося отчуждаемого от разработчика программного обеспечения как импортозамещающего программного продукта. Это позволит уже на предварительной стадии проектирования учитывать важные требования по обеспечению аэроупругости, статической и усталостной прочности. На заключительной сертификационной стадии создания ЛА, робастные расчётные методы позволят уменьшить объём необходимых доказательных испытаний в соответствии с современной концепцией “certification by calculation”.

В статье сформулированы требования к созданию новой технологии, направленной на интеграцию имеющихся отечественных программных средств и внедрение новых методов расчёта прочностных, усталостных и аэроупругих характеристик. Они включают методы моделирования и анализа, разрабатываемые в российских и зарубежных исследовательских организациях и университетах. Обсуждается создание промышленного «отчуждаемого от разработчика» специализированного тиражируемого отраслевого решения в рамках «мягкого импортозамещения» на основе имеющихся программных средств ЦАГИ

¹Чернышев Сергей Леонидович, академик Российской академии наук, генеральный директор ФГУП «ЦАГИ», info@tsagi.ru

²Зиченков Михаил Чеславович, заместитель генерального директора ФГУП «ЦАГИ» — начальник комплекса прочности ЛА, zichenkov@tsagi.ru

³Ишмуратов Фаниль Закиевич, начальник отдела ФГУП «ЦАГИ»

⁴Чедрик Василий Васильевич, начальник отдела ФГУП «ЦАГИ», chedrik@tsagi.ru

и пакета CAE-Fidesys. Продемонстрирован новый подход к решению связанной задачи взаимодействия упругой конструкции с потоком воздуха. На примере численного расчёта среднемагистрального пассажирского самолёта показано существенное влияние вязкости потока на аэроупругие характеристики конструкции. Важной тенденцией развития методов проектирования является применение многодисциплинарного подхода в исследованиях по синтезу и оптимизации конструктивно-силовых схем ЛА. Он проиллюстрирован на примере проектирования крыла перспективного вертолётa, а также в задаче поиска оптимальной формы концевой части крыла большого удлинения с учётом ограничений по прочности, устойчивости и аэроупругости.

Ключевые слова: вычислительная механика, конструкция, прочность, аэроупругость, проектирование, самолёт, программные комплексы, специализированное тиражируемое отраслевое решение.

Библиография: 19 названий.

TENDENCIES IN DEVELOPMENT OF COMPUTATIONAL MECHANICS FOR STRENGTH DESIGN OF AIRCRAFT STRUCTURES

S. L. Chernyshev, M. Ch. Zichenkov, F. Z. Ishmuratov, V. V. Chedrik (Zhukovsky)

Abstract

Development of novel approaches, methods and algorithms for solution of the computational mechanics problems for providing structural design of aircraft is an actual problem. Its solution allows to significantly increase bulk and efficiency of numerical investigations and to guarantee a high confidence of numerical results for advanced load-bearing structures of different aircraft made of metallic and composite materials. It is supposed that the developing methods will be implemented in the specialized replicable industry solutions on the basis of available software alienated from the developer as import substitution software. It gives feasibility to take into account important aeroelasticity, strength and fatigue requirements already in the preliminary design stage. At the final certification stage of the aircraft development the robust computational methods will reduce the amount of necessary evidentiary tests in accordance with the modern concept of "certification by calculation".

In the paper the requirements are formulated for development of new technology which is directed on integrating the available software tools and implementation of new methods for analysis of strength, fatigue and aeroelastic characteristics. They include the simulation and analysis methods that are under development in Russian and foreign research

companies and universities. Development of the specialized replicable industry solution in the framework of “soft import substitution” based on the program tools available in TsAGI and the CAE-Fidesys software package.

New approach to solution of the coupled problem of interaction of flexible structure with airflow is demonstrated. Substantial influence of airflow viscosity on aeroelastic characteristics of structure is shown on the example of numerical analysis of middle-range passenger airplane. The important tendency in development of design methods is application of multidisciplinary approach in investigations on synthesis and optimization of aircraft structural layouts. It has been illustrated on the example of wing design of advanced helicopter and on the problem of searching optimal shape of tip part of high-aspect ratio wing with taking into account strength, buckling and aeroelasticity constraints.

Keywords: computational mechanics, structure, strength, aeroelasticity, design, airplane, software systems, specialized replicable industry solution.

Bibliography: 19 titles.

1. Введение

Разработка перспективных изделий авиастроения в настоящее время связана с применением универсальных систем для моделирования и оптимизации конструкций. Это зачастую обусловлено необходимостью создания ЛА нетрадиционных, малоизученных компоновочных схем, применением в них новых материалов, в том числе композитов, сокращением сроков проведения проектных работ и повышением требований к детализации проработки проектов. Данные обстоятельства требуют разработки новых подходов, методов и алгоритмов решения задач вычислительной механики для обеспечения прочностного проектирования ЛА, увеличения объема и оперативности расчетных исследований, высокой степени автоматизации всех этапов проектирования [1].

Наиболее мощным вычислительным средством анализа силовых конструкций является метод конечных элементов (МКЭ). В настоящее время расчеты по МКЭ являются хорошо разработанной технологией. В научно-исследовательских институтах и конструкторских бюро получили широкое распространения зарубежные коммерческие комплексы программ, такие как NASTRAN, ANSYS, ABAQUS и др. Интенсивно развивается программное обеспечение анализа конструкций также в России. Здесь в первую очередь стоит отметить систему многодисциплинарного проектирования АРГОН [2], пакет программ ЛЭГАК-ДК [3] для комплексного имитационного динамического и статического деформирования конструкций на вычислительных системах различной архитектуры, систему Fidesys [4]. В системе реализован промышленный отечественный решатель задач механики деформируемого твердого тела, впервые в мире для промышленного программного обеспечения реализован метод спектрального элемента [6]. Сочетание методов ана-

лиза, развитых в зарубежном и отечественном программном обеспечении, позволяет проводить оценки прочностных, жесткостных и усталостных характеристик силовой конструкции агрегатов самолётов и их стыковочных узлов с учетом отраслевых требований и критериев безопасной эксплуатации.

Стоит отметить высокую стоимость зарубежных расчётных комплексов, неполный учёт в них отечественной специфики проектирования конструкций, а также необходимость использования их как «чёрного ящика». Широкое внедрение композиционных материалов (КМ) при проектировании ЛА [5] с целью уменьшения веса и улучшения лётно-технических характеристик ведут к необходимости разработки новых методов вычислительной прочности и реализации их в виде специализированного тиражируемого отраслевого решения (СТОР) как импортозамещающего программного продукта. Это позволит внедрить в практику исследования авиационных конструкций нелинейные методы вычислительной механики прочности, позволяющие точнее предсказывать возникновение и развитие трещин, а также использовать нелокальные критерии прочности [6-8]. Численные решения задач теории наложения больших деформаций и задач о напряженном состоянии тел с предварительно деформированными частями, разработанные Левиным В.А., его коллегами по научной группе и учениками [9-11], могут быть использованы для уточнённого анализа прочностных свойств отдельных элементов авиационных конструкций, включая изделия, изготавливаемые с помощью аддитивных технологий.

Практика проектирования конструкций из КМ выдвигает много новых проблем численного анализа, например, динамического поведения многослойных композиционных конструкций в потоке воздуха, анализа несущей способности с учётом деградации свойств материала, разработки новых критериев прочности изделий из КМ. Сложность конструкций ЛА требует возможности применения многоуровневого моделирования изделий от основных агрегатов до их отдельных элементов. Это может быть осуществлено только при разработке различных классов конечных элементов и эффективных решателей.

В работе [12] представлены основные проблемы создания безопасных авиационных конструкций с минимальным весом и длительным сроком эксплуатации. Важнейшим направлением развития вычислительной механики самолёта является развитие методов решения так называемой связанной задачи взаимодействия упругой конструкции с набегающим потоком воздуха. Благодаря стремительному развитию вычислительной аэродинамики и прочности такую задачу для практических целей необходимо решать с учётом вязкости потока [13]. Современной тенденцией в авиационной науке является разработка и применение междисциплинарного подхода к проектированию конструктивно-силовых схем (КСС) агрегатов ЛА [14]. Он основывается на оптимизации топологии и размеров параметров силовой конструкции, а также учитываются междисциплинарные аспекты, связанные с вопросами многоуровневого моделирования, выбором конструкционных материалов,

точностью расчёта нагрузок и др.

В статье представлены основные направления и некоторые тенденции развития методов вычислительной механики для обеспечения статической и усталостной прочности проектируемых авиационных изделий, а также безопасности ЛА по критериям аэроупругости. Описаны требования к созданию нового программного продукта, учитывающего отечественную специфику проектирования и новые научные достижения в механике конструкций.

2. Специализированное тиражируемое отраслевое решение

В последнее время наиболее критическим направлением развития прикладной науки о прочности ЛА является решение проблемы обеспечения безопасности самолётов по условиям усталостной прочности и живучести. Это весьма сложный, длительный и трудоёмкий процесс, включающий большое количество экспериментальных и расчётных работ. К расчётным работам относятся:

- анализ возможных условий эксплуатации и критических зон конструкции в соответствии с критериями статической, остаточной и усталостной прочности;
- анализ напряжённо-деформированного состояния (НДС) самолёта и его агрегатов с применением современных программных продуктов, базирующихся на методе конечных элементов;
- численное моделирование высокоскоростных ударных воздействий, которые могут иметь место при эксплуатации гражданских и военных самолётов;
- оптимизация проектных параметров для обеспечения потребных прочностных, жесткостных и усталостных характеристик.

Эти работы необходимо проводить с применением подробных конечно-элементных моделей авиационных изделий. Они требуют долгих сроков, связанных с затратами на подготовку моделей, инженерным анализом сложных технических проблем и обработкой результатов расчёта. Поэтому необходимо создание новой технологии, направленной, например, на интеграцию имеющихся программных средств ЦАГИ и компании «Фидесис», на внедрение новых методов расчёта прочностных и усталостных характеристик, а также на разработку новых модулей с целью минимизации затрат времени инженера-расчётчика при применении комплексной методологии анализа остаточной и усталостной прочности критических зон конструкции ЛА.

Такая технология в виде СТОР могла бы позволить осуществлять комплексный анализ силовой конструкции и тем самым дать возможность более

эффективно и точнее определять её прочностные и усталостные характеристики. Применение зарубежных коммерческих продуктов в данное время не позволяет без существенных доработок решать комплексную проблему обеспечения усталостной прочности. Поэтому специализированное отраслевое решение целесообразно разрабатывать на федеральном уровне программно-целевым методом.

Целью прикладной промышленной технологии является создание СТОР для оценки напряжённо-деформированного состояния, прочностных, жесткостных и усталостных характеристик силовой конструкции агрегатов гражданских и военных самолётов и их стыковочных узлов на основе отечественного пакета для прочностного анализа Фидесис (с учетом отраслевых требований) и критериев безопасной эксплуатации. Решаемые задачи состоят в анализе и разработке методик, методов и алгоритмов расчёта в следующих направлениях:

- Формирование методологии и функциональной схемы системы прочностного анализа.
- Анализ основных сведений по технологии обеспечения усталостной прочности и боевой живучести при ударных воздействиях.
- Выбор экстремальных условий эксплуатации, определение возможных ударных воздействий и выбор критических зон силовой конструкции самолёта.
- Разработка методов и алгоритмов расчета напряженно-деформированного состояния конструкций с концентраторами напряжений, а также усталостных характеристик.
- Анализ прочности конструкции на основе высокоточных конечно-элементных методов и различных критериев;
- Разработка схемы расчётного моделирования высокоскоростного ударного воздействия на основе метода спектральных элементов.
- Обоснование и внедрение критериев разрушения при ударных воздействиях.
- Реализация и валидация методов и алгоритмов расчёта в рамках СТОР.
- Технологическое тиражирование для расчётных исследований прочностных и усталостных характеристик отдельных агрегатов ЛА.

Развитие комплекса программ анализа прочности ЛА должно учитывать увеличивающуюся тенденцию по использованию композиционных материалов в перспективных конструкциях. Это наряду с хорошо разработанными классическими методами анализа прочностных свойств композиционного пакета на основе известных критериев разрушения слоёв требует разработки и внедрения новых подходов, таких как

- Совместный анализ микро- и макромеханического поведения слоев КМ.
- Определение несущей способности композиционного пакета на основе учёта деградации свойств материала в слоях при первичном разрушении.
- Анализ расслоений и краевых эффектов в композиционном материале.
- Анализ поведения авиационных панелей из КМ после потери устойчивости
- Учет технологических требований по укладке КМ при формировании схем в проектировочных расчётах.
- Анализ концентраторов напряжений, усталостных характеристик и эксплуатационной живучести в композитах.
- Оптимизация раскроя композиционного материала по условиям прочности и аэроупругости.

В качестве примера, инициирующего развитие отечественной системы, приведём расчёт композиционного кессона в пакете Fidesys для одного из полётных случаев нагружения. На рис. 1 показаны интерфейсная оболочка пакета и деформированное состояние конструкции.

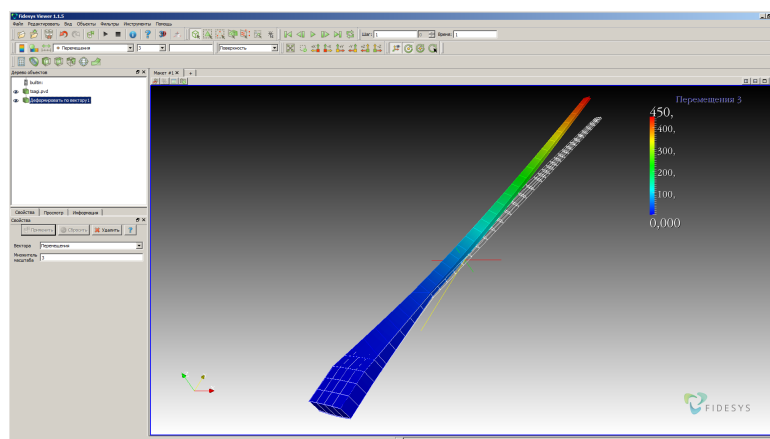


Рис. 1: Пример расчёта конструкции кессона крыла

Аналогичные расчёты были проведены с применением системы АРГОН и коммерческого программного обеспечения Nastran. Сравнение максимальных перемещений на конце кессона показало, что их различия при расчётах по разным программным продуктам не превышают 2.7%. Максимальные эквивалентные напряжения наблюдаются в зоне излома кессона, они также весьма близки к результатам расчёта по двум другим программам. Различие с результатами системы АРГОН составляет около 4%. Всё это свидетельствует о достоверности получаемых результатов по системе Fidesys при расчёте

авиационных конструкций, и эта система может служить основой для разработки СТОР.

Применение СТОР при успешной его реализации повысит точность вычисляемых прочностных, жесткостных и усталостных характеристик ЛА, существенно увеличит информативность результатов вычислительных экспериментов, повысится уровень автоматизации при подготовке расчётных сеток и анализе результатов. Созданное СТОР существенно увеличит эффективность проектировочных исследований, даст возможность инженеру-конструктору уже на предварительной стадии проектирования учитывать требования по обеспечению усталостной прочности и живучести. Такая программная технология позволит существенно сократить затраты на изготовление опытных образцов и проведение их испытаний.

3. Связанная задача взаимодействия упругой конструкции с потоком воздуха

Одной из актуальных задач вычислительной прочности и аэродинамики является задача о влиянии вязкости потока на характеристики аэроупругости. Она связана также с проблемой разделения влияния упругости конструкции и вязкости потока на аэродинамические характеристики. Много работ последних лет посвящено созданию новых подходов в вычислительной аэродинамике, пригодных для практики, для решения задач аэроупругости с учетом вязкости в наиболее актуальной для магистральных самолетов трансзвуковой области скоростей. Например, целью двух недавно закончившихся Международных проектов по аэроупругости [15, 16] являлось оценка точности и повышение эффективности расчетных методов определения таких характеристик аэроупругости как флаттер и деформации конструкции в трансзвуковом потоке. При выполнении проектов использовались современные экспериментальные данные, полученные в трансзвуковых аэродинамических трубах NASA и DLR. В первом проекте участвовало 17 организаций из разных стран, представивших 26 вариантов численного решения для сравнения с экспериментом, во втором проекте – 16 организаций с 23 вариантами численного анализа.

Задачи аэроупругости отличаются необходимостью большого объема параметрических исследований как на этапах проектирования, так и на этапах сертификации ЛА. Часто быстроедействие и оперативность математического обеспечения имеют определяющее значение в практических исследованиях. В ЦАГИ выполнена разработка и подробный анализ одного из эффективных методов расчета характеристик аэроупругости в трансзвуковом потоке, когда вязкость потока может оказывать заметное воздействие и на статические, и на динамические характеристики [13, 17]. Метод основан на интеграции подходов комплекса аэродинамических программ BLWF и многодисциплинарной системы анализа и проектирования конструкций АРГОН.

Разработанное математическое обеспечение предназначено для оператив-

ного расчета трансзвукового обтекания многоэлементных аэродинамических компоновок с учетом влияния вязкости на крыльях, в том числе и в присутствии умеренных отрывов. Используемый алгоритм расчета базируется на итерационной методике вязко-невязкого взаимодействия в рамках теории пограничного слоя и включает:

- методику расчета внешнего невязкого обтекания компоновки;
- метод расчета пространственного сжимаемого пограничного слоя, в том числе пригодный для расчета отрывных зон;
- методику срачивания внешнего невязкого течения и течения в пограничном слое.

Расчёт внешнего невязкого стационарного течения осуществляется путем численного интегрирования консервативной формы конечно-разностного аналога системы уравнений Эйлера, на основе быстрого неявного алгоритма с использованием методики пересекающихся расчетных сеток (подход Химера). Затем выполняется расчет нестационарного, гармонически возмущенного по времени обтекания. Для каждой формы колебаний конструкции и каждого числа Струхала выполняется конечноразностное решение системы нестационарных уравнений Эйлера, линеаризованных на соответствующем поле стационарного течения, и определяются комплексные амплитуды осцилляций параметров течения, в том числе распределение давления на несущих поверхностях и объемных телах. По рассчитанным распределениям давления определяются обобщенные аэродинамические силы в модальных координатах и применяются процедуры расчета характеристик статической и динамической аэроупругости как для линейной системы.

Проведен большой цикл исследований по валидации разработанного математического обеспечения, включающий:

- определение соответствия получаемых расчетных результатов имеющимся экспериментальным данным, или данным других верифицированных расчетов;
- определение пределов применимости математических моделей по разным параметрам для получения практически полезных результатов;
- коррекция параметров математической модели для лучшего соответствия экспериментальным данным.

Для валидации отобраны и использованы результаты сложных экспериментов, относящихся к исследованиям стационарных и нестационарных распределений давления, упругих деформаций в характерных точках конструкции, статической и динамической эффективности органов управления, критической скорости и частоты флаттера. Рассмотрены результаты известных экспериментальных исследований по NASA CRM (Common Research Model),

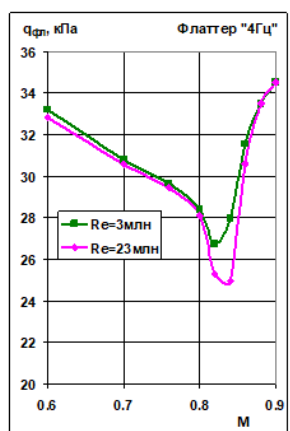


Рис. 2: Влияние вязкости на скоростной напор флаттера (различие до 8%)

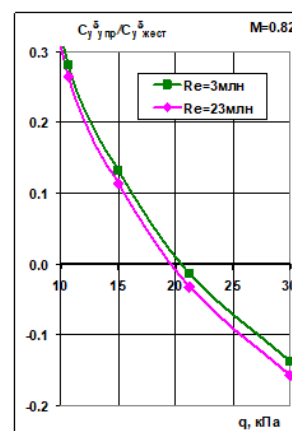


Рис. 3: Влияние вязкости на эффективность элерона (различие до 6%)

LANN, BACT, AGARD 445.6 и испытаний модели пассажирского самолета в АДТ Т 128 ЦАГИ.

Результаты валидационных исследований показывают, что вязкость потока может оказывать заметное влияние на характеристики аэроупругости. На рис. 2–4 показано сравнение результатов расчета для двух режимов обтекания типового современного среднемагистрального самолета с крейсерским числом Маха $M=0.82$. Первый режим с числом Рейнольдса $Re=3$ млн является типичным для испытаний аэроупругих моделей в трансзвуковой аэродинамической трубе, а второй с $Re=23$ млн – для крейсерского полета.

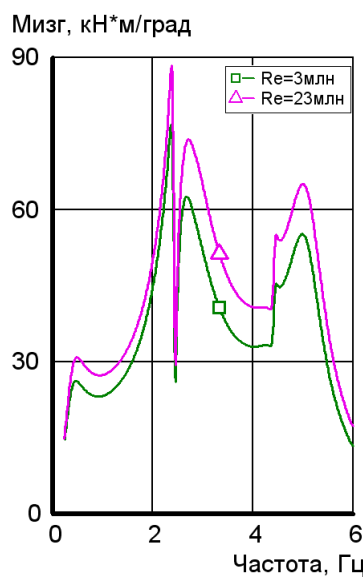


Рис. 4: Амплитудно-частотные характеристики по изгибающему моменту в корне крыла при отклонениях элеронов (различие до 13%)

Отметим, что отличия в характеристиках статической и динамической аэ-

роупругости составляет от 6% до 13%. Такие отличия существенны для практики проектирования самолета, в особенности по характеристикам флаттера, и они должны учитываться при разработке и сертификации ЛА.

4. Многодисциплинарные аспекты в исследованиях синтеза и оптимизации конструктивно-силовых схем ЛА

Традиционный подход к проектированию конструкции ЛА характеризуется последовательным циклом привлечения к исследованиям различных групп специалистов. Проект, сформированный одной группой, передается другой группе, которая использует эти данные в качестве своих входных данных. Подход состоит из шагов, расположенных в определенном иерархическом порядке и обычно представляется тремя этапами проектирования: концептуальным, предварительным и детальным. Очевидным недостатком традиционного подхода является то, что он не позволяет на указанных стадиях проектирования включить различные дисциплины в единый оптимизационный процесс и часто не учитывает всей сложности задачи, тем самым, не позволяя создавать высокотехнологические проекты нового поколения. По этой причине традиционный подход медленно устаревает и на смену ему приходит методология многодисциплинарного проектирования, в которой учитывается взаимодействие между такими дисциплинами, как аэродинамика, аэроупругость, статическая прочность, системы управления, устойчивость и др. При многодисциплинарном подходе предлагается на всех стадиях использовать в задачах оптимизации функциональные ограничения различных авиационных дисциплин.

Такой подход реализован в системе многодисциплинарного проектирования силовых конструкций АРГОН [2], где в задачах оптимизации эффективно используются упругие модели различного уровня детализации: пластинно-балочные модели, основанные на методе заданных форм, для оперативного анализа характеристик статической и динамической аэроупругости и конечно-элементные модели для детального анализа прочностных характеристик. Реализована связь между моделями разных уровней путём приведения матриц модели МКЭ к соответствующим матрицам моделей метода заданных форм [18]. Это позволяет с помощью расчётной модели МКЭ осуществлять решение как задач прочности, так и аэроупругости.

В настоящее время усилия разработчиков программного обеспечения направлены на создание многодисциплинарного подхода к проектированию авиационных КСС. Он основывается на оптимизации топологии и глобально-локальном методе оптимизации конструкционных параметров. При его разработке необходимо учитывать различные многодисциплинарные аспекты, связанные с вопросами многоуровневого моделирования, вычислительными процедурами, выбором конструкционных материалов, точностью расчё-

та аэродинамических нагрузок и другие. Первые проведённые исследования выявили принципиальные аспекты, которые необходимо учитывать при проектировочных исследованиях перспективных авиационных конструкций.

Определяющей стадией при проектировании силовой конструкции является синтез КСС. Разработанные алгоритмы топологической оптимизации позволяют определить основные направления силовых потоков, вдоль которых должен располагаться силовой материал. Эти направления зависят от способа приложения нагрузки и количества рассматриваемых случаев нагружения. Решение представляется в виде картины распределения плотности материала в проектной области. На основании этого распределения проектировщик может предложить несколько инженерных интерпретаций результатов топологической оптимизации, согласующихся с технологическими возможностями производства конструкции.

Другим важным аспектом является определение оптимальных форм и размеров элементов конструкции с точки зрения минимизации её массы при удовлетворении ограничений по напряжениям и устойчивости для местных задач прочности, а также ограничениям по аэроупругости в задачах на глобальных расчётных моделях. Сложность такой задачи обусловлена наличием большого количества требований, вытекающих из различных прочностных дисциплин. Для её решения создан метод многодисциплинарной оптимизации, основанный на глобально-локальном подходе, который позволяет совместно учесть большое количество проектных переменных и функциональных ограничений.

Схема интеграции алгоритмов топологической оптимизации с оптимизацией формы/размеров позволяет в едином цикле получить инновационные технические решения для агрегатов и конструктивных элементов ЛА (рис. 5).

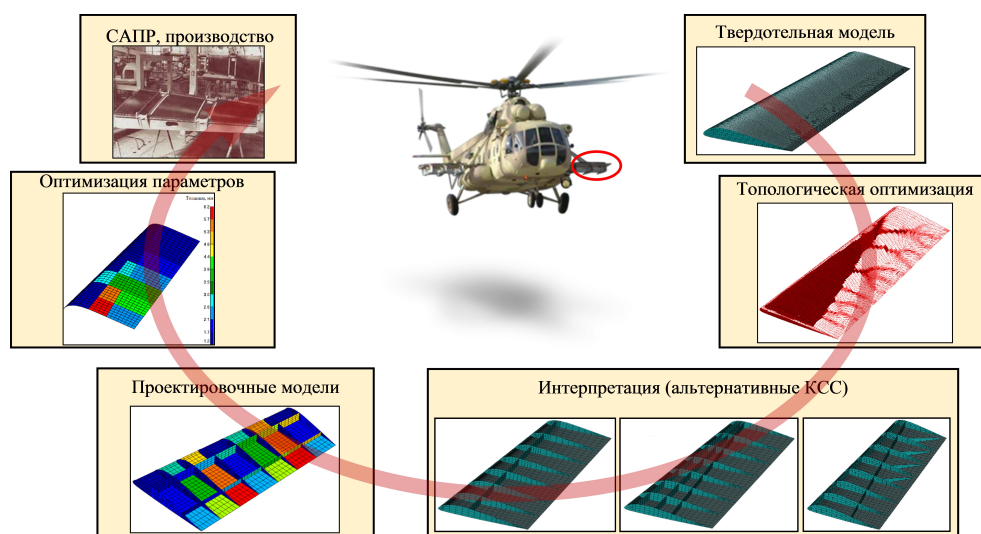


Рис. 5: Схема многодисциплинарного подхода к проектированию КСС крыла

Этот метод продемонстрирован на примере крыла малого удлинения. По-

лученная конструкция оказалась на 37.5% легче, чем конструкция, спроектированная традиционными методами без использования методов оптимизации [14]. Наилучшей КСС с точки зрения прочности, устойчивости и аэроупругости является трёхлонжеронная схема с дополнительными нервюрами в концевой части.

Весовая эффективность получаемых технических решений существенно зависит от точности расчёта нагрузок, действующих на конструкцию. В ЦАГИ разрабатываются методы расчёта нагружения конструкции с применением линейной и нелинейной аэродинамики. Анализ напряжённо-деформированного состояния конструкции крыла на нагрузки, рассчитанные линейным панельным методом и с учетом трансзвукового обтекания, показывает, что наличие таких нелинейных эффектов как скачки уплотнения, может привести к существенному различию в прогибах конструкции и максимальных напряжениях. Важным является разработка методов уточнения нагрузок при экстремальных режимах полёта, что может привести к значительному уменьшению весовых затрат.

Уже на предварительном этапе проектирования крыла необходимо учитывать влияние упругости на распределение нагрузок, а также требования по аэроупругости. Получены предварительные результаты многодисциплинарной оптимизации с ограничениями по условиям прочности и аэроупругости для двух конфигураций самолёта, когда дополнительной проектной переменной, определяющей форму крыла, являлся угол стреловидности концевой части крыла [19].

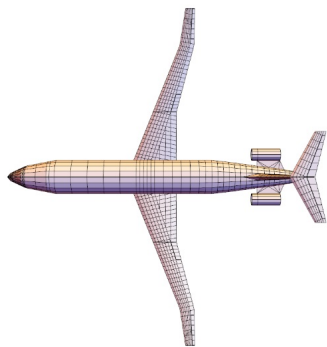


Рис. 6: Оптимальная форма крыла в плане для самолёта с Т-образным оперением

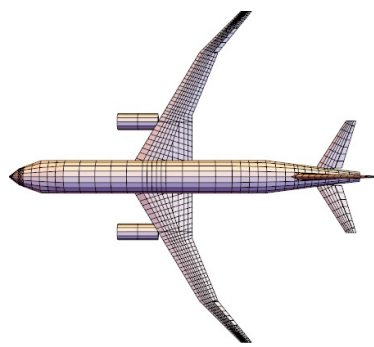


Рис. 7: Оптимальная форма крыла в плане для самолёта традиционной компоновки

Наиболее предпочтительным вариантом с точки зрения нагрузок, прочности, флаттера и весового совершенства для конфигурации с Т образным хвостовым оперением (рис. 6) является незначительное уменьшение угла концевой части (примерно на 10°) по отношению к базовой модели (без изменения стреловидности). Интересно отметить, что для традиционной конфигурации (рис. 7), с двигателем на крыле, напротив небольшое увеличение этого угла на те же 10° в перспективе позволяет снизить вес силовой конструкции крыла на 6.3% при удовлетворении ограничений по прочности и аэроупругости. По-

лученные проекты крыла практически невозможно достичь без применения междисциплинарного подхода к проектированию силовых конструкций.

5. Выводы

Представлены некоторые важные тенденции развития современных методов вычислительной механики, направленных на обеспечение прочности и аэроупругости перспективных отечественных ЛА. Они включают методы моделирования и анализа, разрабатываемые в российских и зарубежных исследовательских организациях и университетах. Необходима реализация этих методов в виде отечественных программных продуктов, который существенно увеличат эффективность проекторочных исследований, дадут возможность уже на предварительной стадии проектирования учитывать важные требования по обеспечению требований аэроупругости, статической и усталостной прочности.

Описаны требования к созданию специального тиражируемого отраслевого решения, учитывающего отечественную специфику проектирования и новые научные достижения в механике конструкций. Сочетание применения методов расчёта, развитых в зарубежном программном обеспечении, совместно с новой российской системой анализа прочности позволит решить проблему мягкого импортозамещения, снизить стоимость проекторочных исследований в российских конструкторских бюро. Применение системы анализа прочности позволит существенно сократить затраты на изготовление опытных образцов и проведения их испытаний. Проекторочные исследования по созданной технологии позволят также снизить материалоемкость конструкции за счет выбора рациональных силовых схем и применяемых материалов и повысить весовую эффективность.

Важнейшими направлениями развития вычислительной механики являются исследования динамического поведения композиционных конструкций в потоке воздуха, разработка критериев прочности композиционных материалов, многоуровневое моделирование силовых конструкций, развитие методов решения задачи взаимодействия упругой конструкции с набегающим потоком воздуха, а также разработка и применение междисциплинарных оптимизационных подходов к проектированию конструктивно-силовых схем агрегатов ЛА. Разрабатываемые методы в этих направлениях необходимо реализовывать в виде программного обеспечения в рамках единой системы анализа прочности и аэроупругости. Одним из вариантов промышленной реализации СТОН «отчуждаемой от разработчика» станет промышленная система, создаваемая на основе имеющихся программных средств ЦАГИ и пакета CAE-Fidesys.

СПИСОК ЦИТИРОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Чернышев С.Л., Ланшин А.И., Ножницкий Ю.А. Форсайт развития авиационной науки и технологий до 2030 года и на дальнейшую перспективу. // Техника воздушного флота. 2012. № 4. С. 45-49.
2. 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.
3. Рябов А.А., Величко С.В., Волков А.Ю., Володина Н.А., Дьянов Д.Ю., Корсакова Е.И., Косарим С.С., Куделькин В.Г., Авдеев П.А., Артамонов М.В., Борляев В.В. Параллельный пакет программ ЛЭГАК-ДК для расчета задач гидрогазодинамики и прочности на неструктурированных сетках в лагранжево-эйлеровых переменных // Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского, 2011, № 4 (5), С. 2472–2473.
4. Морозов Е.М., Левин В.А., Вершинин А.В. Прочностной анализ. Фидесис в руках инженера. М.: URRS, 2015 — 400 с., <https://cae-fidesys.com>.
5. Чернышев С.Л. Новый этап применения композиционных материалов в авиастроении. // Проблемы машиностроения и автоматизации. 2013. № 1. С. 3-10.
6. Нелинейная вычислительная механика прочности в 5 томах (под ред. В.А. Левина). Том 2. Левин В.А., Вершинин А.В. Численные методы. Реализация на высокопроизводительных вычислительных системах. М.: Физматлит, 2015 — 543с.
7. Левин В.А., Морозов Е.М. Нелокальные критерии для определения зоны предразрушения при описании роста дефекта при конечных деформациях // Доклады РАН. 2007. Т. 415. № 1. С. 52-54.
8. Нелинейная вычислительная механика прочности (предисловие академика Г.И. Марчука). Том 1. Левин В.А. Модели и методы. Образование и развитие дефектов. Под ред. В.А. Левина. М.: Физматлит, 2014. — 452 с.
9. Левин В.А. О концентрации напряжений вблизи отверстия, образованного в предварительно напряженном теле из вязкоупругого материала // Доклады АН СССР. 1988. Т.299. № 5. С. 1079-1082.
10. Левин В. А. Многократное наложение больших деформаций в упругих и вязкоупругих телах (предисловие академика Л.И. Седова). — М.: Наука, Физматлит, 1999. — 223 с.

11. Левин В.А. К построению модели развития дефекта при конечных деформациях. Нелокальные критерии // Прикл. матем. и мех. 2008. Т. 73, вып. 3.
12. Чернышев С.Л. Задачи механики в авиастроении // В сборнике: XI Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики, сборник докладов. 2015. С. 4411-4428.
13. Kuzmina S., Karas O., Ishmuratov F., Zichenkov M., Chedrik V. Analysis of static and dynamic aeroelastic characteristics of airplane in transonic flow // В сборнике: 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences 2012, ICAS 2012. С. 2081-2090.
14. Александрин Ю.С., Туктаров С.А., Чедрик В.В. Проектирование силовой конструкции крыла вертолёта на основе топологической и глобально-локальной оптимизации // Учёные записки ЦАГИ. 2017. Т. XLVIII, №1, С. 72-85
15. Heeg J., Chwalowski P., Schuster D.M., Dalenbring M., Jirasek, A., Taylor P., Mavriplis D., Boucke A., Ballmann J., Smith M.; Overview and lessons learned from the aeroelastic prediction workshop, IFASD-2013-1A, International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, June 2013, Bristol, UK.
16. Heeg J., Wieseman C.D., Chwalowski, P.; Overview and data comparisons from the 2nd Aeroelastic Prediction Workshop, AIAA-2016-2721, AIAA Aviation Conference, June 2016, Washington, D.C.
17. Kuzmina S., Ishmuratov F., Karas O., Chizhov A. Dynamic response of an airplane elastic structure in transonic flow // В сборнике: 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2014 CD-ROM Proceedings. 2014.
18. Евсеев Д.Д., Липин Е.К., Чедрик В.В. Редуцирование расчетных моделей в задачах прочности // Ученые записки ЦАГИ. 1991. Т. XXII. № 1. С. 61-71.
19. Balunov K.A., Chedrik V.V., Ishmuratov F.Z., Karkle P.G. Aeroelastic optimization of wing shape and structural parameters for different aircraft configurations. // В сборнике: International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, IFASD 2015. 16. 2015.

REFERENCES

1. Chernyshev S.L., Lanshin A.I., Nozhnitsky Yu.A. 2012, Foresight of development of aviation science and technologies until 2030 and beyond. *Tekhnika vozdushnogo flota*. No 4. pp. 45-49.

2. Gudilin A.V., Yevseev D.D., Ishmuratov F.Z., Lipin Ye.K., Markin V.N., Mosunov V.A., Panteleev I.M., Sotnikov S.V., Tenyaeva V.Ye., Timonin A.S., Chedrik V.V. 1991. Software system for aero/strength design of aircraft ARGON *Uchenyye zapiski TsAGI*. vol. XXII. no 5. pp. 89-101.
3. Ryabov A.A., Velichko S.V., Volkov A.Yu., Volodina N.A., Dyanov D.Yu., Korsakova Ye.I., Kosarim S.S., Kudelkin V.G., Avdeev P.A., Artamonov M.V., Borlyaev V.V. 2011, Parallel software package LEGAK-DK for analysis of fluid dynamics and strength problems on unstructured meshes in Lagrange-Euler variables *Vestnik Nizhegorodskogo universiteta imeni N.I. Lobachevskogo* no. 4 (5), pp. 2472–2473.
4. Morozov Ye.M., Levin V.A., Vershinin A.V. 2015, *Strength analysis. Fidesys in engineer's hands*. M.: URRS, 400 p., <https://cae-fidesys.com>
5. Chernyshev S.L. 2013, New stage of application of composite materials in aircraft production. *Problemy mashinostroyeniya i avtomatizatsii* No 1. pp. 3-10.
6. Levin V.A., Vershinin A.V. 2015, *Nonlinear computational mechanics of strength in 5 volumes (edited by V.A. Levin). Vol. 2. Numerical methods. Implementation on high-speed computational systems*. M.: Fizmatlit, – 543 p.
7. Levin V.A., Morozov Ye.M. 2007, Non-local criteria for determination of pre-failure zone at description of defect growth at finite deformations *Doklady RAN*. vol. 415. no 1. pp. 52-54.
8. Levin V.A. 2014, *Nonlinear computational mechanics of strength (preface by Academician G.I. Marchuk). Vol. 1. Models and methods. Formation and propagation of defects. Edited by V.A. Levin*. M.: Fizmatlit, 452 p.
9. Levin V.A. 1988. On stress concentration around hole arisen in preliminary stressed body made of viscoelastic material *Doklady AN USSR*. vol. 299. no 5. pp. 1079-1082.
10. Levin V.A. 1999. *Multiple superposition of large deformations in elastic and viscoelastic bodies (preface by Academician L.I. Sedov)*. – M.: Nauka, Fizmatlit, – 223 p.
11. Levin V.A. 2008. On development of model of defect growth at finite deformations. Non-local criteria. *Applied mathematics and mechanics*. vol. 73, issue 3.
12. Chernyshev S.L. 2015. Mechanics problems in aircraft production *In proceedings: XI Russian congress on fundamental problems of theoretical and applied mechanics*. pp. 4411-4428.

13. Kuzmina S., Karas O., Ishmuratov F., Zichenkov M., Chedrik V. 2012 Analysis of static and dynamic aeroelastic characteristics of airplane in transonic flow *Proceeding of 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences 2012*, ICAS 2012. С. 2081-2090.
14. Aleksandrin Yu.S., Tuktarov S.A., Chedrik V.V. 2017. Structural design of helicopter wing on the basis of topology and global-local optimization *Uchenyye zapiski TsAGI*. vol. XLVIII, no. 1, pp. 72-85
15. Heeg J., Chwalowski P., Schuster D.M., Dalenbring M., Jirasek, A., Taylor P., Mavriplis D., Boucke A., Ballmann J., Smith M. 2013, Overview and lessons learned from the aeroelastic prediction workshop, *IFASD-2013-1A, International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics*, June 2013, Bristol, UK.
16. Heeg J., Wieseman C.D., Chwalowski, P. 2016, Overview and data comparisons from the 2nd Aeroelastic Prediction Workshop, *AIAA-2016-2721, AIAA Aviation Conference*, June 2016, Washington, D.C.
17. Kuzmina S., Ishmuratov F., Karas O., Chizhov A. 2014, Dynamic response of an airplane elastic structure in transonic flow *В сборнике: 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, ICAS 2014 CD-ROM Proceedings. 2014.
18. Yevseev D.D., Lipin Ye.K., Chedrik V.V. 1991. Reducing numerical models in the problems of strength *Uchenyye zapiski TsAGI*. vol. XXII. no. 1. pp. 61-71.
19. Balunov K.A., Chedrik V.V., Ishmuratov F.Z., Karkle P.G. 2015. Aeroelastic optimization of wing shape and structural parameters for different aircraft configurations. *Proceeding of International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics*, IFASD 16. 2015.

Получено 25.05.2017

принято в печать 14.09.2017