

УДК 533.6.013.42

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ В ЗАДАЧАХ НЕЛИНЕЙНОЙ АЭРОУПРУГОСТИ

В.И. МОРОЗОВ, В.В. ОВЧИННИКОВ

Рассмотрены задачи аэроупругости современных летательных аппаратов. Описываются математические модели аэроупругости, объединенные вихревыми методами численной аэродинамики.

Ключевые слова: аэроупругость, математические модели, метод дискретных вихрей.

Эта статья, задуманная совместно, была закончена уже после смерти Виктора Ивановича Морозова и посвящается светлой памяти большого ученого и педагога

Аэроупругость – отрасль механики, изучающая особенности поведения деформируемых тел в потоке жидкости или газа. Несмотря на то, что эта наука относительно молода (систематическое ее развитие началось в середине XX века в связи с потребностями авиации), она давно заняла свое место в ряду классических механических дисциплин [1; 2].

Решение задач аэроупругости всегда базировалось на совместном использовании результатов наземного и летного эксперимента с результатами, полученными путем математического моделирования. С развитием и усложнением авиационной техники эксперимент становится все более дорогостоящим, трудоемким и продолжительным, а в ряде случаев и невозможным по условиям безопасности полетов. С другой стороны, развитие компьютерных технологий открыло такие широкие горизонты для математического моделирования физических процессов, о которых раньше нельзя было и мечтать. Как следствие, все большую роль в развитии аэроупругости как науки играют новые подходы, основанные на широком применении численных методов и компьютерных технологий. Начиная с 1980-х годов, в Военно-воздушной инженерной академии (ВВИА) им. проф. Н.Е. Жуковского сложилось мощное научное направление по исследованию деформирования и нагружения упругого летательного аппарата (ЛА) в нестационарном потоке газа, опирающееся на достижения научной школы вычислительной аэрогидродинамики под руководством профессора С.М. Белоцерковского [3]. На протяжении ряда десятилетий это направление возглавлялось профессорами В.И. Морозовым и А.Т. Пономаревым, достигнутые результаты обобщены в монографии [1].

В конце XX столетия на повестку дня становятся задачи аэроупругости маневренных самолетов. Если ранее задача обтекания элементов ЛА потоком воздуха решалась в линейной постановке, то теперь, когда необходимо учитывать срывы потока, моделировать критические режимы полета и интенсивное маневрирование самолета, эта степень детализации становится недостаточной для практики.

Данная статья посвящена задачам в области нелинейной аэроупругости летательных аппаратов и их элементов, которые ставились и решались учеными ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского в период с конца 1990-х годов до фактического закрытия академии в 2012 г.

Математическая модель аэроупругости (ММАУ) самолета – это совокупность уравнений, алгоритмов, программ и исходных данных, позволяющая имитировать и изучать с помощью ЭВМ процессы его нагружения и деформирования в реальном полёте. ММАУ самолёта строится на основе синтеза моделей аэродинамики, упругости и динамики возмущенного движения. В зависимости от изменения характера обтекания и уровня деформирования конструкции ММ аэроупругости могут быть полностью линейными, полностью нелинейными или нелинейными по составным частям.

Задачи аэроупругости ЛА могут быть разделены на две большие группы (рис. 1):

1. Анализ аэроупругой устойчивости ЛА. Для этой группы характерны малые углы атаки и большие значения скоростного напора. Аэродинамические характеристики самолета в таких задачах могут быть определены на основе линейной математической модели его обтекания потоком газа;

2. Анализ динамического нагружения ЛА. Для этой группы характерны большие углы атаки и малые значения скоростного напора. Динамические характеристики здесь определяются на основе нелинейной математической модели обтекания самолета нестационарным потоком газа.

При решении обеих групп задач применяется единая линейная математическая модель упругих свойств ЛА для расчета его динамических характеристик, а также единая математическая модель динамики возмущенного движения упругого самолета.

Различными являются методы получения результатов моделирования:

- в задачах первой группы – это вычисление критической скорости флаттера на основе анализа устойчивости линейной динамической системы.
- в задачах второй группы – это прямое моделирование взаимосвязанных процессов движения и деформирования конструкции самолета в отрывном потоке.

Учеными ВВИА был создан целый комплекс математических моделей и методов исследования широкого спектра аэроупругих явлений для второй группы задач.

При выбранном подходе весь комплекс моделей опирается на одинаковые исходные данные и основные допущения: известная картина обтекания идеальной несжимаемой жидкостью (фиксация положения отрывов потока); линейные соотношения между усилиями и деформациями, деформациями и перемещениями; рассматривается возмущенное движение ЛА относительно базовой траектории.

Для моделирования применяются метод дискретных вихрей и метод собственных форм [1; 2], которые позволяют осуществить синтез комплексной ММ с наименьшими затратами времени в силу удобства их сопряжения и приемлемых требований к вычислительным мощностям.

Аэродинамические характеристики упругого ЛА вычисляются на основе решения задачи об обтекании упругого тела потоком газа [2; 3], основные соотношения которой и способ решения схематически представлены на рис. 2.



Рис. 1. Задачи аэроупругости и методы их решения

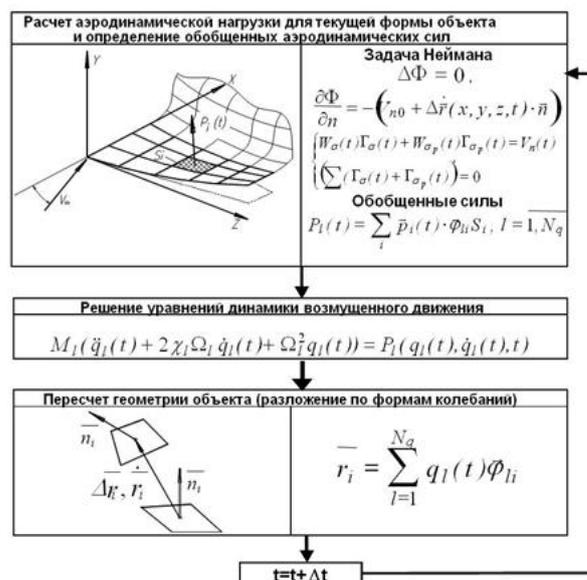


Рис. 2. Решение нелинейной задачи аэроупругости

Задача обтекания упругого объекта сводится к задаче Неймана для уравнения Лапласа. Применяя метод дискретных вихрей в рамочной идеологии [4], приходим к системе линейных алгебраических уравнений относительно интенсивностей вихревых рамок. После определения нагрузок для текущей формы тела по интегралу Коши-Лагранжа вычисляются обобщенные аэродинамические силы (работа на перемещениях контрольных точек по формам собственных свободных колебаний). Уравнения движения, записанные по методу собственных форм, численно интегрируются, после чего перемещение и скорость перемещения любой точки крыла могут быть вычислены в виде ряда по собственным формам. Таким образом, возникает возможность определить измененную форму ЛА и повторить процесс для новой вихревой схемы. Созданная математическая модель реализуется комплексом прикладных программ для ЭВМ.

Здесь следует вкратце остановиться на понятии аэродинамической нелинейности. Основными частями комплексной математической модели аэроупругости являются:

а) модель упругости ЛА - математическая модель процесса деформирования конструкции под действием определенных внешних сил;

б) модель аэродинамики ЛА - математическая модель обтекания ЛА, позволяющая определить силы, действующие на определенным образом перемещающийся в сплошной среде деформирующийся летательный аппарат;

в) модель динамики ЛА - математическая модель, описывающая движение ЛА в пространстве под действием аэродинамических сил.

Употребляя термин «нелинейная» математическая модель, следует всегда четко представлять, к чему именно относится «нелинейность» - к системе разрешающих уравнений, к граничным условиям, к определяющим зависимостям (уравнениям связи), является ли эта нелинейность геометрической или связана с физическими свойствами среды. В нашем случае нелинейной является модель аэродинамики, а именно геометрически нелинейны граничные условия задачи об обтекании элементов ЛА.

Уравнения возмущенного движения упругой конструкции в потоке газа в общем случае имеют вид

$$L(q, \dot{q}, \ddot{q}) = P(q, \dot{q}, \ddot{q}, V_\infty),$$

где L - некоторый дифференциальный оператор, определяемый характеристиками конструкции; P - вектор-столбец обобщенных аэродинамических сил; q - вектор-столбец параметров движения и деформирования; V_∞ - скорость набегающего потока. При использовании линейной аэродинамической теории существует возможность аналитически записать зависимость вектора-столбца P от параметров движения. Дело в том, что если изменения параметров движения и деформирования конструкции q малы (что и позволяет провести линеаризацию задачи), то обобщенные силы P для любого момента времени t представляются в виде линейной формы от параметров движения и их производных

$$P(t) = P^q q(t) + P^{\dot{q}} \dot{q}(t) + P^{\ddot{q}} \ddot{q}(t),$$

где $P^q, P^{\dot{q}}, P^{\ddot{q}}$ - матрицы коэффициентов аэродинамических производных обобщенных сил по соответствующим параметрам движения. Эти матрицы, которые называются линейными аэродинамическими характеристиками конструкции, определяются заранее, на этапе подготовки исходных данных, и в процессе моделирования полета схематизация ЛА не меняется.

При использовании нелинейной модели обтекания летательного аппарата аналитическое представление обобщенных аэродинамических сил $P(q, \dot{q}, \ddot{q}, V_\infty)$ отсутствует, и поэтому, как видно из схемы на рис. 2, в нелинейных моделях задачи упругости и аэродинамики не могут быть решены раздельно. Решается связанная задача по временным шагам. Аэродинамические нагрузки на каждом шаге являются исходными данными для решения упругой задачи и наоборот.

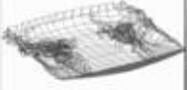
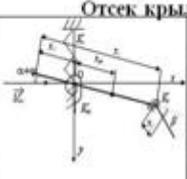
Маневренные боевые самолеты	
	Нестационарное пространственное обтекание (МДВ) + (МСФ) + Пространственное возмущенное движение
Крылья боевых самолетов с органами управления	
	Нестационарное пространственное обтекание (МДВ) + Нагружение и деформирование конструкции (МСФ)
Отсек крыла при плоскопараллельном обтекании	
	Изучение характерного сечения крыла + Нестационарное плоскопараллельное обтекание (МДВ) + Нагружение и деформирование конструкции (МСМ)

Рис. 3. Моделируемые объекты

Вышеописанные методы применялись для анализа нелинейных аэроупругих характеристик таких различных по сложности и по математическому описанию объектов, как показанные на рис. 3. Это маневренный боевой самолет, крыло самолета с органами управления, отсек крыла (профиль) с органом управления.

В качестве примера приведем результаты моделирования самолета Як-130. На рис. 4 представлены образующиеся за самолетом в различных условиях вихревые следы, которые иллюстрируют реализующиеся на практике варианты обтекания учебно-боевого самолета, соответствующие различным углам атаки в реальном полете с учетом отклонения органов управления.

Созданные математические модели позволяют проводить исследования и оценивать влияние нелинейности аэродинамических характеристик на условия нагружения и деформирования конструкции ЛА при отрывном и безотрывном обтекании на различных режимах полета.

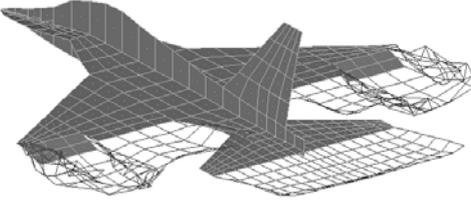
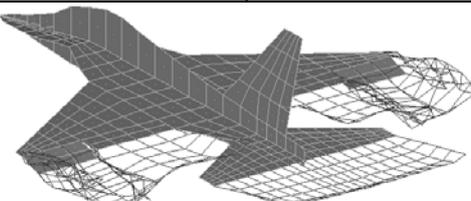
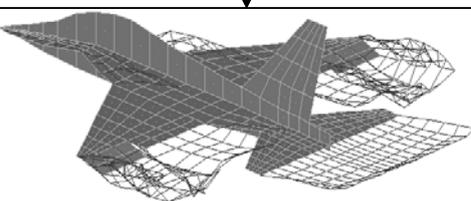
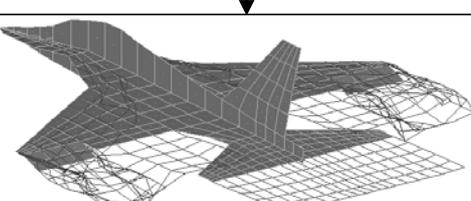
I Безотрывное обтекание		РЕШАЕМЫЕ ЗАДАЧИ Статическая аэроупругость крыла самолета.
II Отрыв потока с передней кромки элерона		РЕШАЕМЫЕ ЗАДАЧИ Статическая аэроупругость крыла с учетом влияния органов управления
III Отрыв потока с наплыва крыла		РЕШАЕМЫЕ ЗАДАЧИ Выявление нестационарных режимов обтекания, оценка динамического нагружения.
IV Полноотрывное обтекание		РЕШАЕМЫЕ ЗАДАЧИ Оценка динамического нагружения при отрывном обтекании

Рис. 4. Режимы обтекания упругого самолета

Так, например, математическая модель аэроупругости учебно-боевого самолета Як-130 позволила выявить влияние отрывов потока на внутренние усилия, а следовательно, и на напряженно-деформированное состояние конструкции, на прочность и накопление усталостных повреждений в элементах конструкции. На рис. 5 показаны зависимости усредненных значений крутящего момента $M_{кр}$ в корневом сечении крыла от угла атаки α , а на рис. 6 - временные реализации $M_{кр}$ для безотрывного обтекания и при наличии отрыва с передних кромок элеронов. На рис. 6 можно видеть характерные пульсации зависимости крутящего момента от безразмерного времени при отрывном обтекании, обусловленные развитием нестационарного вихревого следа и его воздействием на упругую конструкцию.

Рассматривались также аэроупругие характеристики отсека крыла при плоскопараллельном отрывном обтекании. Эта задача имеет не только методическую, но и практическую ценность. Возможность оперативных расчетов по такой модели позволяет выявлять новые закономерности, обнаруживать новые явления, предлагать способы борьбы с нежелательными аэроупругими колебаниями.

Был создан современный программный комплекс с дружественным интерфейсом для моделирования упругих колебаний отсека крыла с элероном в потоке газа. Типовой экран при работе с этим комплексом показан на рис. 7.

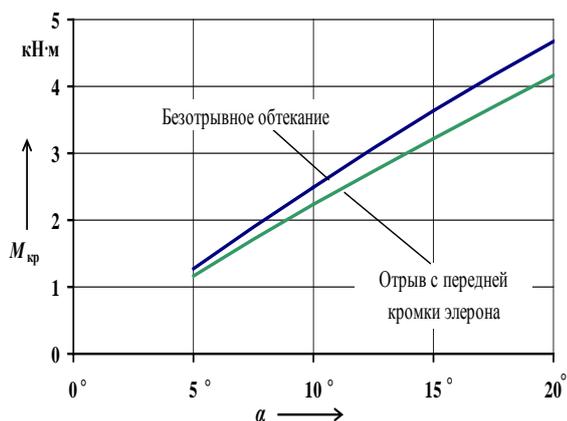


Рис. 5. Усредненные внутренние усилия

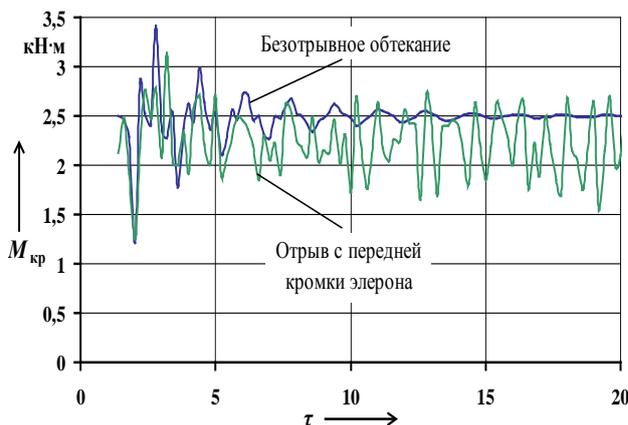


Рис. 6. Нестационарные внутренние усилия

При использовании линейных моделей аэродинамики задача о флаттере сводится к проблеме нахождения собственных значений для некоторой матрицы. В нашем случае, вследствие отсутствия аналитического выражения нелинейных аэродинамических нагрузок критическая скорость флаттера ($V_{ф}$) элементов летательного аппарата вычислялась с помощью прямого моделирования. Наблюдая за динамикой колебаний профиля при различных скоростях набегающего потока, можно с заданной точностью найти такую скорость, при которой наблюдаются незатухающие колебания профиля или его элементов. Эта скорость в настоящей работе и считается критической скоростью флаттера. Для достоверного суждения о поведении системы проводились расчеты до больших значений безразмерного времени ($\tau > 100$).

В качестве примера на рис. 8 показаны зависимости критической скорости флаттера от отношения частот крутильных колебаний элерона и профиля $\omega_{\beta}/\omega_{\alpha}$ для отсека крыла с органом управления при безотрывном обтекании и при наличии отрыва с передней кромки элерона. Как можно увидеть из графика, критическая скорость флаттера при отрывном обтекании может увеличиваться в несколько раз.

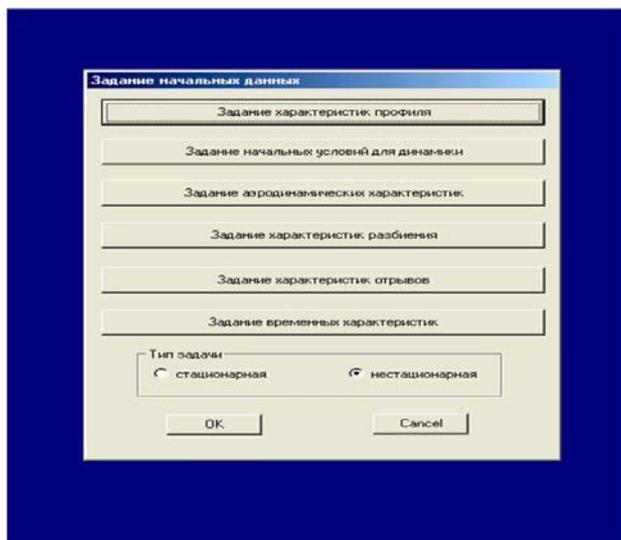


Рис. 7. Интерфейс программного комплекса

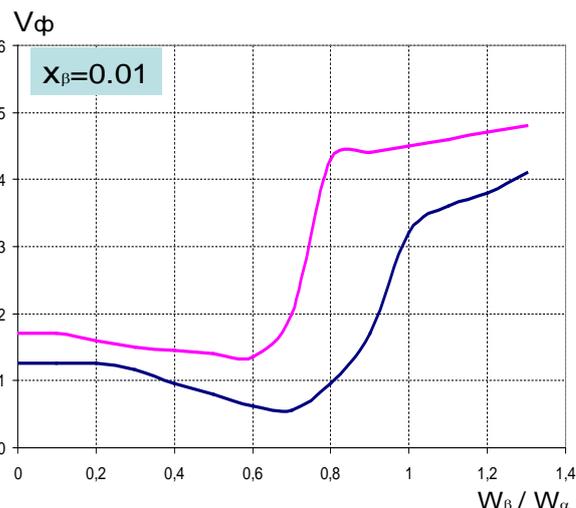


Рис. 8. Флаттер профиля с элероном

Подводя итоги, можно констатировать, что на рубеже веков в Академии им. проф. Н.Е. Жуковского сформировалось научное направление по математическому моделированию нелинейных аэроупругих колебаний элементов конструкции летательных аппаратов. Многие результаты этих исследований приведены и обобщены в монографии [2].

К сожалению, после закрытия ВВИА и перехода многих специалистов на работу в другие организации исследования в этой области сильно затормозились, хотя следует отметить интенсивную работу, проводившуюся в рамках этого направления в НИИ парашютостроения [5] при разработке и изучении парашютных систем под руководством профессора В.И. Морозова, а после его ухода из жизни в 2013 г. – под руководством профессора В.А. Апарина.

ЛИТЕРАТУРА

1. Морозов В.И., Пономарев А.Т., Рысев О.В. Математическое моделирование сложных аэроупругих систем. - М: Физматлит, 1995.
2. Морозов В.И., Овчинников В.В. Основы аэроупругости элементов боевых летательных аппаратов. - М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2007.
3. Аубакиров Т.О., Белоцерковский С.М., Желанников А.И. и др. Нелинейная теория крыла и ее приложения. - Алматы: Гылым, 1997.
4. Апарин В.А., Дворак А.В. Метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками // Труды ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. - 1986. - Вып. 1313.
5. Лялин В.В., Морозов В.И., Пономарев А.Т. Парашютные системы. - М.: Физматлит, 2009.

MATHEMATICAL MODELING IN NON-LINEAR AEROELASTICITY PROBLEMS

Morozov V.I., Ovchinnikov V.V.

The modern aircraft aeroelasticity problems solving are considered. Mathematical models of aeroelasticity joined by non-linear vortex methods of numerical aerodynamics are described for different objects.

Key words: aeroelasticity, mathematical models, vortex methods.

Сведения об авторах

Морозов Виктор Иванович, 1946-2013, окончил ТГУ (1968), профессор, доктор технических наук, автор более 150 научных работ, область научных интересов – аэроупругость и прочность летательных аппаратов.

Овчинников Валерий Валерьевич, 1970 г.р., окончил МИФИ (1993), профессор, доктор технических наук, начальник кафедры механики и инженерной графики Академии ГПС МЧС России, автор более 70 научных работ, область научных интересов – аэроупругость и прочность конструкций.