

УДК 629.735.45.064

О разработке комплекса математических моделей проектировочного расчета механических систем летательных аппаратов.

Касумов Е.В.

Рассматриваются особенности расчета системы внешних нагрузок при кинематическом и силовом анализе пространственных механических систем из композиционных материалов.

Для каждого вида аэромеханической схемы летательного аппарата система сил и моментов своя и имеет свои принципиальные различия. С точки зрения решения системы уравнений движения взаимосвязанных тел аэромеханическая схема летательного аппарата рассматривается как система взаимосвязанных граничными условиями тел в трехмерном пространстве.

Полученный набор моделей позволяет произвести расчет типового профиля полета легкого вертолета с одновременным кинематическим и силовым анализом системы управления двухлопастным несущим винтом. Произведены расчеты флаттерных характеристик лопасти несущего винта с одновременной оценкой напряженно-деформированного состояния торсиона втулки.

Ключевые слова: математическая модель; численный эксперимент; кинематический анализ; силовой анализ; напряженно-деформированное состояние; флаттер; вертолет; проектирование.

Введение

В данной работе проектировочный расчет летательного аппарата с применением численного эксперимента рассматривается на примере моделирования несущей системы вертолета.

Основной задачей проектирования вертолета является выбор его схемы, двигателя, параметров несущего и рулевого винтов, типа и параметров трансмиссии, габаритных и центровочных параметров, которые определяют возможность достижения заданных летных характеристик.

Среди прочих, одним из главных показателей удачной конструкции вертолета является его надежность в эксплуатации, которая обеспечивается удачными характеристиками статической и динамической прочности. При проектировании необходимо стремиться исключить недопустимые вибрации и обеспечить приемлемый износ трущихся деталей в рамках необходимого ресурса. Одной из задач проектирования вертолета является устранение различного рода вибраций, проявление которых может наблюдаться уже на стадии первых летных испытаний опытного образца.

Проектировочный расчет летательного аппарата, и вертолета в частности, начинается с оценки его функциональной эффективности относительно заданных критериев. Представляет интерес оценка функциональной эффективности относительно такого критерия, как вес. Весовая отдача рассматривается как отношение полной нагрузки вертолета к взлетному весу. Это часто применяемый критерий, который наглядно характеризует весовое совершенство проектируемого летательного аппарата. При рабочем проектировании задача получения минимального веса конструкции становится одной из основных. Практика показывает, что конструкция вертолета будет удачной, если разница в весовой отдаче между проектом и реальным вертолетом будет составлять не более пяти процентов. В противном случае конструкция будет неудачной. Весовая отдача вертолета во многом определяется весом его основных агрегатов и систем, силовой установки и комплекса оборудования. При проектировании систем вертолета (например, несущая система, трансмиссия, главный редуктор и т.д.) используют выведенные на основе статистических данных уравнения их весовой отдачи.

С другой стороны, летательный аппарат на ранних стадиях проектирования рассматривается как некоторая аэромеханическая схема, которая определяет его уравновешенное состояние в пространстве на различных режимах полета (рис. 1).

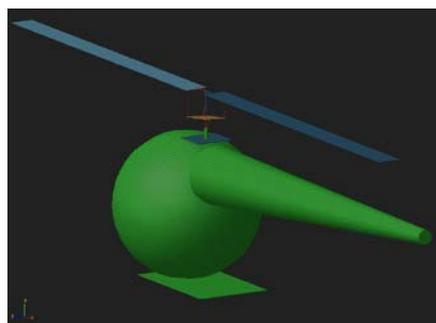
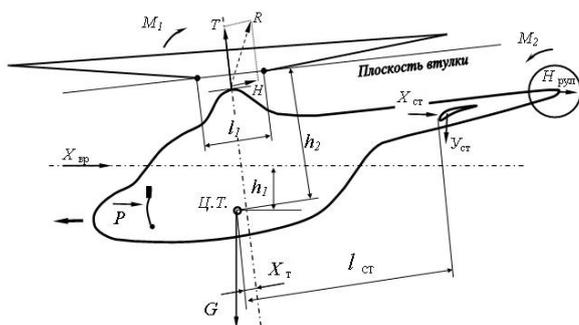


Рис. 1

На рис. 1 приведена одна из аэромеханических схем вертолета и его математическая модель. Схема вертолета рассматривается как система взаимосвязанных тел, обладающих массой. После определения основных параметров несущего винта и предварительных расчетов масс основных систем вертолета, расчета массовых моментов инерции элементов конструкции для данной модели реализуется решение уравнения (1). При проведении серии подобных численных экспериментов конструктор имеет возможность проверить параметры аэромеханической схемы, моделируя режимы полета, такие как вертикальный взлет, достижение статического потолка, взлет по самолетному, прямолинейный полет, работоспособность шасси и т.п.

Для решения уравнения (1) заданными являются такие характеристики, как внешние нагрузки механической системы (аэродинамические нагрузки), перемещения штоков системы управления несущим винтом и потребная тяга хвостового винта на заданном режиме полета, положения центров тяжести агрегатов и систем, полученные при первоначальной компоновке, обороты несущего винта. Силы и моменты, обеспечивающие равновесие данной схемы летательного аппарата, определены непосредственно при решении основной системы уравнения (1) шагами по времени. Такие внешние нагрузки, как изменяющаяся во времени аэродинамическая нагрузка, переопределяются для каждого шага интегрирования системы (1) с учетом изменения положения аэродинамических поверхностей.

Основной целью работы является разработка комплекса математических моделей, который должен давать максимально полное представление:

- о напряженно-деформированном состоянии элементов механической системы из неоднородных материалов;
- о кинематике механической системы и величинах усилий в шарнирных соединениях и опорах;
- о частотных характеристиках системы в целом при изменении внешних параметров и нагрузок;
- о законах движения входных и выходных звеньев в стационарных и нестационарных режимах работы.

Уравнение движения конструкции с учетом сил демпфирования

Уравнение движения механической системы:

$$M\ddot{v} + C\dot{v} + Kv = P, \quad (1)$$

где M – матрица масс, C – матрица демпфирования, K – матрица жесткости, P – матрица нагрузок.

С целью решения системы уравнений (1) линейные деформации тела в локальной системе координат рассматриваются в виде линейной комбинации конечного числа векторов ϕ (форма моды):

$$v = \sum_{i=1}^N \phi_i g_i, \quad (2)$$

где g – амплитуда моды, N – номер моды.

В данном случае основным предположением является то, что компоненты деформаций с большим рядом модальных значений могут быть рассмотрены при сокращенном числе мод. Иными словами, модальный ряд рассматривается в усеченном виде (модальное усечение).

В матричном виде выражение (2) имеет вид:

$$v = \Phi g, \quad (3)$$

где g – вектор модальной координаты, Φ – моды в виде матрицы столбца.

С учетом модального усечения матрица Φ становится прямоугольной матрицей.

Так как $T = \frac{1}{2} \dot{v}^T M \dot{v}$, матрица масс M делится на блоки:

$$M = \begin{bmatrix} M_{tt} & M_{tr} & M_{tm} \\ M_{tr}^T & M_{rr} & M_{rm} \\ M_{tm}^T & M_{rm}^T & M_{mm} \end{bmatrix}, \quad (4)$$

где индексы t, r, m обозначают соответственно перемещения, вращения и модальное усечение.

Блоки матрицы масс выражаются в десяти инвариантах инерции как зависимость матрицы масс от координат модального усечения:

$$\begin{aligned} M_{tt} &= J^1 I; \\ M_{tr} &= -A [J^2 + J_j^3 g_j] B; \\ M_{tm} &= A J^3; \\ M_{rr} &= B^T [J^7 - [J_j^8 + J_j^{8T}] g_j - J_{ij}^9 g_i g_j] B; \\ M_{rm} &= B^T [J^4 + J_j^5 g_j]; \end{aligned} \quad (5)$$

$$M_{mm} = J^6.$$

Инварианты инерции вычислены для узлов конечно-элементной модели, основанной на информации о массе каждого узла (см. [3]).

Если выразить потенциальную энергию через зависимость вкладов жесткости и эластичности, то

$$U = U_g + \frac{1}{2} \dot{v}^T K \dot{v}. \quad (6)$$

В выражении потенциальной энергии (в слагаемом эластичной части), K - обобщенная матрица жесткости, которая постоянна. Только модальные координаты g вносят вклад в упругую энергию. Поэтому обобщенная матрица жесткости имеет вид:

$$K = \begin{bmatrix} K_{tt} & K_{tr} & K_{tm} \\ K_{tr}^T & K_{rr} & K_{rm} \\ K_{tm}^T & K_{rm}^T & K_{mm} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & K_{mm} \end{bmatrix}, \quad (7)$$

где K_{mm} является обобщенной матрицей жесткости структурного компонента относительно модальных координат g .

Силы демпфирования выражаются в зависимости от обобщенных скоростей мод:

$$P = \frac{1}{2} \dot{g}^T D \dot{g}. \quad (8)$$

Матрица D симметрична, постоянна и содержит коэффициенты демпфирования d_{ij} .

Необходимо отметить, что с учетом выражения (2) сложная форма колебания тела рассматривается как линейная комбинация форм собственных значений (рис. 2).

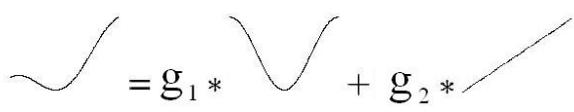
$$v = \sum_{i=1}^2 \phi_i g_i \Rightarrow \text{рис. 2}$$


Рис. 2

Для решения уравнения (1) предварительно для гибкого элемента механической системы решается задача по определению собственных форм и частот при различных вариантах граничных условий (8)

$$M\ddot{v} + Kv = 0. \quad (9)$$

Затем на основании усеченного ряда собственных значений формируются матрицы M, C, K и формируется основная система уравнений в матричном виде для системы взаимодействующих тел. В данном случае в матрице перемещений учтены накладываемые на тела

связи и граничные условия, а также известные внешние усилия. Полученная основная система уравнений решается шагами по времени с применением метода прямого интегрирования.

Методы решения задач на собственные значения и методы решения уравнения (1) шагами по времени приведены в работе [2]. Более подробное описание метода формирования матриц уравнения (1) на основании усеченного ряда собственных частот податливого тела можно найти в работе [3].

Определение системы внешних нагрузок

Для численного определения аэродинамических нагрузок на несущие поверхности конечного размаха на дозвуковых скоростях используется численный метод дискретных вихрей, хорошо зарекомендовавший себя при решении задач взаимодействия потока с колеблющейся поверхностью, когда нет данных аэродинамических продувок. Согласно этому методу тонкая несущая поверхность (или поверхности) заменяются вихревым слоем так, что влияние этого вихревого слоя на окружающее пространство равносильно действию физически существующей поверхности. Вихревой слой моделируется вихревыми шнурами. Для учета изменения интенсивности циркуляции вихревого шнура по его длине он заменяется несколькими подковообразными вихрями, [рис. 3,а](#) или рамками, [рис. 3,б](#).

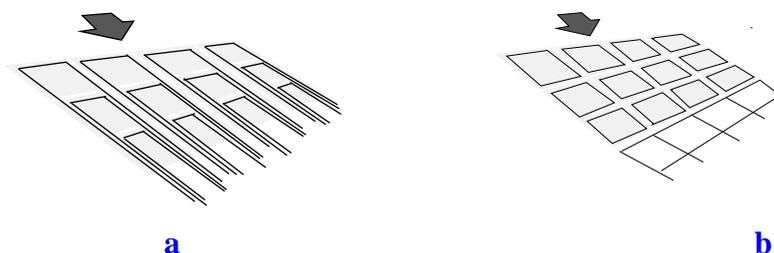


Рис. 3

Для определения нестационарной аэродинамической нагрузки при сверхзвуке применяется поршневая теория. Теория поршня основана на предположении, что каждый элемент поверхности крыла обладает свойством поршня, перемещающегося перпендикулярно к потоку со скоростью, равной скорости нисходящего потока. Это следует из рассуждения о том, что при больших сверхзвуковых скоростях линии Маха образуют небольшой угол с направлением набегающего потока и градиенты скорости вдоль потока малы, а перпендикулярно потоку - велики.

Метод дискретных вихрей обладает хорошей сходимостью и может использоваться для определения аэродинамической нагрузки на дозвуковых скоростях.

Алгоритмы решения нестационарных задач аэродинамического расчета изложены в работах Белоцерковского С.М.

О моделировании стендовых и летных испытаний

При моделировании стендовых испытаний рассмотрены особенности кинематического и силового анализа автомата перекоса вертолета с абсолютно жесткими звеньями.

На рис. 4 изображена модель автомата перекоса для кинематического и силового анализа с учетом изменений длин бустерных устройств. На рис. 5,а - изменения во времени значения реакции в опоре № 1 в проекциях на оси координат. Расчеты соответствуют режиму полета вертолета 140 км/ч.

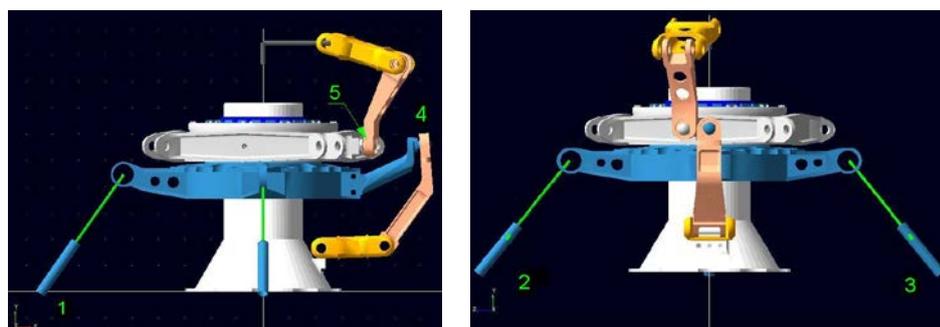


Рис. 4

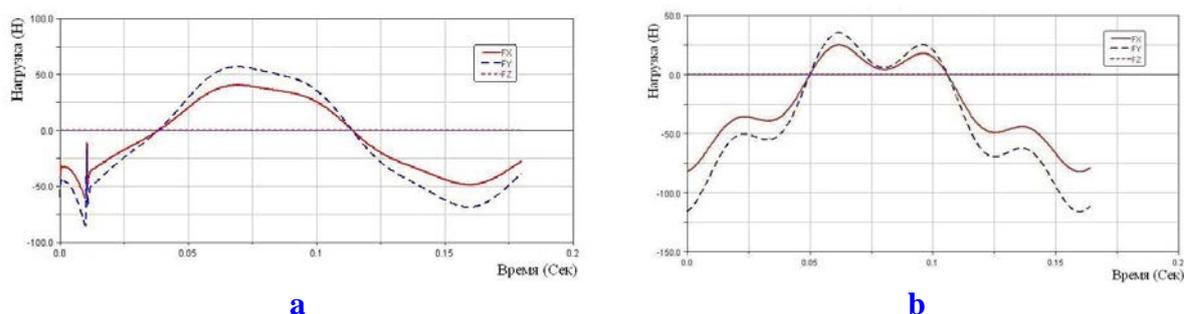


Рис. 5

Переход модели в положение, соответствующее заданному режиму полета происходит в течение времени, принятого равным 0.01сек.. В реальном полете это не совсем так. При выполнении маневров отклонение рычагов управления происходит за большее время. В этот промежуток происходит и изменение аэродинамической нагрузки, и изменения реактивных сил и моментов в кинематических парах.

Возможно рассмотреть значения нагрузок в процессе изменения положения звеньев автомата перекоса при переходе из одного режима полета в другой с заданной скоростью движения рычагов управления. Для демонстрации такой возможности изменение длины бустера в опоре № 1 задано в течение 0.4 сек. (режим полета при $V=280$ км/ч). На рис. 5,б - измене-

ния во времени значения реакции в опоре № 1 в проекциях на оси координат. На графике отсутствуют “всплески” значений величин реакций (см. рис. 5,а).

На сегодняшний день применение композиционных материалов дало возможность разработчикам применять кинематические схемы механических агрегатов, работа которых основана на деформациях отдельных звеньев в больших пределах. При проектировании гибких звеньев необходимо учитывать их изменяющиеся по периодическому закону деформации и поля напряжений. Частотные характеристики таких механических систем требуют оценки влияния жесткостных характеристик гибких звеньев. Это обстоятельство потребовало разработки методик моделирования напряженно-деформированного состояния подобных кинематических схем.

В качестве примера на рис. 6 приведены расчеты флаттерных характеристик абсолютно жесткой лопасти с гибкими элементами втулки несущего винта. Расчеты рассматривались при нарастающем прямолинейном потоке лопасти несущего винта, а так же расчеты с учетом влияния центробежных сил. Необходимо отметить, что данные математические модели имеют множество вариантов исполнения типа податливая втулка - жесткая лопасть или податливая втулка - податливая лопасть в зависимости от поставленной перед разработчиком задачи. Определение аэродинамической нагрузки проводится в данном случае для каждого шага интегрирования по описанному выше методу присоединенных вихрей.

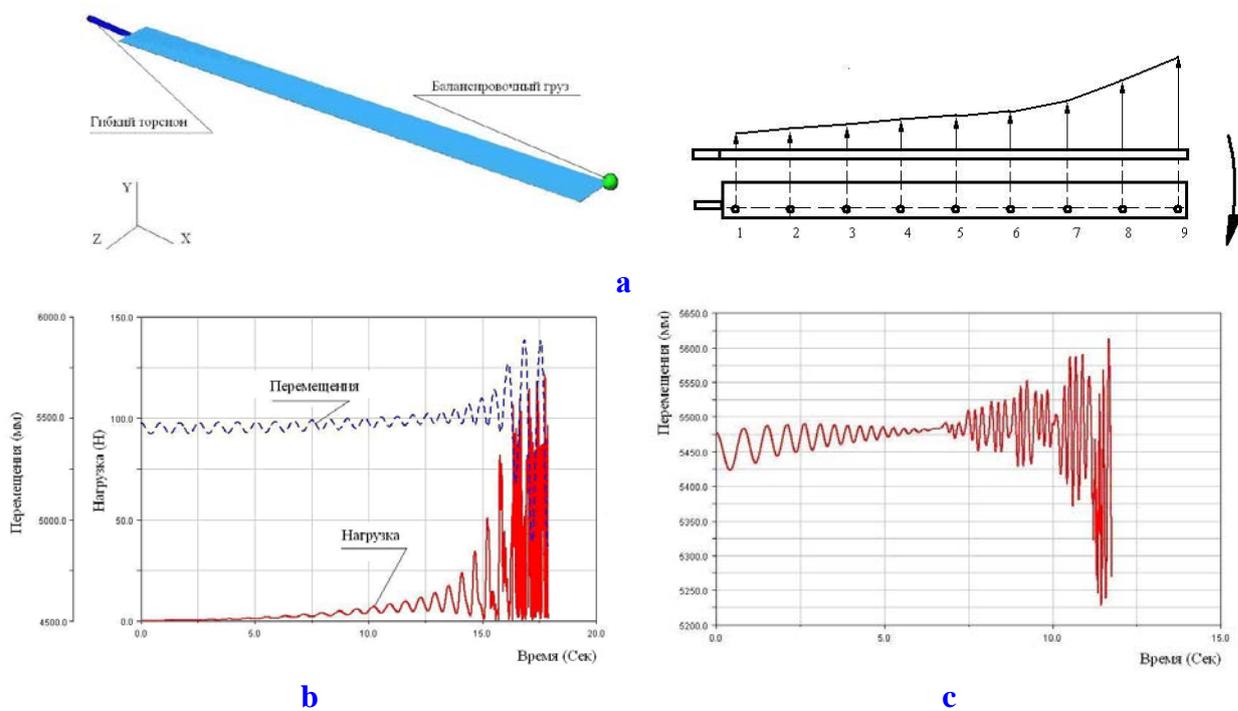


Рис. 6 Моделирование флаттера лопасти несущего винта вертолета

Рис. 6,б - перемещения концевой части лопасти (в точке 9) и изменение подъемной силы в той же точке при расчете на флаттер от нарастающего прямолинейно набегающего на переднюю кромку потока.

Рис. 6,с - перемещения концевой части лопасти (в точке 9) по вертикали при расчете на флаттер с учетом влияния центробежной нагрузки.

На рис. 7 представлена математическая модель системы управления несущим винтом легкого вертолета с учетом податливости звена из композиционных материалов (торсиона) при абсолютно жестких звеньях автомата перекоса и кожуха управления для управления шагом лопасти.

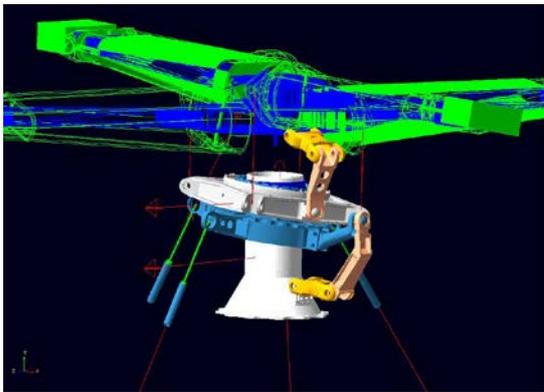


Рис. 7

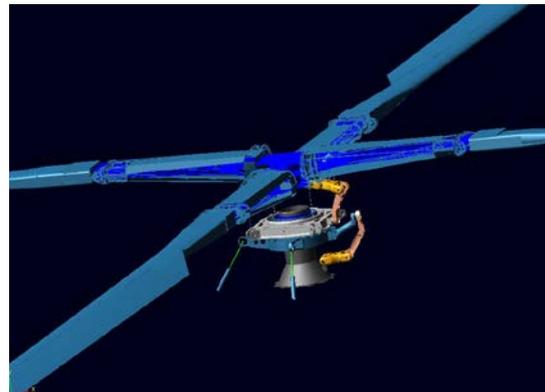


Рис. 8

На рис. 8 показана математическая модель системы управления несущим винтом легкого вертолета с учетом податливости звена из композиционных материалов (торсиона) при абсолютно жестких звеньях автомата перекоса, кожуха управления и лопасти несущего винта. Апробирование моделей, приведенной на рис. 7, 8, показало возможность расчета нагружения звеньев конструкции на различных режимах полета с учетом изменения во времени аэродинамических и центробежных сил. Разработанные модели позволяют проводить оценку некоторых режимов испытаний несущей системы вертолета на ранних стадиях проекторочных расчетов до построения натурных стендов и опытных образцов летательного аппарата.

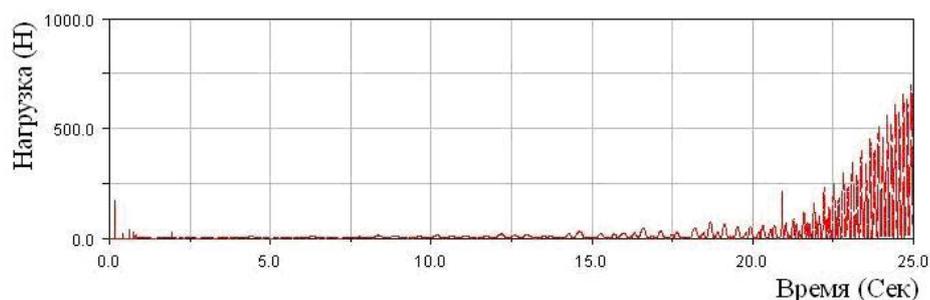


Рис. 9

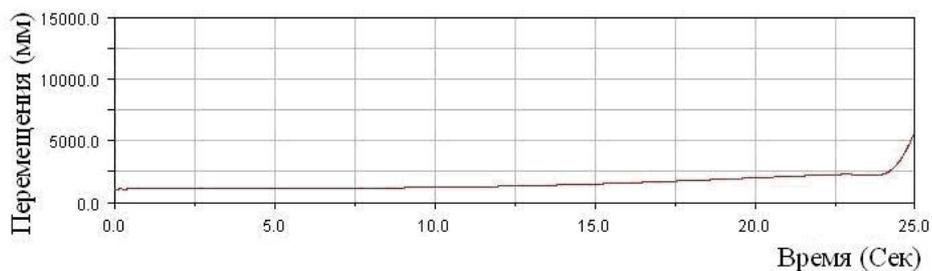


Рис. 10

На рисунке [рис. 9](#) приведено изменение нагрузки по времени на бустере циклического шага при моделировании набора высоты (см. модель [на рис. 1](#)). Автомат перекоса изменил положение от начального по общему и циклическому шагу. Отрыв вертолета от земли и переход в набор высоты после 22 секунд. На [рис. 10](#) приведены перемещения центра тяжести вертолета. Отрыв вертолета от земли и переход в набор высоты после 22 секунд.

Выводы

Недостаток данных о будущей конструкции на стадии проектировочных расчетов приводит к дополнительным поверочным расчетам и дополнительным доработкам опытных образцов. Как правило, доработки ведут к увеличению веса конструкции. С другой стороны, в современных условиях расчетчик обладает достаточно мощными расчетными комплексами, которые позволяют решать достаточно точно линейные и нелинейные задачи статики и динамики. Однако, эффективность их применения существенно снижается при отсутствии специальных методик проектирования, позволяющих адаптировать алгоритмы решения сложных линейных и нелинейных задач к «беглому» моделированию при проектировании.

В результате проведенной работы разработан комплекс математических моделей, который дополняет проектировочные расчеты и дает возможность моделирования некоторых режимов стендовых и летных испытаний, а так же провести уточненный кинематический и силовой анализ. Методика построения математических моделей разрабатывалась таким образом, что при проектировочном расчете конструктор имел возможность использовать либо такие расчетные комплексы как ANSYS, NASTRAN, ADAMS (при необходимости дополняя их необходимыми расчетными алгоритмами), либо использовать программные комплексы собственной разработки.

Библиографический список

1. А.И.Голованов, Е.В.Касумов, В.А.Шувалов О методике численных экспериментов в проектировочных расчетах механических систем вертолета/ Ученые записки ЦАГИ. 2010. Т.XLI, №4 с. 86-104

2. Бате К., Вилсон Е.Численные методы анализа и метод конечных элементов /Пер. с англ. А.С. Алексеева и др.; Под ред. А.Ф. Смирнова. - М.: Стройиздат, 1982 — 448 с. ил. — Перевод изд.: Numerical methods in finite element analysis /К.—J.Bathe, E.L. Wilson (1976).

3. R.R. Craig and M. C.C. Bampton. Coupling of substructures for dynamics analyses. AIAA Journal, 6(7):1313-1319, 1968.

Сведения об авторе

Касумов Евгений Владимирович, ведущий инженер ОКБ ОАО «Казанский вертолетный завод», К.Т.Н., e-mail: ev_kas@rambler.ru, Kasumov_EV@kazanhelicopters.com