

УДК 629.7.015

DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-3-73-85

О корректировании расчетной динамической схемы беспилотного летательного аппарата по результатам наземных модальных испытаний в задачах аэроупругости

С.Г. Парафесь¹

¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия

Аннотация: Рассмотрена задача корректирования расчетной динамической схемы беспилотного летательного аппарата (БЛА) по результатам наземных модальных испытаний в интересах исследования флаттера БЛА и оценки аэроупругой устойчивости БЛА с системой автоматического управления (САУ). Отмечено, что на этапе проектирования, когда нет еще опытного образца БЛА или его агрегатов, определение модальных характеристик, а именно собственных частот, форм и обобщенных масс, проводится с помощью расчетной динамической схемы, разработанной по конструкторской документации. Однако подобного рода расчеты, выполненные даже с использованием современных конечно-элементных программных комплексов, не дают достаточно точных значений параметров упруго-массовой схематизации конструкции БЛА. В этой связи актуальным и важным является уточнение параметров схематизации конструкции по данным наземных испытаний опытных образцов БЛА. Сформулированы положения, позволяющие достигать удовлетворительных результатов при корректировании расчетной динамической схемы БЛА. Рассмотрены критерии корректирования. Представлены особенности корректирования расчетной динамической схемы при исследовании флаттера и аэроупругой устойчивости БЛА с САУ. Отмечено, что наряду с положениями, которые являются универсальными для задач динамической аэроупругости, в частности флаттера, и связанными с коррекцией собственных частот, форм и коэффициентов конструкционного демпфирования модели БЛА по результатам наземных модальных испытаний, в задачах исследования аэроупругой устойчивости БЛА с САУ также решающее значение имеет коррекция передаточной функции корпуса БЛА от сечения, соответствующего оси вращения рулей, до сечения, где установлены датчики САУ. Это связано с тем, что корпус БЛА является непосредственной частью контура стабилизации БЛА и существенно влияет на его запасы устойчивости. Приведен пример корректировки расчетной динамической схемы маневренного БЛА крестокрылой схемы.

Ключевые слова: летательный аппарат, система автоматического управления, расчетная динамическая схема, наземные модальные испытания, корректирование, флаттер, аэроупругая устойчивость.

Для цитирования: Парафесь С.Г. О корректировании расчетной динамической схемы беспилотного летательного аппарата по результатам наземных модальных испытаний в задачах аэроупругости // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 3. С. 73–85. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-3-73-85

About revising the computational dynamic scheme of an unmanned aerial vehicle based on the results of ground-based modal test operations in the aeroelasticity problems

S.G. Parafes'¹

¹Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

Abstract: The problem of revising the computational dynamic scheme of an unmanned aerial vehicle (UAV), based on the results of ground-based modal test operations, in order to study the UAV flutter and to assess the aeroelastic stability of an UAV with an automatic control system (ACS), is considered. It is noted that at the design stage, when there is no UAV prototype or its units yet, the determination of modal characteristics, specifically natural frequencies, modes and generalized masses, is carried out using the computational dynamic scheme developed according to the design documentation. However, the similar computations, performed even with the use of modern finite-element software systems, do not give sufficiently precise values of the parameters of the UAV

design elastic-mass schematization. In this regard, it is relevant and important to specify the parameters of the design schematization in conformity with data of ground test operations for UAV prototypes. The provisions, allowing us to achieve satisfactory results when revising the UAV computational dynamic scheme, are made. The criteria of revising are considered. The features of revising the computational dynamic scheme, while studying the flutter and aeroelastic stability of the ACS-fitted UAV, are presented. It is noted that along with the provisions that are universal for dynamic aeroelasticity problems, specifically for flutter, and related to compensating of natural frequencies, modes and coefficients of structural damping for the UAV model according to the results of ground modal tests. In the problems of aeroelastic stability study of the UAV equipped with the ACS, it is also crucial to correct the UAV body transfer function from the section, corresponding to the axis of controls rotation, to the section where ACS sensors are installed. This is because the UAV hull is an integral part of the UAV stabilization loop and significantly affects its stability margin. The example of revising the computational dynamic scheme of a maneuverable cruciform UAV is given.

Keywords: unmanned aerial vehicle, automatic control system, computational dynamic scheme, ground modal tests, revising, flutter, aeroelastic stability.

For citation: Parafes', S.G. (2022). About revising the computational dynamic scheme of an unmanned aerial vehicle based on the results of ground-based modal test operations in the aeroelasticity problems. Civil Aviation High Technologies, vol. 25, no. 3, pp. 73–85. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-3-73-85

Введение

Одной из важнейших задач динамической аэроупругости, науки о взаимодействии упругого летательного аппарата (ЛА) с потоком воздуха, является предотвращение опасных автоколебаний в полете. Решение задачи проводится путем расчетно-экспериментальных исследований на разных этапах разработки ЛА. Применительно к беспилотным летательным аппаратам (БЛА) основным является определение границы (критической скорости) флаттера и границы устойчивости контура «упругий ЛА – система автоматического управления (САУ)».

На этапе проектирования, когда нет еще опытного образца ЛА или его агрегатов, определение модальных характеристик, в частности собственных частот, форм и обобщенных масс, проводится с помощью расчетной динамической схемы, разработанной по конструкторской документации. Отечественная и зарубежная практика показывает, что такого рода расчеты, включая выполненные на базе современных конечно-элементных программных комплексов, не дают достаточно точных значений модальных параметров упруго-массовой схематизации конструкции. Этим вызвана необходимость уточнения расчетов по данным наземных испытаний ЛА. Модальные испытания опытного экземпляра являются обязательными до начала летных

испытаний [1, 2]. После корректирования упруго-массовой расчетной схемы формируется модель для проведения исполнительных расчетов колебаний ЛА в полете в задачах исследования флаттера и аэроупругой устойчивости ЛА с САУ.

Проблемам, связанным с корректированием расчетной динамической схемы, посвящено довольно много работ. В частности, наиболее широко освещены подходы, связанные с корректированием конечных элементных моделей. Рассматриваются модельные конструкции, такие как пластины [3, 4] и рамы [5], а также реальные конструкции летательных и космических аппаратов. Например, подходы к корректированию расчетной динамической схемы применительно к самолетам, выполненным из традиционных металлов, обсуждаются в статьях [6], к самолетам, изготовленным из композиционных материалов, – в [7, 8], беспилотным летательным аппаратам – в [9]. Работы [10–12] посвящены корректированию конечных элементных моделей, предназначенных для описания динамического поведения конструкций (в том числе аэрокосмических конструкций) с заклепочными [10] и болтовыми [11, 12] соединениями.

Рассмотрим несколько подробнее работы, в которых предлагаются подходы, направленные на корректирование расчетной динамической схемы на основе метода конечных элементов по результатам наземных модальных испытаний, которые используются для

исследования флаттера летательного аппарата. В статье [6] описываются возможные подходы к исследованию флаттера самолета в отношении включения результатов наземных вибрационных испытаний, в том числе: 1) прямое использование результатов наземных вибрационных испытаний и 2) обновление расчетной модели конечных элементов конструкции самолета. Дается теоретическая основа методов корректирования расчетной модели, включая байесовскую оценку параметров и более общую оптимизацию с использованием мощных нелинейных градиентных методов. В [7] рассматривается проблема корректирования расчетной конечно-элементной модели в интересах исследования флаттера самолета с крылом большого удлинения, выполненного из композитного материала. В соответствии с результатами наземных модальных испытаний проведено корректирование расчетной конечно-элементной модели с использованием оптимизационных процедур на основе методов анализа чувствительности.

Следует отметить, что методы анализа чувствительности широко используются в задачах корректирования расчетных динамических моделей на основе результатов наземных модальных испытаний [3, 12–14].

Оригинальный подход к корректированию конечно-элементной модели самолета на основе результатов наземных модальных испытаний предложен в [8]. В этой статье представлен новый подход глобальной/локальной оптимизации для обновления конечно-элементной модели самолета, выполненного из композиционного материала по схеме «летающее крыло», в котором использовались данные испытаний на основе подсистем. Рассматриваются три этапа коррекции распределений массы и жесткостей при корректировании расчетной конечно-элементной модели самолета. Этапы I и II, т. е. локальная оптимизация, обновляют распределение массы для фюзеляжа и крыла самолета соответственно, чтобы привести их массовые характеристики в соответствие с данными испытаний. Распределение жесткостей крыла также корректируется на этапе II с использованием

результатов наземных модальных испытаний крыла. Первоначальная конечно-элементная модель самолета затем обновляется с использованием доступных экспериментальных массовых характеристик и результатов наземных модальных испытаний всего самолета. Итерации глобальной/локальной оптимизации продолжаются до тех пор, пока разница между данными испытаний и численными результатами по конечно-элементным моделям как полного самолета, так и его подсистем (фюзеляжа и крыльев) не станет меньше заданного значения.

В работе [15] рассматривается проблема корректирования расчетной динамической модели применительно к аэрокосмическим конструкциям, большинство физических свойств и граничных условий которых зависят от температуры. Предложен подход к обновлению расчетной динамической модели, учитывающий тепловые эффекты и неопределенности с использованием иерархической стратегии.

В конце краткого обзора работ, посвященных проблемам корректирования расчетной динамической схемы по результатам наземных модальных (вибрационных) испытаний, отметим работу, в которой объектом исследования является беспилотный летательный аппарат. Итак, в работе [9] дано построение конечно-элементной модели конструкции небольшого упругого БЛА. Работа посвящена получению простой модели проектирования, основанной на двухэтапной процедуре. На начальном этапе проводятся статические и динамические испытания крыльев. Эти эксперименты дают первые оценки свойств материала (например, жесткости) БЛА, на основе которых строится его конечно-элементная модель, состоящая из простых балочных элементов. На втором этапе исходная конечно-элементная модель корректируется с использованием модальных данных, извлеченных из наземных вибрационных испытаний БЛА. Далее решается оптимизационная задача с целью минимизации различия в модальных свойствах (частотах и формах) БЛА, полученных на основе расчетной модели, и экспериментальных данных.

Представленный обзор исследований, связанных с корректированием расчетной динамической схемы на основе результатов наземных модальных испытаний, указывает на актуальность данной темы исследования. В то же время существующие работы в первую очередь направлены на решение задач, связанных с изучением динамического поведения конструкций, в том числе флаттера. Недостаточно раскрыты вопросы корректирования расчетной динамической схемы на основе результатов наземных модальных испытаний в интересах решения проблем аэроупругости, которые особенно актуальны для беспилотных летательных аппаратов, оснащенных системами автоматического управления.

Целью данного исследования является разработка подходов к корректированию расчетной динамической схемы маневренных БЛА, в первую очередь классов «воздух – воздух» и «воздух – поверхность», на основе результатов наземных модальных испытаний в интересах решения задач флаттера и аэроупругой устойчивости БЛА с САУ.

Основные положения корректировки расчетной динамической схемы БЛА

Предметом или параметром близости данных эксперимента и скорректированной расчетной схемы могут быть такие интегральные характеристики конструкции, как собственные частоты, обобщенные массы системы без демпфирования или более локальные, собственные формы и частотные характеристики. О конструкционном демпфировании вопрос при корректировании расчетной динамической схемы не возникает, корректным источником его определения может быть лишь эксперимент.

Корректирование расчетной динамической схемы, упруго-массовой, традиционно проводится лишь по частотам: они, как правило, достаточно точно, хоть и косвенным образом, определяются в испытаниях. Это относится в основном к низшим тонам, кото-

рые могут влиять на критическую скорость флаттера. Задача корректирования, которую можно считать обратной задачей, не имеющей однозначного решения, является достаточно трудоемкой и не имеет разработанных алгоритмов. Однако можно отметить ряд приемов, используемых на практике, которые позволяют достигать удовлетворительных результатов.

Первое положение при этом заключается в том, что в числе исходных данных, определяемых по конструкторской документации, инерционные характеристики, как правило, являются более достоверными. В таком случае допустимо с целью улучшить сходимость расчетных и экспериментальных частот корректировать жесткостные данные.

Начальным шагом для первого тона, например изгиба корпуса, может быть изменение масштаба жесткости без изменения распределения жесткости по длине корпуса. Это реализуется в один шаг, но допустимо лишь при отсутствии явных особенностей в распределении жесткостей по корпусу, например наличие ослабленных мест.

Расхождение частот следующего тона, например второго изгиба корпуса, при этом изменится, и не обязательно в лучшую сторону. Поэтому необходимо повторное корректирование жесткостей, неизбежно ухудшающее предыдущие результаты. Таким образом процедура становится итерационной и число шагов определяется особенностями конструкции и опытом расчетчика. Корректируется как распределение жесткостей, так и их абсолютные значения. В ряде случаев имеются очевидные признаки, определяющие необходимость изменения жесткости в определенном месте и направлении, например в окрестности стыковочных узлов корпуса. Такой вариант существенно облегчает шаги корректирования.

Имеется общее правило очевидного характера. Изменение жесткости для определенного тона предпочтительнее делать в наиболее нагруженном месте, то есть в окрестности пучности на форме. Для участков конструкции планера БЛА, имеющих сосредоточенные жесткости, в первую оче-

редь для органов управления, задача несколько упрощается тем, что сводится к изменению жесткости двух-трех пружин с известным расположением. В любом случае изменение жесткости должно быть ограничено разумными пределами, а целью корректирования не должно быть нулевое расхождение в частотах.

Также традиционно следующим шагом, практически важным, является сравнение собственных форм. Обычно они сравниваются качественно, «по внешнему виду», по числу узлов или расположению узловых линий на поверхности. Можно предполагать, что корректирование по собственным частотам приблизит и расчетные собственные формы к экспериментальным, хотя формальных оснований для этого нет.

Критерием для количественного сравнения собственных форм являются величины обобщенных масс конструкции, которые представляют собой такой же интегральный параметр, как и собственные частоты. Поясним это утверждение на примере колебательной системы с одной степенью свободы, содержащей груз массой m на пружине жесткостью k . На рис. 1 в физических координатах m, k представлена зависимость собственной частоты ω_0 от параметров данной колебательной системы. Величина собственной частоты определяет лишь наклон прямой, все точки которой относятся к разным парам масс и жесткостей, то есть разным колебательным системам. Дополнение собственной

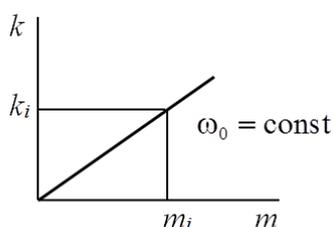


Рис. 1. Зависимость собственной частоты от параметров колебательной системы с одной степенью свободы

Fig. 1. Dependence of the natural frequency on the parameters of the oscillating system with one degree of freedom

частоты значением массы (или жесткости) выделяет точку на прямой, координаты которой m_i, k_i однозначно указывают на конкретную колебательную систему с одной степенью свободы.

Двумя интегральными количественными критериями, собственной частотой и массой (или жесткостью), исчерпываются данные для идентификации. Однако в общем случае этих критериев недостаточно. В частности, важнейшим является отношение перемещений, определяемых по собственной форме первого тона изгиба корпуса в сечениях оси вращений руля, $y_{o,вр}$, и установки датчиков САУ, $y_{САУ}$. Отношение является множителем амплитудно-частотной характеристики (АЧХ) и фазово-частотной характеристики (ФЧХ) контура стабилизации (КС), которым определяется устойчивость системы «упругий ЛА – САУ» в полете. Увеличение этого отношения, например, вдвое, снижает двойной запас устойчивости КС до нуля, т. е. до границы автоколебаний. Этот пример показывает необходимость количественного сравнения форм и соответствующего корректирования расчета.

Локальными количественными характеристиками собственных форм являются положения узлов изгибного тона на оси корпуса, отношение амплитуд или наклон узловой линии на поверхности органа управления. Попытка дополнить корректирование по частотам еще и количественным сравнением форм серьезно усложняет задачу, поэтому корректирование с локальным сравнением форм может относиться лишь к важнейшим тонам, которыми определяется граница автоколебаний. Процедура в этом случае является итерационной, с учетом погрешности измерения при испытаниях. Получить однозначный алгоритм, как и для случая частот, здесь также невозможно.

Возможным критерием близости результатов расчета и эксперимента является величина $\left[(\Delta m_{0j})^2 + (\Delta \omega_j)^2 \right]$ на плоскости (m_0, ω) , где $\Delta m_{0j} = m_{0j}^p - m_{0j}^3$; $\Delta \omega_j = \omega_j^p - \omega_j^3$ [16]. Вели-

чины m_{0j}^p, m_{0j}^3 представляют собой обобщенные массы, а величины ω_j^p, ω_j^3 – собственные частоты, полученные соответственно расчетным или экспериментальным способами (j – номер тона собственных колебаний).

Удобнее минимизировать критерий близости результатов расчета и эксперимента в виде безразмерной величины

$$R_{m,\omega}^2 = \left(h_1 \frac{\Delta m_{0j}}{m_{0j}^3} \right)^2 + \left(\frac{\Delta \omega_j}{\omega_j^3} \right)^2, \quad (1)$$

представляющей собой сумму квадратов разностей двух относительных параметров. Поскольку погрешность расчета собственной частоты $\sigma\omega$ меньше погрешности расчета обобщенной массы σm_0 ($\sigma\omega < \sigma m_0$), в критерий введен весовой коэффициент $h_1 < 1$. Если в рассматриваемой колебательной системе присутствуют два близких по частоте и сильно взаимодействующих тона, корректирование расчетной схемы следует выполнять с учетом характеристик обоих тонов.

Характеристики конструкционного демпфирования, которые также необходимы в части расчетов, определяются лишь экспериментально одним значением для каждого тона, как правило логарифмическим декрементом колебаний. Его применение для расчетной схемы в нормальных координатах предельно просто, для каждого тона используется соответствующая экспериментальная величина. Ситуация с расчетной схемой в методе конечных элементов сложнее, поскольку большой массив исходных данных является общим для всех тонов, а переход к нормальным координатам возникает лишь в процессе расчета. Следует учитывать сравнительно большую погрешность (и нестабильность) в определении характеристик демпфирования, упрощенный вид их представления и, как правило, зависимость от амплитуды. Последнее касается и частот из-за нелинейности свойств конструкции, особенно органов управления. Поэтому основной объем расчетов, по существу, относится к выбранным определенным амплитудам.

Особенности корректирования расчетной динамической схемы при исследовании аэроупругой устойчивости БЛА с САУ

Наиболее очевидным параметром являются частотные характеристики при исследовании устойчивости КС на частотах упругих колебаний БЛА. Частотный критерий устойчивости замкнутого контура по частотным характеристикам разомкнутого включает множителем характеристики корпуса как одного из звеньев (рис. 2). Поэтому запас устойчивости, например по модулю, определяется АЧХ каждого звена контура, в том числе и корпуса ЛА. При измерении с включенными, но заторможенными рулевыми приводами (с нулевыми сигналами на входах), АЧХ и ФЧХ от силы на рулях или от силы на корпусе в сечении осей вращения рулей практически не отличаются. В любом варианте допустимые отличия при корректировании однозначно совпадают с допустимым разбросом, например АЧХ полного разомкнутого контура. Тем самым при больших запасах устойчивости отличие расчетной и экспериментальной АЧХ допускается сравнительно большое.

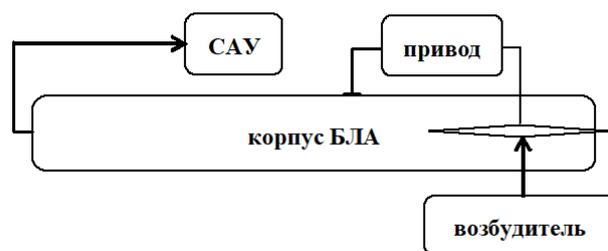


Рис. 2. Звенья разомкнутого контура стабилизации БЛА

Fig. 2. Elements of the open loop of UAV stabilization

Рассматриваемые БЛА являются, как правило, осесимметричными и, как уже отмечалось, имеют крылья малого (сверхмалого) удлинения или не имеют их вообще (бескрылая схема). Крылья таких БЛА имеют высокие собственные частоты (как правило, в несколько раз превышающие частоту собственных

изгибных колебаний корпуса БЛА по первому тону). Динамические свойства таких высокоскоростных маневренных БЛА, которые необходимо учитывать при проектировании системы стабилизации САУ, характеризуются передаточными функциями по изгибу. Поэтому при формировании контура системы стабилизации и выбора его основных параметров можно ограничиться рассмотрением динамических свойств упругого корпуса БЛА.

Колебательная система «упругий БЛА» считается линейной; для такой системы при-

менимо правило суперпозиции, т. е. передаточная функция БЛА по входному воздействию (углу отклонения руля) в точке измерения (установке датчика) представляет собой сумму передаточной функции жесткого БЛА и динамической реакции упругого БЛА.

Передаточные функции жесткого БЛА как объекта управления в канале тангажа по угловой скорости ω и линейному ускорению W (в местах установки датчика угловой скорости (ДУС) и датчика линейных ускорений (ДЛУ)) имеют вид

$$W_{\omega}(p)|_{x_{\text{ДУС}}} = \frac{\omega}{\delta} \Big|_{x_{\text{ДУС}}} = \mp k_p \frac{1 + T_{1c}p}{1 + 2\xi_p T_p p + T_p^2 p^2}; \quad (2)$$

$$W_W(p)|_{x_{\text{ДЛУ}}} = \frac{W}{\delta} \Big|_{x_{\text{ДЛУ}}} = \mp V k_p \frac{1}{1 + 2\xi_p T_p p + T_p^2 p^2}, \quad (3)$$

где

$$k_p = \frac{a_3 a_4}{a_2 + a_1 a_4}; \quad T_{1c} = \frac{1}{a_4}; \quad \xi_p = \frac{a_1 + a_4}{2\sqrt{a_2 + a_1 a_4}}; \quad T_p = \frac{1}{\sqrt{a_2 + a_1 a_4}}; \quad a_1 = -\frac{m_z^{\omega} q S L^2}{I_z};$$

$$a_2 = -\frac{c_y^{\alpha} (\bar{x}_m - \bar{x}_d) q S L}{I_z}; \quad a_3 = \mp \frac{c_y^{\delta} (\bar{x}_m - \bar{x}_p) q S L}{I_z}; \quad a_4 = \frac{c_y^{\alpha} q S}{mV} + \frac{P}{mV};$$

V, q – скорость и скоростной напор БЛА; m_z^{ω} – производная коэффициента момента демпфирования; $c_y^{\alpha}, c_y^{\delta}$ – производные коэффициента подъемной силы БЛА по углам атаки α и отклонения руля δ ; P – тяга двигателя; $\bar{x}_m, \bar{x}_d, \bar{x}_p$ – координаты центра масс, центра давления и оси вращения руля, отнесенные к длине БЛА L ; m, I_z, S – масса, момент инерции и характерная площадь БЛА. В приведенных выражениях знак «минус» соответствует нормальной аэродинамической схеме, знак «плюс» – аэродинамической схеме «утка».

Передаточные функции, определяемые выражениями (2), (3), получены при условиях пренебрежения подъемной силой на рулях (ввиду ее малости в сравнении с подъемной силой БЛА) и без учета кориолисова ускорения, возникающего при вращении БЛА от воздействия истекающей реактивной струи двигателя. С учетом изгибных колебаний по первому и второму тону корпуса полные передаточные функции БЛА запишутся в следующем виде [17]:

– передаточная функция БЛА по угловой скорости в месте установки ДУС

$$W_{\omega}(p)|_{x_{\text{ДУС}}} = \frac{\omega(p)}{\delta(p)} \Big|_{x_{\text{ДУС}}} = \mp k_p \frac{1 + T_{1c}p}{1 + 2\xi_p T_p p + T_p^2 p^2} + \sum_{i=1}^2 \frac{p(k_{i1} + k_{i2} p^2)}{1 + 2\xi_i T_i p + T_i^2 p^2};$$

– передаточная функция БЛА по линейному ускорению в месте установки ДЛУ

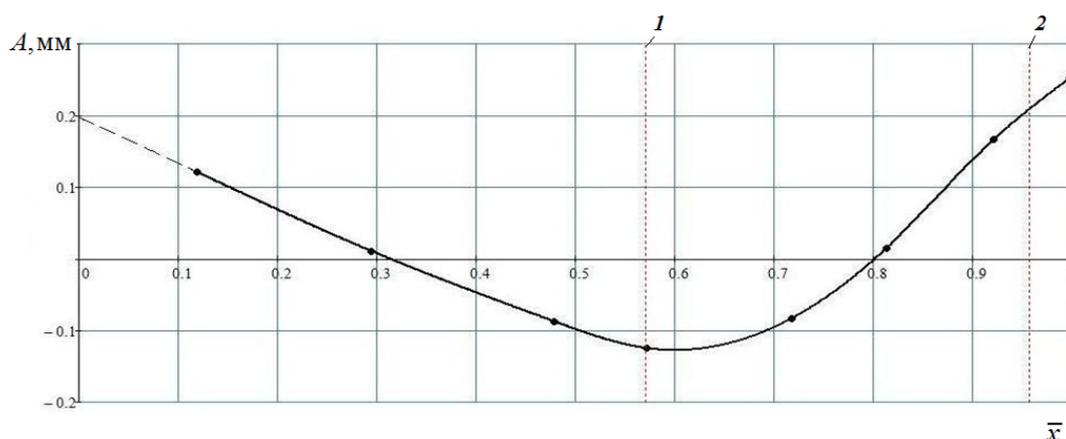


Рис. 3. Собственная форма первого тона изгиба корпуса БЛА:

1 – сечение корпуса с датчиками САУ; 2 – сечение корпуса, соответствующее положению оси вращения рулей

Fig. 3. Eigenmode of the first mode for UAV hull bending:

1 – hull cross section with ACS sensors; 2 – hull section corresponding to the position of the control rotation axis

$$W_w(p)|_{x_{длв}} = \frac{W(p)}{\delta(p)}|_{x_{длв}} = \mp V k_p \frac{1 + 2\xi_w T_w p + T_w^2 p^2}{1 + 2\xi_p T_p p + T_p^2 p^2} + \sum_{i=1}^2 \frac{k_i^w p^2}{1 + 2\xi_i T_i p + T_i^2 p^2}.$$

В данных выражениях:

k_{i1}, k_i^w – безразмерные коэффициенты, учитывающие воздействие на изгибные колебания БЛА (соответственно по первому и второму тону) нормальной силы, возникающей при отклонении рулей:

$$k_{i1} = \frac{Y^\delta f_i'(x_{длв}) f_i(x_p)}{m_i \omega_i^2};$$

$$k_i^w = \frac{Y^\delta f_i(x_{длв}) f_i(x_p)}{m_i \omega_i^2};$$

k_{i2} – коэффициенты, учитывающие воздействие на изгибные колебания БЛА (соответственно по первому и второму тону) инерционного момента, возникающего при отклонении рулей:

$$k_{i2} = \frac{I_p f_i'(x_{длв}) f_i'(x_p)}{m_i \omega_i^2};$$

ξ_i – коэффициенты демпфирования изгибных колебаний конструкции корпуса (по первому и второму тону), связанные с соот-

ветствующими логарифмическими декрементами колебаний V_i соотношениями $\xi_i = \frac{V_i}{2\pi}$;

$$T_i = 1/\omega_i;$$

Y^δ – производная подъемной силы БЛА по углу отклонения руля;

I_p – суммарный момент инерции рулей (например, для схемы «+» момент пары рулей) в общем случае с учетом инерционности рулевого привода;

$$m_i = \int_0^L m(x) f_i^2(x) dx \text{ – приведенные массы}$$

БЛА по первому и второму тону колебаний; $m(x)$ – распределенная по длине масса БЛА;

$\omega_i, f_i(x), f_i'(x)$ – круговые частоты, формы и производные форм собственных колебаний БЛА по первому и второму тонам.

В задаче исследования аэроупругой устойчивости БЛА с САУ, как и в задаче расчета на флаттер БЛА, существенными являются близость частот корпуса и органа управления, а также форма изгиба корпуса (представлена на рис. 3 в осях: амплитуда A – относительная координата вдоль оси корпу-

са \bar{x}). Однако в отличие от задачи флаттера форма изгиба корпуса определяется положением не только узла, ближайшего к оси вращения рулей (параметром $f_i(x_p)$), но и узла, ближайшего к сечению корпуса с датчиками САУ. Поэтому важными параметрами для корректирования расчетной динамической схемы являются $f_i(x_{ДЛУ})$, $f_i'(x_{ДУС})$ – форма и производная формы изгиба корпуса БЛА в месте расположения датчиков САУ.

Пример корректирования расчетной динамической схемы

Рассмотрим пример корректировки расчетной динамической схемы высокоманевренного БЛА на основе результатов наземных модальных испытаний. Беспилотный летательный аппарат имеет обычную аэродинамическую конфигурацию с крестообразным расположением аэродинамических рулей. Беспилотный летательный аппарат оснащен системой стабилизации с двумя обратными связями: по угловой скорости и линейному ускорению. Для таких БЛА, как отмечалось выше, наряду с флаттером характерна потеря аэроупругой устойчивости БЛА с САУ. Датчики САУ (ДУС и ДЛУ) находятся в одном блоке (в одном сечении корпуса БЛА). Для достоверного определения границ устойчивости необходимо уточнить расчетную передаточную функцию упругого БЛА, полученную с использованием конечно-элементной модели на основе результатов наземных модальных испытаний. Как отмечалось выше, важно не только хорошее совпадение собственных частот колебаний, но и близость собственных форм, особенно в сечении корпуса БЛА с датчиками САУ.

Для экспериментального определения частот и форм собственных колебаний использовался специальный стенд [18]. Стенд включает силовозбудители (возбудители электродинамического типа в комплекте с усилителями мощности фирмы TMS, США); средства измерения параметров колебаний (акселерометры и импедансные головки фирмы

PCB Piezotronics); управляющий программно-аппаратный комплекс, состоящий из персонального компьютера, системы измерения и управления в реальном времени CompactRIO (National Instruments, США) и программного обеспечения для управления испытаниями; порталы для упругой подвески БЛА. С помощью этого стенда были проведены модальные испытания БЛА (точнее, габаритно-весовой модели, жесткость и массово-инерционные характеристики которой совпадают с полномасштабным БЛА). В частности, были определены характеристики изгибных колебаний корпуса БЛА по 1 и 2-му тону. Для возможности сравнения расчетных и экспериментальных данных формы собственных колебаний, найденные экспериментально, были нормированы таким же образом, как и расчетные.

Коррекция конечно-элементной модели БЛА проводилась с использованием критерия (1). Критерий близости результатов расчета и эксперимента (h_1 предполагается равным 1) на каждом этапе процесса корректировки расчетной схемы определялся как для каждого из анализируемых тонов колебаний, так и общий для них обоим. В то же время на каждом этапе отслеживалось отсутствие ухудшения значений изгибных форм в поперечном сечении корпуса БЛА, в котором расположены датчики САУ. Результаты корректировки представлены в табл. 1. В таблице приведены обобщенные массы и собственные частоты изгибных колебаний корпуса БЛА по 1 и 2-му тону, полученные в результате обработки экспериментальных данных (первая строка с заголовком «Экспериментальные» в столбце «Тип данных» и те же параметры расчетной динамической модели, скорректированные шаг за шагом с целью минимизации критерия (1) (последующие строки таблицы с заголовком «Расчетные» в том же столбце).

Пошаговый процесс корректирования распределения жесткостей вдоль корпуса БЛА (с указанием номеров итераций) показан на рис. 4. Изменение физических параметров сказывалось, хотя и в разной степени, на ди-

Таблица 1
Table 1

Результаты корректировки расчетной динамической схемы
The results of revising the computational dynamic scheme

Тип данных	Номер итерации	Обобщенные массы, кг м ²		Собственные частоты, Гц		Критерий (1)
		1-й тон	2-й тон	1-й тон	2-й тон	
Экспериментальные	–	25,03548	4,15003	44,37	123,40	–
Расчетные	0	25,41704	3,90324	45,22	125,68	0,000411793
Расчетные	1	24,96875	4,06949	44,59	124,14	0,000063079
Расчетные	2	24,74110	4,10589	44,62	123,52	0,000035234
Расчетные	3	24,72235	4,11829	44,33	123,44	0,000029396
Расчетные	4	24,78914	4,11512	44,43	123,43	0,000003433
Расчетные	5	24,86000	4,12423	44,35	123,41	0,000001065

намических характеристиках рассмотренных тонов колебаний, но практически не влияло на другие тона. Как показано на рис. 4, первый шаг в процессе корректирования был эффективным с точки зрения коррекции характеристик первого тона изгибных колебаний корпуса БЛА и неэффективен с точки зрения коррекции характеристик второго тона. Это было связано с выбором для корректирования расчетной динамической схемы жесткости вблизи пучности первого тона изгибных колебаний корпуса БЛА. Противоположный результат был получен на второй итерации коррекции расчетной динамической схемы, что было обусловлено выбором жесткости теперь вблизи пучности второго тона изгибных колебаний корпуса БЛА. Последующие аппроксимации показали быструю сходимость процесса корректирования расчетной динамической схемы БЛА.

Таким образом, в соответствии с рассмотренным подходом за небольшое число итераций n удалось скорректировать на основе результатов наземных модальных испытаний расчетную динамическую схему БЛА в интересах решения задач аэроупругости, в частности для исследования аэроупругой устойчивости БЛА с САУ.

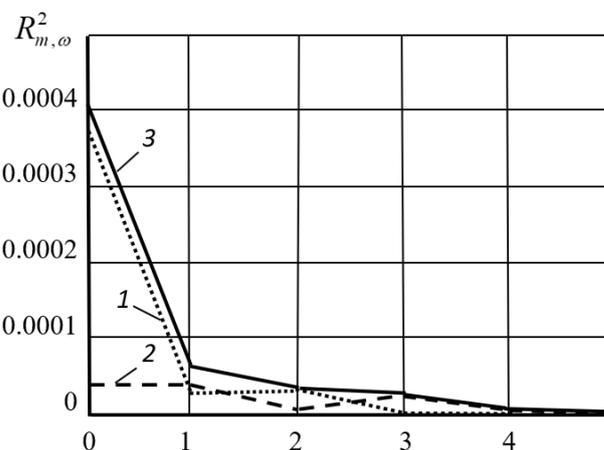


Рис. 4. Зависимость критерия (1) от номера итерации:
1 – 1-й тон, 2 – 2-й тон, 3 – оба тона
Fig. 4. Dependence of the criterion (1) on the iteration number: 1 – 1st mode, 2 – 2nd mode, 3 – both modes

Заключение

Рассмотрена задача корректирования расчетной динамической схемы БЛА по результатам наземных модальных испытаний в интересах решения задач динамической аэроупругости, относящихся к оценке устойчивости контура «упругий ЛА – САУ» и безопасности от флаттера.

На этапе проектирования, когда нет еще опытного образца БЛА или его агрегатов, определение модальных характеристик, а именно

собственных частот, форм и обобщенных масс, проводится с помощью расчетной динамической схемы, разработанной по конструкторской документации. Такая динамическая схема не дает достоверных модальных параметров упруго-массовой модели конструкции. В связи с этим необходимо корректирование расчетов по данным наземных испытаний БЛА.

Варианты корректирования расчетной динамической схемы относятся к собственным частотам, формам, обобщенным массам и частотным характеристикам, в частности к квадратичным критериям. Независимо от этого имеется необходимость корректирования по экспериментальным частотным характеристикам корпуса БЛА от сечения, соответствующего положению оси вращения рулей, до сечения, соответствующего установке датчиков САУ. Это связано с тем, что упругий корпус как звено входит в состав контура стабилизации БЛА и существенно влияет на величину его запасов устойчивости по модулю и по фазе (при частотном критерии устойчивости).

Рассмотрен пример корректировки динамической схемы маневренного крестокрылового БЛА на основе результатов наземных модальных испытаний с целью решения задач аэроупругой устойчивости БЛА с САУ.

Список литературы

1. Хейлен В., Ламменс С., Сас П. Модальный анализ: теория и испытания / Пер. с англ. В.С. Межина, Н.А. Невзорского. М.: Новатест, 2010. 319 с.
2. Карклэ П.Г., Смыслов В.И. Модальные испытания летательных аппаратов и воспроизведение силовых воздействий. М.: Техносфера, 2017. 156 с.
3. Jayanthan M., Srinivas V. Structural damage identification based on finite element model updating // Journal of Mechanical Engineering and Automation. 2015. Vol. 5, no. 3B. Pp. 59–63. DOI: 10.5923/c.jmea.201502.12
4. Bahari A.R. Finite element modelling and updating of a thin plate structure using normal mode analysis / A.R. Bahari, M.A. Yunus, M.N.A Rani, W.I.I. Mirza, M.A.S. Aziz Shah, Z. Yahya [Электронный ресурс] // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, (ICCEM 2020) June 2020, Selangor, Malaysia, 2021. Vol. 1062, ID: 012059. DOI: 10.1088/1757-899X/1062/1/012059 (дата обращения: 05.06.2021).
5. Shabbir F., Omenzetter P. Model updating using genetic algorithms with sequential niche technique // Engineering Structures. 2016. Vol. 120. Pp. 166–182. DOI: 10.1016/j.engstruct.2016.04.028
6. Cecrdle J. Updating of aircraft structure dynamic model to ground vibration test results // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS-2014). Russia, St.Petersburg, 7–12 September 2014. 7 p.
7. Kim S.-Y. Modal test and finite element model update of aircraft with high aspect ratio wings // Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering. 2012. Vol. 22, iss. 5. Pp. 480–488. DOI: 10.5050/KSNVE.2012.22.5.480
8. Zhao W. Component data assisted finite element model updating of composite flying-wing aircraft using multi-level optimization / W. Zhao, A. Gupta, C.D. Regan, J. Miglani, R.K. Kapania, P.J. Seiler [Электронный ресурс] // Aerospace Science and Technology. 2019. Vol. 95. ID: 105486. DOI: 10.1016/j.ast.2019.105486 (дата обращения: 05.06.2021).
9. Gupta A. Updating a finite element based structural model of a small flexible aircraft / A. Gupta, C.P. Moreno, H. Pfifer, G.J. Balas // AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference. Florida, Kissimmee, 5–9 January 2015. 14 p. DOI: 10.2514/6.2015-0903
10. Yunus M.A. Finite element model updating of riveted joints of simplified model aircraft structure / M.A. Yunus, M.N.A. Rani, M.S.M. Sani, M.A.S. Aziz Shah [Электронный ресурс] // AIP Conference Proceedings, 2018. Vol. 1952, iss. 1. ID: 020013. DOI: 10.1063/1.5031975 (дата обращения: 05.06.2021).
11. Omar R., Rani M.N.A., Yunus M.A. Representation of bolted joints in a structure using finite element modelling and model updating // Journal of Mechanical Engineering and Sciences. 2020. Vol. 14, no. 3. Pp. 7141–7151. DOI: 10.15282/jmes.14.3.2020.15.0560

12. Omar R., Rani M.N.A., Yunus M.A. и др. Improvement in the accuracy of the dynamic behaviour prediction of a bolted structure using a simplified finite element model and model updating [Электронный ресурс] // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2021. Vol. 1041. ID: 012051. DOI: 10.1088/1757-899X/1041/1/012051 (дата обращения: 05.06.2021).

13. Arras M., Coppotelli G. Finite-element structural updating using frequency response functions [Электронный ресурс] // Journal of Aircraft. 2015. Vol. 52, no. 5. Pp. 1–15. DOI: 10.2514/1.C032964 (дата обращения: 05.06.2021).

14. Luo H. Finite element model updating of satellite sailboard based on sensitivity analysis / H. Luo, W. Wang, J. Fu, L. Jiao [Электронный ресурс] // Shock and Vibration. 2019. Vol. 2019. ID: 4547632. DOI: 10.1155/2019/4547632 (дата обращения: 05.06.2021).

15. He C. Stochastic dynamic model updating of aerospace thermal structure with a hierarchical framework / C. He, Z. Li, H. He, J. Wang [Электронный ресурс] // Wang Mechanical Systems and Signal Processing. 2021. Vol. 160. ID: 107892. DOI: 10.1016/j.ymsp.2021.107892 (дата обращения: 05.06.2021).

16. Кузнецов О.А., Смыслов В.И. Опыт корректирования расчетной динамической схемы по результатам резонансных испытаний // Ученые записки ЦАГИ. 1979. Т. 10, № 6. С. 99–112.

17. Parafes' S., Turkin I. Consideration of aeroservoelasticity requirements in the development of highly maneuverable unmanned aerial vehicle [Электронный ресурс] // 18th International Conference «Aviation and Cosmonautics» (AviaSpace-2019): IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2020. Vol. 868, iss. 1. ID: 012038. 9 p. DOI: 10.1088/1757-899X/868/1/012038 (дата обращения: 05.06.2021).

18. Парафесь С.Г., Туркин И.К. Актуальные задачи аэроупругости и динамики конструкций высокоманевренных беспилотных летательных аппаратов. М.: Издательство МАИ, 2016. 184 с.

References

1. Heylen, W., Lammens, S. & Sas, P. (1997). *Modal Analysis Theory and Testing*. Leuven, Belgium, KUL Press, 340 p.

2. Karkle, P.G. & Smyslov, V.I. (2017). *Modal tests of aircraft and reproduction of force actions*. Moscow: Technospfera, 156 p. (in Russian)

3. Jayanthan, M. & Srinivas, V. (2015). *Structural damage identification based on finite element model updating*. Journal of Mechanical Engineering and Automation, vol. 5, no. 3B, pp. 59–63. DOI: 10.5923/c.jmea.201502.12

4. Bahari, A.R., Yunus, M.A., Rani, M.N.A., Mirza, W.I.I., Aziz Shah, M.A.S. & Yahya, Z. (2021). *Finite element modelling and updating of a thin plate structure using normal mode analysis*. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering (ICCEM 2020) 25 –26 June 2020, Selangor, Malaysia, vol. 1062, ID: 012059. DOI: 10.1088/1757-899X/1062/1/012059 (accessed: 05.06.2021).

5. Shabbir, F. & Omenzetter, P. (2016). *Model updating using genetic algorithms with sequential niche technique*. Engineering Structures, vol. 120, pp. 166–182. DOI: 10.1016/j.engstruct.2016.04.028

6. Ceardle, J. (2014). *Updating of aircraft structure dynamic model to ground vibration test results*. 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS-2014). Russia, St.Petersburg, 7–12 September, 7 p.

7. Kim, S.-Y. (2012). *Modal test and finite element model update of aircraft with high aspect ratio wings*. Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, vol. 22, issue 5, pp. 480–488. DOI: 10.5050/KSNVE.2012.22.5.480

8. Zhao, W., Gupta, A., Regan, C.D., Miglani, J., Kapania, R.K. & Seiler, P.J. (2019). *Component data assisted finite element model updating of composite flying-wing aircraft using multi-level optimization*. Aerospace Science and Technology, vol. 95, ID: 105486. DOI: 10.1016/j.ast.2019.105486 (accessed: 05.06.2021).

9. Gupta, A., Moreno, C.P., Pfifer, H. & Balas, G.J. (2015). *Updating a finite element based structural model of a small flexible aircraft*. AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, Kissimmee, Florida, 5–9 January, 14 p. DOI: 10.2514/6.2015-0903
10. Yunus, M.A., Rani, M.N.A., Sani, M.S.M. & Aziz Shah, M.A.S. (2018). *Finite element model updating of riveted joints of simplified model aircraft structure*. AIP Conference Proceedings, vol. 1952, issue 1. ID: 020013. DOI: 10.1063/1.5031975 (accessed: 05.06.2021).
11. Omar, R., Rani, M.N.A. & Yunus, M.A. (2020). *Representation of bolted joints in a structure using finite element modelling and model updating*. Journal of Mechanical Engineering and Sciences, vol. 14, no. 3, pp. 7141–7151. DOI: 10.15282/jmes.14.3.2020.15.0560
12. Omar, R., Rani, M.N.A., Yunus, M.A. et al. (2021). *Improvement in the accuracy of the dynamic behaviour prediction of a bolted structure using a simplified finite element model and model updating*. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, vol. 1041, ID: 012051. DOI: 10.1088/1757-899X/1041/1/012051 (accessed: 05.06.2021).
13. Arras, M. & Coppotelli, G. (2015). *Finite-element structural updating using frequency response functions*. Journal of Aircraft, vol. 52, no. 5, pp. 1–15. DOI: 10.2514/1.C032964 (accessed: 05.06.2021).
14. Luo, H., Wang, W., Fu, J. & Jiao, L. (2019). *Finite element model updating of satellite sailboard based on sensitivity analysis*. Shock and Vibration, vol. 2019, ID: 4547632. DOI: 10.1155/2019/4547632 (accessed: 05.06.2021).
15. He, C., Li, Z., He, H. & Wang, J. (2021). *Stochastic dynamic model updating of aerospace thermal structure with a hierarchical framework*. Mechanical Systems and Signal Processing, vol. 160, ID: 107892. DOI: 10.1016/j.ymssp.2021.107892 (accessed: 05.06.2021).
16. Kuznetsov, O.A. & Smyslov, V.I. (1979). *Correction experience of design dynamic scheme according to results of resonance tests*. Uchenyye zapiski TsAGI, vol. 10, no. 6, pp. 99–112. (in Russian)
17. Parafes', S. & Turkin, I. (2020). *Consideration of aeroservoelasticity requirements in the development of highly maneuverable unmanned aerial vehicle*. 18th International Conference "Aviation and Cosmonautics" (AviaSpace-2019): IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, vol. 868, issue 1, ID: 012038, 9 p. DOI: 10.1088/1757-899X/868/1/012038 (accessed: 05.06.2021).
18. Parafes', S.G. & Turkin, I.K. (2016). *Current problems of aeroelasticity and dynamics of highly maneuverable unmanned aircrafts' structures*. Moscow: Izdatelstvo MAI, 184 p. (in Russian)

Сведения об авторе

Парафесь Сергей Гаврилович, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры проектирования и прочности авиационно-ракетных и космических изделий Московского авиационного института (национального исследовательского университета), s.parafes@mail.ru.

Information about the author

Sergey G. Parafes', Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Professor of the Design and Strength of Aviation Rocket and Space Products Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), s.parafes@mail.ru.

Поступила в редакцию 10.03.2022
Принята в печать 24.05.2022

Received 10.03.2022
Accepted for publication 24.05.2022