МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ УКРАИНЫ

Киевский институт инженеров гражданской авиации

На правах рукописи

КРЕЕРЕНКО СЕРГЕЙ СЕРГЕЕВИЧ

МОДЕЛИРОВАНИЕ И ИДЕНТИФИКАЦИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВОЗДУШНЫХ СУДОВ С УЧЕТОМ УПРУГОСТИ КОНСТРУКЦИИ

Специальность 05.13.01 - Управление
в технических системах

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

КИЕВ 1993

Работа выполнена в Киевском институте инженеров гражданской авиации.

Научный руководитель - кандидат технических наук, доцент Синеглазов В. М.

Официальные оппоненты - доктор технических наук, профессор Блохин Л. Н., кандидат технических наук, старший научный сотрудник Архипов А. Е.

Ведущее предприятие - указано в решении Специализированного совета.

Защита состоится "23" июня 1993 г. в 14^30 часов на заседании Специализированного совета К.072.04.02 в Киевском институте инженеров гражданской авиации по адресу: 252001, Киев, ГСП, пр. Космонавта Комарова, 1, корпус 9, ауд. 308.

Ваш отзыв в одном экземпляре, заверенный печатью, просим выслать по указанному адресу.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке института.

Автореферат разослан "____"_________ 1993 г.

Ученый секретарь Совета,
кандидат технических наук Васк. А. Г. Васкаковь.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

АКТУАЛЬНОСТЬ.

Современный этап развития авиации характеризуется созданием новых образцов летательных аппаратов, обладающих высокими экономическими и тактико-техническими характеристиками. Среди множества тенденций, направленных на повышение этих характеристик можно выделить рост габаритов транспортных и пассажирских самолетов и применение принципиально новых систем управления, обеспечивающих высокий уровень автоматизации управления. Развитие систем управления и повышение надежности автоматических устройств, прогресс в области бортовых цифровых вычислительных машин (БЦВМ) открыли новый путь. Теперь нужные характеристики могут обеспечиваться и активными силами, которые вызываются автоматически управляемыми рулями. Поэтому в настоящее время облик летательных аппаратов различного назначения, в первую очередь самолетов, определяется не только их аэродинамической компоновкой, но и системами управления. Все это приводит к появлению новой комплексной проблемы:

1. Сертификация воздушного судна.

2. Решение задач прочности: расчет нагрузок в сечениях конструкции при полете в турбулентной атмосфере и связанный с этим расчет характеристик усталостной долговечности.

3. Разработка или синтез бортовой системы управления полетом, составной частью которой является система автоматического демпфирования упругих колебаний конструкции ВС.

Эта проблема предъявляет высокие требования к системным исследованиям. Одной из составных частей этих исследований является создание математической модели упругих колебаний конструкции воздушного судна (ВС), при его возмущенном движении в турбулентной атмосфере, позволяющей в комплексе решать выше приведенные задачи.

Рост габаритов ВС и повышение уровня автоматизации управления оказывают существенное влияние на условия применения гидравлических следящих приводов систем управления. Ужесточение требований к функциональным характеристикам следящих приводов, обусловленное качественно новым уровнем автоматизации управления, требует повышения точности динамического анализа приводов при проектировании систем управления современных ВС.

Актуальность темы исследования заключается в необходимости разработки методики динамического анализа упругих колебаний конструкции ВС с учетом динамики гидравлических следящих рулевых приводов и методики идентификации основных параметров этой модели по результатам экспериментов.

ЦЕЛЬ РАБОТЫ:

Разработать математическую модель возмущенного движения "упругая конструкция ВС - рулевые гидропривода - упругие управляющие органы" и расчет (оценка) на ее основе упругих деформаций, динамических нагрузок в сечениях, характеристик усталостной долговечности, упруго-массовых характеристик.

Для достижения поставленной цели решен следующие задачи:

1. Разработана математическая модель системы "упругая конструкция ВС - рулевые гидропривода - упругие управляющие органы" при балочной схематизации конструкции ВС.

2. Разработан численный алгоритм решения системы уравнений, представляющей математическую модель исследуемой системы.

3. Предложен алгоритм расчета внутренних усилий в конструкции ВС и характеристик усталостной долговечности при его динамическом нагружении в условиях турбулентной атмосферы.

4. Разработан алгоритм идентификации коэффициентов упруго-массовых характеристик системы обыкновенных дифференциальных уравнений, полученных редуцированием исходной системы дифференциальных уравнений в частных производных, составляющих математическую модель исследуемой системы, на основе результатов наземных частотных испытаний конструкции.

5. Разработана методика количественной оценки степени устойчивости рулевого привода по переходным процессам, полученным численным моделированием;

НАУЧНАЯ НОВИЗНА.

- разработана математическая модель упругих колебаний конструкции воздушного судна с учетом динамики рулевых гидроприводов и упругости управляющих органов.

- проведено сравнение методов Фурье , конечных элементов и конечных разностей применительно к решению тестовой задачи о вынужденных крутильных колебаниях консольной балки с единичными параметрами;

- разработан численный алгоритм на основе метода конечных разностей для решения уравнений, составляющих математическую модель исследуемой системы;

- сформулирована и решена задача идентификации упруго-массовых характеристик системы упругих балок, схематизирующих воздушное судно.

- предложена методика определения внутренних сил и моментов характеристик усталостной долговечности по результатам численного моделирования.

ПРАКТИЧЕСКАЯ ЦЕННОСТЬ.

Предлагаемые методы численного моделирования и идентификации возмущенного движения системы "упругая конструкция ВС - рулевые гидропривода - упругие управляющие органы" и расчета на основе результатов моделирования упругих деформаций, динамических нагрузок в сечениях, характеристик усталостной долговечности, упруго-массовых характеристик, доведены до уровня пакета программ, применение которого на практике позволяет повысить информативность и эффективность проектирования авиационной техники, сократить объем стендовых и натурных испытаний, заменив их моделированием.

АПРОБАЦИЯ РАБОТЫ. Основные результаты работы докладывались на Всесоюзной НТК "Методы управления системной эффективностью функционирования электрифицированных и пилотажно-навигационных комплексов" (Киев, КИИГА, 1991); ВНТК "Проблемы управления и навигации авиационно-космических систем" (Киев, 1991); VII Всесоюзном межведомственном симпозиуме "Колебания упругих конструкций с жидкостью" (Новосибирск, 1991); Международной НТК "Методы управления системной эффективностью функционирования электрифицированных и пилотажно-навигационных комплексов" (Киев, КИИГА, 1993).

ПУБЛИКАЦИИ. По теме диссертации опубликовано пять печатных работ.

СТРУКТУРА РАБОТЫ. Изложение результатов работы в диссертации построено следующим образом:

В главе 1 рассмотрена общая задача моделирования возмущенного движения ВС с учетом взаимодействия рулевых гидроприводов системы управления с упругой конструкцией. На основании принятых допущений разработана математическая модель упругих колебаний ВС при схематизации его конструкции в виде системы одномерных упругих балок, совершающих изгибно-крутильные колебания Рассмотрены методы определения аэродинамической нагрузки в рамках линейной теории нестационарного обтекания.

В главе 2 проанализированы известные методы численного решения систем уравнений, состоящих из уравнений колебаний упругих балок и нелинейных уравнений приводов: метод Фурье, метод конечных элементов (МКЭ), метод конечных разностей (метод прямых). Проведено их сравнение с точки зрения точности и сложности получаемой системы обыкновенных дифференциальных уравнений (ОДУ).

Наиболее целесообразным признан метод прямых, при котором уравнения в частных производных аппроксимируются системой ОДУ. Коэффициенты аппроксимирующих систем получаются интегро-интерполяционным методом. В результате таких преобразований задача сводится к задаче Коши для системы ОДУ.

С целью выбора метода численного интегрирования полученной системы проведен сравнительный анализ различных методов интегрирования.

<u>В главе 3</u> сформулирована задача идентификации упруго-массовых характеристик системы балок на основе данных наземных частотных испытаний конструкции воздушного судна. Приведены алгоритмы согласования экспериментальных и расчетных форм. Определен вид критерия согласования и размеры границ изменения упруго-массовых характеристик. Предложена численная схема решения оптимизационной задачи на основании использования метода конечных разностей и прямого метода оптимизации Хука-Дживса.

<u>В главе 4</u> приводится структура программного комплекса, созданного для решения задач исследования динамики возмущенного движения ВС и рассмотрены вопросы проверки сходимости результатов моделирования. Доказывается сходимость численного решения к точному решению исходной системы и приводится метод оценки точности полученного решения.

Показано, что в случае распределенности параметров опоры трудно оценивать устойчивость привода по виду переходного процесса традиционным методом и разработана методика количественной оценки степени устойчивости привода по непродолжительным переходным процессам, основанная на анализе изменения внутренней энергии системы.

Приведена методика расчета внутренних усилий, действующих в конструкции ВС, при полете в турбулентной атмосфере, и усталостных характеристик конструкции на основе гипотезы спектрального суммирования и приведены результаты расчетов реального самолета.

Приведены результаты идентификации распределенных упруго-массовых характеристик крыла по экспериментальным формам колебаний.

Итоги проделанной работы приведены в заключении.

В приложении приведены тексты основных программ разработанного программного комплекса.

Единство обозначений и нумерации формул сохраняется в пределах каждого раздела.

КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ.

Для исследования характеристик упругого ВС, как объекта регулирования, необходимо воспользоваться расчетной моделью, применяемой в расчетах на флаттер. Эта модель нашла широкое применение при изучении флаттера, статической аэроупругости, динамики полета в турбулентной атмосфере ВС различных классов. В данной работе рассматриваются только ВС с крыльями большого удлинения. Как известно самолет с крыльями большого удлинения схематизируется системой перекрестных балок.

Каждая из балок считается одномерной и имеет распределенные по длине массовые характеристики. Балки обладают упругостью на кручение, на изгиб и сдвиг в вертикальной и горизонтальной плоскостях. Деформациями растяжения и сжатия вдоль оси балки пренебрегают. Между собой балки соединяются упругими связями.

Рулевые поверхности также представляются в виде упругой балки с распределенными параметрами, посредством конечного числа упругих связей подвешенной на несущей балке. Так как у рулевых поверхностей оси жесткости, вращения и линии центров масс сечений не совпадают, необходимо рассматривать совместно изгиб и кручение. Изгиб рассматривается только в плоскости наименьшей жесткости.

Рассмотрим колебания упругой балки.

Система координат - ось Z по оси жесткости балки. Оси X и Y образуют правую систему координат. Изгибно-крутильные колебания с учетом перерезывающей силы описываются известными уравнениями Соболева Е. И.

$$\frac{\partial}{\partial Z}\left[GF_f\,\frac{\partial U_{xf}}{\partial Z_f}\right] - \frac{\partial}{\partial Z}\left[GF_x\Phi_y\right] = m\,\frac{\partial^2 U_x}{\partial t^2} - m\lambda_y\,\frac{\partial^2\Phi_z}{\partial t^2} + Q_x^{ext};$$

$$\frac{\partial}{\partial Z}\left[GF_y\,\frac{\partial U_y}{\partial Z}\right] + \frac{\partial}{\partial Z}\left[GF_y\Phi_x\right] = m\,\frac{\partial^2 U_y}{\partial t^2} + m\lambda_x\,\frac{\partial^2\Phi_z}{\partial t^2} + Q_y^{ext};$$

$$-\frac{\partial}{\partial Z}\left[EI_x\,\frac{\partial\Phi_x}{\partial Z}\right] + GF_y\left(\frac{\partial U_y}{\partial Z} - \Phi_x\right) = I_x^f\,\frac{\partial^2\Phi_x}{\partial^2 t} + M_x^{ext}; \qquad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial Z}\left[EI_y\,\frac{\partial\Phi_y}{\partial Z}\right] + GF_x\left(\frac{\partial U_x}{\partial Z} + \Phi_y\right) = I_y\,\frac{\partial^2\Phi_y}{\partial t^2} + M_y^{ext};$$

$$\frac{\partial}{\partial Z}\left[GI_z\,\frac{\partial\Phi_z}{\partial Z_f}\right] = m\lambda_x\,\frac{\partial^2 U_y}{\partial t^2} - m\lambda_y\,\frac{\partial^2\Phi_z}{\partial t^2} + I_z\,\frac{\partial^2\Phi_z}{\partial t^2} + M_z^{ext};$$

где величины с индексом "ext" означают сумму аэродинамических сил и сил действующих на балку со стороны других балок и рулевых гидроприводов.

В местах стыковки балок и сосредоточенных грузов выполняются известные геометрические и силовые граничные условия.

Положение начала координат прикрепленной балки задается компонентами двух векторов $\vec{R}$ и $\vec{L}$. Компоненты вектора $\vec{R}$ (в системе координат несущей балки) определяют расстояние от оси жесткости несущей балки до точки крепления упругого элемента, вставленного между двумя балками или между балкой и сосредоточенным грузом. Компоненты вектора $\vec{L}$ (в системе координат прикрепленной балки или груза) определяют длину упругого элемента. Это деление в некоторой мере условное и выбором точки крепления упругого элемента можно пользоваться для упрощения задания исходных данных. Если стык между балками упругий, то для описания характеристик стыка задается матрица коэффициентов влияния G^*, связывающая углы поворота φ_i и перемещения u_i концов упругого элемента, с моментами M_i и силами Q_i, действующими в той же точке. Матрица G^* задается в системе координат прикрепленной балки.

$$\left\| \begin{matrix} \varphi_x \\ \varphi_y \\ \varphi_z \\ u_x \\ u_y \\ u_z \end{matrix} \right\| = \left\| \begin{matrix} g_{11} & \cdots & g_{16} \\ \vdots & & \vdots \\ g_{61} & \cdots & g_{66} \end{matrix} \right\| \times \left\| \begin{matrix} M_x \\ M_y \\ M_z \\ Q_x \\ Q_y \\ Q_z \end{matrix} \right\| \qquad (2)$$

Направление координатных осей балки относительно координатных осей балки-основания задается матрицей направляющих косинусов.

Граничные условия на свободных концах балок состоят, в отсутствии внутренних усилий:

$$Q_x = Q_y = Q_z = 0; \qquad M_x = M_y = M_z = 0; \qquad (3)$$

Если известны перемещения $\vec{U}^{(c)}_{ц.т}$ и углы поворота $\vec{\varphi}^{(c)}_{ц.т}$ центра тяжести твердого тела, прикрепленного на упругой подвеске к несущей балке, то силы $\vec{Q}^{(c)}_{ц.т.}$ и моменты $\vec{M}^{(c)}_{ц.т}$ вычисляются по элементарным формулам, представляющим собой уравнения движения упруго прикрепленного груза:

$$\vec{Q}^{(c)}_{ц.т.} = -M \frac{\partial^2 U^{(c)}_{ц.т.}}{\partial t^2} ; \qquad \vec{M}^{(c)}_{ц.т.} = -I \frac{\partial^2 \varphi^{(c)}_{ц.т.}}{\partial t^2}; \qquad (4)$$

где M - масса твердого тела,

$I = \{ I_x, I_y, I_z \}$ - главные центральные моменты инерции тела,

(c) - означает систему координат груза.

Уравнения колебаний секции руля или балки, схематизирующей крыло, стабилизатор или киль получаются из уравнений балки после следующих упрощений:

-балка полагается симметричной относительно оси X, следовательно $\lambda_y = 0$;

- изгибными колебаниями балки в горизонтальной плоскости пренебрегаем и рассматриваем изгиб в вертикальной плоскости и кручение.

Реакции R_i в шарнирах опор рулей.

$$R_o = \begin{cases} R_i & \text{при } Z = Z_i \\ 0 & \text{при } Z \neq Z_i \end{cases} \quad i = 1,2,\dots N_{опор}\ ; \tag{5}$$

$N_{опор}$ - число опор руля.

Z_i - координата i-го шарнира навески руля.

$$R_i = -C_i (\Delta_y^v - \Delta_y^p)\ ; \tag{6}$$

C_i - жесткость i-го кронштейна навески руля.

Δ_y^v - смещение i-го шарнира навески со стороны несущей конструкции по оси Y.

Δ_y^p - смещение i-го шарнира навески руля со стороны руля по оси Y.

$$\Delta_y^p = U_y^p + \Phi_z^p * l_i^p\ ; \quad \Delta_y^v = U_y^v + \Phi_z^v * l_i^v\ ; \tag{7}$$

$M_п$ - сосредоточенный крутящий момент от рулевого привода.

$$M_п = \begin{cases} P_{пj} * r_{kj} & \text{при } Z = Z_j\ ; \\ 0 & \text{при } Z \neq Z_j\ ; \end{cases} \quad j = 1,2,\dots N_п\ ; \tag{8}$$

$N_п$ - число приводов, параллельно работающих на рассматриваемую секцию руля.

Z_j - координата качалки j-го привода.

$$P_{пj} = C_{пj}(X_{шj} - \Delta_{jk})\ ; \tag{9}$$

Δ_{jk} - проекция на ось j-го привода вектора смещения шарнира j-ой качалки руля от нейтрального положения.

$$\Delta_{jk} = (X^o_{опj} - X^т_{опj}\ ,\ Y^o_{опj} - Y^т_{опj}) * (\alpha_j, \beta_j)\ ; \tag{10}$$

α, β - направляющие косинусы оси j-го привода.

$X_{опj}$ - абсцисса шарнира j-й качалки руля в нейтральном положении.

$X^o_{опj}$ - абсцисса того же шарнира в текущем положении.

$$M_o = \begin{cases} R_i * l_i & \text{при } Z = Z_i\ ; \\ 0 & \text{при } Z \neq Z_i\ ; \end{cases} \tag{11}$$

Уравнения привода:

$$\frac{dP_1}{dt} = \frac{E_ж}{W_1(X_O)} [K(Y)\sqrt{|\Delta P_1|}\, sgn(\Delta P_1) - FV_O - K_п(P_1 - P_2)]\ ;$$

$$\frac{dP_2}{dt} = \frac{E_ж}{W_2(X_O)} [-K(X_3)\sqrt{|\Delta P_1|}\, sgn(\Delta P_2) - FV_O + K_п(P_1 - P_2)]\ ; \tag{12}$$

$$\left.\begin{aligned}\Delta P_1 &= P_{под} - P_1 ;\\ \Delta P_2 &= P_2 - P_{сл} ;\end{aligned}\right\}\text{ при } X_з \geq 0; \qquad \left.\begin{aligned}\Delta P_1 &= P_1 - P_{сл} ;\\ \Delta P_2 &= P_{под} - P_2 ;\end{aligned}\right\}\text{ при } X_з < 0;$$

$$\frac{d^2X_ш}{dt} = \frac{1}{M_ш}[(P_1 - P_2)F_{прш} - P_п - P_{тр}(V_O)] ;$$

$$\frac{d^2X_к}{dt} = \frac{1}{M_к}[(P_2 - P_1)F_{прш} + P_O + P_{тр}(V_O)] ;$$

$$X_з = K_{вх}X_{вх} - K_{вых}X_ш + X_к ;$$

где:

P_1, P_2 – давление в камерах привода; $M_k, M_ш$ – массы корпуса и штока; $E_ж$ – модуль упругости жидкости; $K(X_з)$ – проводимость золотниковой щели; $K_п$ – коэффициент перетечек; $P_{под}, P_{сл}$ – давление подачи и слива; X_k, $X_ш$ – ход корпуса и штока; $F_{прш}$ – площадь поршня, W_1, W_2 – объемы рабочих камер; $X_з$ – ход золотника.

В математическую модель эти уравнения войдут столько раз, сколько приводов работает с одной секцией руля.

$P_п$ – усилие в упругости между штоком привода и рулем.

Для j-го привода $P_п = P_{пj}$;

P_o – Усилие в упругом элементе в месте установки корпуса привода.

$$P_o = C_{oj}(\Delta_{oj} - X_k) ; \qquad (13)$$

C_{oj} – жесткость в месте установки корпуса j-го привода.

Δ_{oj} – проекция вектора смещения шарнира кронштейна установки корпуса j-го привода на ось привода.

Для определения аэродинамических нагрузок на конструкцию ВС использована линейная задача, т.е. при изменении нескольких параметров изменение аэродинамической нагрузки представлено в виде суммы изменений нагрузки, вызванных изменением каждого параметра в отдельности. Кроме того зависимость величины изменения нагрузки от изменения параметра принята линейной.

Исходя из этого под аэродинамической нагрузкой в данной задаче понимаются приращения сил и моментов, вызванные деформациями несущих поверхностей, деформациями и отклонением рулей.

Распределенные значения сил и моментов, действующих на крыло:

$$Y = qb\,\Delta C_y ; \qquad (14)$$

$$M^z = qb^2\Delta C_m ; \qquad (15)$$

где:

q – скоростной напор.

b – хорда в рассматриваемом сечении крыла.

ΔC_y – приращение коэффициента подъемной силы крыла:

$$\Delta C_y = A_1\varphi_v + A_2\varphi'_{vi} + A_3\varphi_e + A_4\varphi'_{ei} + A_5 y'_{vi} ; \qquad (16)$$

ΔC_m приращение коэффициента шарнирного момента:

$$\Delta C_m = B_1\varphi_v + B_2\varphi'_{vi} + B_3\varphi_e + B_4\varphi'_{ei} + B_5 y'_{vi} ; \qquad (17)$$

Распределенный шарнирный момент руля:

$$\Delta C_{mш} = C_1\varphi_v + C_2\varphi'_{vi} + C_3\varphi_e + C_4\varphi'_{ei} + C_5 y'_{vi} ; \qquad (18)$$

Величина подъемной силы на рулевой поверхности:

$$Y_e = q b_e \Delta C_{ye} ;$$

$$\Delta C_{ye} = D_1\varphi_v + D_2\varphi'_{vi} + D_3\varphi_e + D_4\varphi'_{ei} + D_5 y'_{vi} ; \qquad (19)$$

Математическая модель внешних возмущения представлена в виде стохастической модели турбулентности, определяемой как непрерывный случайный процесс, характеризующийся интенсивностью σ_u^2, масштабом L_u и нормированной спектральной плотностью S_u.

С точки зрения выбора метода решения математическая модель имеет две особенности: нелинейность уравнений привода и неконсерватизм системы.

Нелинейность уравнений привода приводит к затруднениям в применении методов решения линейных систем. Трудность эту можно обойти применив линеаризацию, но это приводит к сужению круга решаемых задач. Например, задачи, в которых требуется рассмотреть выход привода на режим насыщения по скорости штока, решать с применением линеаризации невозможно.

Неконсерватизм системы, выражающийся в обмене энергией между системой и внешней средой, и обусловленный с одной стороны непозиционными компонентами аэродинамической нагрузки, с другой наличием в системе гидропривода. Гидропривод может подводить энергию в систему, отбирая ее у рабочей жидкости, и отводить энергию из системы, отдавая ее рабочей жидкости.

Для решения подобных задач динамики колебательных систем при рассмотрении малых колебаний применяется следующие основные методы: метод взвешенных невязок, метод Ритца, метод конечных разностей. Метод взвешенных невязок применяется чащ всего в его частном случае метода Бубнова-Галеркина, когда системы пробных и поверочных функций совпадают. Частными случаями метода Бубнова-Галеркина являются метод Фурье и метод конечного элемента. Все эти методы отличаются по точности, сложности, размерности получаемой системы ОДУ, особенностям своего применения. Для обоснования выбора метода решения рассмотрены особенности метода Фурье и метода конечного элемента (МКЭ).

Исходя из проведенного анализа и численных экспериментов по решению тестовой задачи о крутильных колебаниях единичной консольной балки сделан вывод, что метод Фурье для решения поставленной неконсервативной задачи неприменим из-за высокой погрешности.

Анализ метода конечных элементов с конечными элементами в виде локальных B-сплайнов и его применение к решению тестовой задачи показал его хорошую точность. Но вместе с тем он отличается высокой сложностью, особенно при учете граничных условий, и высокой размерностью получаемой системы обыкновенных дифференциальных уравнений.

Поэтому для решения данной задачи был применен метод конечных разностей, который отличается высокой точностью и простотой в применении, позволяя учитывать все особенности исходной математической модели.

Если аппроксимировать в уравненниях колебаний только пространственные производные, заменив их разностными соотношениями, то уравнения в частных производных редуцируются в обыкновенные дифференциальные уравнения. Вся система станет системой обыкновенных дифференциальных уравнений, порядок которой зависит от шага аппроксимации пространственной производной. Решение такой системы осуществляется одним из методов решения систем обыкновенных дифференциальных уравнений. Метод , когда уравнения в частных производных аппроксимируются системой обыкновенных дифференциальных уравнений , называется методом прямых . Для получения аппроксимирующей системы применен интегро - интерполяционный метод .

Рассматривается балка, схематизирующая несущую поверхность (крыло, киль, стабилизатор) или рулевую поверхность (элерон, руль высоты или руль поворота). На балке по оси Z вводится сетка:

$Z_1 = 0;\ Z_2;\ Z_3;\ldots Z_i;\ldots Z_N;\ Z_{N+1} = L;$

Разбивка на интервалы произвольна. L - длина балки.

Вводится также сетка:

$Z_{3/2};\ Z_{5/2};\ldots Z_{i+1/2};\ldots Z_{N+1/2};$

$$Z_{i+1/2} = \frac{Z_i + Z_{i+1}}{2}; \quad h_i = Z_i - Z_{i-1}; \quad h_{i+1/2} = Z_{i+1/2} - Z_{i-1/2};$$

Для получения уравнений движения необходимо рассмотреть элемент балки между сечениями $Z_{i-1/2}$ и $Z_{i+1/2}$. Рассматриваемый элемент нагружен кроме сил упругости и сил инерции внешними силами. Внешние силы полагаются распределенными. Если на элемент попадает сосредоточенная сила или момент, принимается равномерное распределение.

$$q_c = \frac{Q_i}{h_{i+1/2}}; \qquad \mu_c = \frac{M_i}{h_{i+1/2}};$$

После несложных преобразований уравнения движения i - го элемента балки представляются в следующем виде ($i=1,2,3..N+1$):

$$\dot V_i = \frac{1}{R^y_i}\left\{\frac{1}{h_{i+1/2}}\left(Q^y_{i+1/2} - Q^y_{i-1/2}\right) + P^o_i + P^A_i\right\}; \tag{20}$$

$$\dot E_i = \frac{1}{S^x_i}\left\{\frac{1}{h_{i+1/2}}\left(M^x_{i+1/2} - M^x_{i-1/2}\right) - \frac{1}{h_{i+1/2}}\times\right.$$
$$\left.\times\left[Q^y_{i+1/2}(Z_{i+1/2} - Z_{i+1/2}) + Q^y_{i-1/2}(Z_i - Z_{i-1/2})\right] + M^A_i\right\}; \tag{21}$$

$$\dot\Omega_i = \frac{1}{T_i}\left\{-\frac{1}{h_{i+1/2}}\left(M^z_{i+1/2} - M^z_{i-1/2}\right) - \frac{1}{h_{i+1/2}}\times\right.$$
$$\left.\times\left(Q^y_{i+1/2}\cdot\lambda_{i+1/2} - Q^y_{i-1/2}\cdot\lambda_{i-1/2}\right) + F^o_i + F^A_i\right\}; \tag{22}$$

$i = 2,3,4,\ldots N$

$\dot U^v_{yi} = V^v_i$; $\dot\Phi^v_{xi} = E^v_i$; $\dot\Phi^v_{zi} = \Omega^v_i$;

Для свободного конца вводится фиктивный узел $Z_{N+3/2}$;

$Q_{N+3/2} = 0$; $M^x_{N+3/2} = 0$; $M^z_{N+3/2} = 0$;

где:

$$Q^y_{i+1/2} = A^y_{i+1}\left\{\frac{\Phi_{xi+1} + \Phi_{xi}}{2} + \frac{U_{yi+1} - U_{yi}}{h_{i+1}} - \frac{1}{h_{i+1}}\left[(\lambda\cdot\Phi_z)_{i+1} - (\lambda\cdot\Phi_z)_i\right]\right\} \tag{23}$$

$M^x_{i+1/2} = B^x_{i+1}\frac{1}{h_{i+1}}\left(\Phi^x_{i+1} - \Phi^x_i\right)$; $M^z_{i+1/2} = C_{i+1}\frac{1}{h_{i+1}}\left(\Phi^z_{i+1} - \Phi^z_i\right)$;

$$A^y_{i+1} = \frac{1}{\frac{1}{h_{i+1}}\int_{z_{i-1}}^{z_{i+1}}\frac{dz}{GF_y}}; \qquad B^x_{i+1} = \frac{1}{\frac{1}{h_{i+1}}\int_{z_{i-1}}^{z_{i+1}}\frac{dz}{EI_x}};$$

$$C_{i+1} = \frac{1}{\frac{1}{h_{i+1}}\int_{z_{i-1}}^{z_{i+1}}\frac{dz}{GI_z}}; \qquad R^y_i = \frac{1}{h_{i+1/2}}\int_{z_{i-1/2}}^{z_{i+1/2}} m(z)\,dz; \tag{24}$$

$$S^x_i = \frac{1}{h_{i+1/2}}\int_{z_{i-1/2}}^{z_{i+1/2}} I_x(z)\,dz; \qquad T_i = \frac{1}{h_{i+1/2}}\int_{z_{i-1/2}}^{z_{i+1/2}} I_z(z)\,dz;$$

P^a_i, M^a_i, F^a_i - аэродинамическая нагрузка.

$$P^a_i = \frac{1}{h_{i+1/2}}\int_{z_{i-1/2}}^{z_{i+1/2}} Y\,dz; \tag{25}$$

Y - распределенная подъемная сила.

$$M^a_i = \frac{1}{h_{i+1/2}}\int_{z_{i-1/2}}^{z_{i+1/2}} M^z\sin\chi\,dz; \qquad F^a_i = \frac{1}{h_{i+1/2}}\int_{z_{i-1/2}}^{z_{i+1/2}} M^z\cos\chi\,dz; \tag{26}$$

M^z – распределенный момент аэродинамических сил.

χ – угол стреловидности по оси жесткости крыла или элерона.

P^0_i, M^0_i –нагрузка от шарниров навески секций элерона и рулевых F^0_i приводов .

Для $i = 1$ и $i = N + 1$ уравнения записываются с учетом граничных условий.

Получаемая рабочая система уравнений имеет две особенности: жесткость и большую размерность. Для ее численного решения необходим метод удовлетворяющий ряду требований, основные из которых автоматический выбор шага интегрирования в зависимости от поведения решения и малое количество вычислений правой части для продвижения на один шаг. На основе анализа известных методов интегрирования систем обыкновенных дифференциальных уравнений был выбран метод Адамса-Нордсика.

Идентификация упруго-массовых характеристик балок производится на основе решения задачи, обратной к краевой задаче по определению собственных форм и частот колебаний конструкции, когда известными считаются формы и частоты, определенные в наземных частотных испытаниях. Использование метода прямых дает возможность перейти от задачи идентификации распределенных упруго-массовых характеристик конструкций к задаче параметрической идентификации полученной с помощью этого метода системы ОДУ, так как коэффициенты A^x_i, A^y_i, B^x_i, B^y_i, C_i, R^x_i, R^y_i, S^x_i, S^y_i, T_i этой системы получаются интегрированием по длине i-го элемента распределенных упруго-массовых характеристик. При этом упруго-массовые характеристики аппроксимируются в виде ступенчатой функции.

Перемещения i-го элемента балки при колебаниях с собственной частотой ω представляются в виде разложения:

$$U_{yi} = \hat{U}_{yi} \cos(\omega t); \qquad U_{xi} = \hat{U}_{xi} \cos(\omega t);$$

$$\Phi_{xi} = \hat{\Phi}_{xi} \cos(\omega t); \qquad \Phi_{yi} = \hat{\Phi}_{yi} \cos(\omega t); \tag{27}$$

$$\Phi_{zi} = \hat{\Phi}_{zi} \cos(\omega t);$$

После подстановки этих выражений в уравнения (1) для каждой из балок и уравнения (4) для сосредоточенных грузов получаются следующие выражения для невязок (на примере балки типа крыла):

$$L_{1i} = -R_{yi} \hat{U}_{yi} \omega^2 - \frac{1}{h_{i+1/2}} (Q^y_{i+1/2} - Q^y_{i-1/2}) + Q^g_y ; \tag{28}$$

$$L_{2i} = -S_{xi} \hat{\Phi}_{xi} \omega^2 - \frac{1}{h_{i+1/2}} (M^x_{i+1/2} - M^x_{i-1/2}) + \tag{29}$$

$$+\frac{1}{h_{i+1/2}}[Q^{y}_{i+1/2}(Z_{i+1/2}-Z_{i})+Q^{y}_{i-1/2}(Z_{i}-Z_{i-1/2})]+M^{B}_{x};$$

$$L_{3i}=-T_{i}\hat{\Phi}_{zi}\omega^{2}-\frac{1}{h_{i+1/2}}(M^{z}_{i+1/2}-M^{z}_{i-1/2})+ \qquad (30)$$

$$+\frac{1}{h_{i+1/2}}(Q^{y}_{i+1/2}\,\lambda_{i+1/2}-Q^{y}_{i-1/2}\,\lambda_{i-1/2})+M^{B}_{z};$$

где: Q^{g}_{y}, M^{B}_{x}, M^{B}_{y} – усилия со стороны сосредоточенных грузов.

Уравнения для сосредоточенных грузов:

$$L^{g}_{1}=M^{ct}_{x}+I^{g}_{x}\omega^{2}\hat{\Phi}^{ct}_{x} \qquad L^{g}_{4}=Q^{ct}_{x}+M_{g}\omega^{2}\hat{U}^{ct}_{x} \qquad (31)$$

$$L^{g}_{2}=M^{ct}_{y}+I^{g}_{y}\omega^{2}\hat{\Phi}^{ct}_{y} \qquad L^{g}_{5}=Q^{ct}_{y}+M_{g}\omega^{2}\hat{U}^{ct}_{y}$$

$$L^{g}_{3}=M^{ct}_{z}+I^{g}_{z}\omega^{2}\hat{\Phi}^{ct}_{z} \qquad L^{g}_{6}=Q^{ct}_{z}+M_{g}\omega^{2}\hat{U}^{ct}_{z}$$

M^{ct}_{x}; M^{ct}_{y}; M^{ct}_{z}; Q^{ct}_{x}; Q^{ct}_{y}; Q^{ct}_{z}; усилия, действующие на груз со стороны несущей балки.

После возведения в квадрат невязок, суммирования их по всем элементам для всех балок и сосредоточенных грузов, получается выражение для критерия параметрической идентификации:

$$I=\sum_{k=1}^{NF}\left[\sum_{j=1}^{P}\sum_{i=1}^{N}(L_{1i}+L_{2i}+L_{3i})+\sum_{m=1}^{NO}(L^{g}_{1}+L^{g}_{2}+L^{g}_{3}+L^{g}_{4}+L^{g}_{5}+L^{g}_{6}\right]; \qquad (32)$$

где NF-общее количество учитываемых форм; P-количество балок; NO-общее количество сосредоточенных грузов на упругой подвеске.

Таким образом задача параметрической идентификации сводится к задача нелинейного программирования с простыми ограничениями на пределы изменения определяемых параметров. Для решения задачи использован метод прямого поиска Хука-Дживса.

Достоинством метода прямых является возможность легко вычислять внутренние усилия в конструкции по результатам моделирования на основе выражений (23) и (24). По вычисленным усилиям, являющимся реакцией конструкции на внешнее возмущение в виде турбулентности атмосферы, на основе гипотезы спектрального суммирования усталостных повреждений вычисляется долговечность, использованная в единицу времени. При этом внутренние усилия на основе численного Фурье-преобразования представляются в виде суммы гармоник.

В данной работе рассматривается разработка методики количественной оценки степени устойчивости привода с распределенными параметрами опоры и нагрузки на шток привода по непродолжительным переходным процессам, полученным с помощью численного моделирования.

Вследствие того, что причина неустойчивости обуславливается ростом внутренней энергии системы, методика оценки степени устойчивости привода основывается на анализе энергообмена между системой и внешней средой.

Как известно, в случае отсутствия аэродинамической нагрузки причиной неустойчивости рассматриваемых систем является приток энергии в систему от питающей привод рабочей жидкости. Это происходит в случае, когда за один цикл колебаний в систему от рабочей жидкости поступает энергии больше, чем рассеивается приводом и системой. Следовательно, о степени устойчивости привода можно судить по величине энергии, которая накапливается в системе за один цикл колебаний.

Баланс энергии между приводом и системой за время t:

$$E(t) = \int_0^t P\cdot V d\tau; \tag{33}$$

где: P – усилие в штоке привода; V – скорость штока относительно корпуса.

В случае малых колебаний функции P, V можно представить в виде ряда Фурье

$$P(t) = \sum_{i=1}^{N} P_i(t)\ \sin(\omega_i t+\phi_{ip}); \qquad V(t) = \sum_{k=1}^{N} V_k(t)\ \sin(\omega_k t+\phi_{kv}); \tag{34}$$

где: $P_i(t), V_k(t)$ – амплитудные функции; ω – частота i-го тона; Φ_{ip}, Φ_{kv} – фазы усилия в штоке и скорости штока соответствующего тона; N – число учитываемых тонов колебаний.

Для режимов близких к автоколебаниям, представляющим интерес:

$$P_i(t) = P_i^o exp(\alpha_i t); \qquad V_k(t) = V_k^o exp(\beta_k t); \tag{35}$$

Величина, характеризующая направление и интенсивность накопления энергии, а значит степень устойчивости привода:

$$W = \sum_{i=1}^{N} \frac{1}{2} P_i^o V_i^o cos(\phi_{ip} - \phi_{kv}); \tag{36}$$

где: P^o, V_i^o – начальная амплитуда усилия и скорости соответствующего тона колебааний;

Неравенства, характеризующие устойчивость:

$W < 0$ – устойчивость; $W = 0$ – автоколебания;

$W > 0$ – неустойчивость;

Так как по определению P_i^o и $V_i^o > 0$, то устойчивость можно оценить по разности фаз, определяющей знак $cos(\phi_{ip} - \phi_{kv})$:

$1.5\pi > \phi_{ip} - \phi_{kv} > 0.5\pi$ устойчивость;

$1.5\pi < \phi_{ip} - \phi_{kv} < 0.5\pi$ неустойчивость;

$\phi_{ip} - \phi_{kv} = 0.5\pi + k\pi$; $k = 0, 1, \ldots, n$ автоколебания;

Практическое вычисление разности фаз между усилием в штоке привода и скоростью штока относительно корпуса $\phi_{ip} - \phi_{kv}$, а также величины W осуществляется с помощью численного анализа Фурье переходных процессов, представляющих собой отклик системы на внешнее возмущение. Частоты ω_i тонов колебаний в разложении (34) определяются как точки в которых спектральные функции усилия в штоке $P(t)$ и скорости штока $V(t)$ достигают своих максимумов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ. В диссертационной работе получены следующие результаты:

1. На основании анализа физического процесса колебаний конструкции ВС получена математическая модель системы "упругая конструкция ВС - упругие рулевые поверхности - рулевые привода - упруго подвешенные твердые тела" при балочной схематизации конструкции ВС. Модель учитывает нелинейности приводов (наличие зоны нечувствительности, насыщение по скорости хода штока привода). Модель учитывает упругость в местах навески рулевых поверхностей, упругость в местах стыка балок, схематизирующих конструкцию ВС, упругость в точках опоры приводов, упругость в точках соединения штоков приводов с рулями. Изменение аэродинамических нагрузок учитывается в зависимости от изменения геометрических параметров как рулей, так и несущих поверхностей. Причем, кроме позиционных компонент учитываются компоненты аэродинамической нагрузки, зависящие от скорости изменения геометрических параметров рулей и несущих поверхностей.

2. Предложена математическая модель рулевого гидропривода, учитывающая динамику нагрузки и опоры, в которой характер воздействия на привод непозиционных аэродинамических сил определяется весовой балансировкой руля.

3. На основании проведенного теоретического и численного анализа показана непригодность использования (высокая погрешность до 50 %) метода форм и частот для построения численной схемы решения системы "упругая конструкция ВС - привода - упругие рули".

4. Предложена численная схема решения динамики системы "упругая конструкция ВС - привода - упругие рули", основанная на использовании интегро-интерполяционного метода получения коэффициентов системы ОДУ в сочетании с методом численного решения системы ОДУ Нордсика-Гира.

5. Для уточнения коэффициентов системы обыкновенных дифференциальных уравнений, представляющих численную модель исследуемой системы, необходимо проводить параметрическую идентификацию с использованием результатов наземных испытаний по экспериментальному определению собственных форм и частот колебаний конструкции ВС. Разработанная методика позволяет идентифицировать одновременно массовые и жесткостные характеристики балок, схематизирующих ВС, значения коэффициентов матриц влияния или матриц жесткости упругих элементов, вставленных между балками или между балкой и сосредоточенным грузом.

6. Разработанная численная модель позволяет определять деформации конструкции, значения внутренних сил и моментов в сечениях конструкции и их спектральные плотности, характеристики усталостной долговечности. Анализ результатов моделирования показывает, что при динамическом нагружении конструкции ВС при полете в турбулентной атмосфере в конструкции возбуждаются колебания с частотами низших собственных форм.

7. Аэродинамическая нагрузка в случае такой балансировки руля, когда центры масс сечений расположены впереди оси вращения, имеет демпфирующий характер и расчетным режимом полета с точки зрения устойчивости рулевого привода является режим нулевой скорости.

8. В случае упругой опоры в переходном процессе привода имеет

место наложение колебаний, вследствие чего изменение амплитуд имеет вид биений, что затрудняет оценку устойчивости привода по скорости затухания переходного процесса.

9. Разработанная методика количественной оценки степени устойчивости привода по непродолжительным переходным процессам на основе анализа изменения внутренней энергии системы позволяет точно оценивать влияние различных факторов на устойчивость привода в том числе и упругости нагрузки и опоры, а также определять частоты на которых происходит потеря устойчивости.

10. Численное моделирование упругих колебаний конструкции воздушного судна и динамических процессов в рулевых приводах, связанных через упругие связи с несущей и рулевой поверхностью, позволяет:

а) исследовать влияние различных внешних воздействий на динамику колебаний конструкции воздушного судна;
б) с высокой точностью исследовать влияние различных факторов на динамику привода;
в) обосновать повышение величины добротности привода;
г) исследовать динамику приводов, параллельно работающих на одну секцию руля;
д) решать задачи выбора параметров привода, обеспечивающего демпфирование рулевых форм флаттера;
ж) сократить объем стендовых и натурных испытаний заменив их математическим моделированием.

Основные результаты исследований опубликованы в следующих работах:

Синеглазов В.М., Крееренко С.С. Моделирование динамических характеристик воздушных судов с учетом упругости конструкции. В сб. научных трудов межведомственной научно-технической конференции КВВАИУ. с.120-122. Киев. 1991.
2. СинеглазовВ.М.,Крееренко С.С. Параметрическая идентификация пространственно-распределенных объектов одного класса. В сб. "Тезисы докладов Всесоюзной научной конференции "Идентификация и обратные задачи"", Суздаль, 1990.
3. СинеглазовВ.М.,Крееренко С.С. Моделирование динамических характеристик воздушных судов с учетом упругости конструкции. В сб. "Труды межведомственной научно-технической конференции "Проблемы управления и навигации авиационно-космических систем"", Киев, 1991.
4. СинеглазовВ.М.,Крееренко С.С. Моделирование и идентификация динамики самолета с учетом упругости. В сб. "Труды Всесоюзной научно-технической конференции "Методы управления системной эффективностью функционирования электрифицированных и пилотажно-навигационных комплексов."", Киев, 1991.
5. СинеглазовВ.М.,Крееренко С.С. Моделирование динамики изгибно-крутильных колебаний динамических объектов одного класса. В сб. "Труды Всесоюзной конференции "Математическое и машинное моделирование". Воронеж, 1991.
6. Синеглазов В.М., Крееренко С.С. Разработка алгоритмов моделирования и идентификации динамических характеристик воздушных судов с учетом упругости конструкции. В сб. "Труды VII Всесоюзного межведомственного симпозиума "Колебания упругих конструкций с жидкостью". Новосибирск, 1991.
7. СинеглазовВ.М.,Крееренко С.С. Алгоритмы моделирования и идентификации динамических характеристик упругих воздушных судов с использованием сплайн-аппроксимации. В республиканском межведомственном научно-техническом сборнике "Адаптивные системы автоматического управления", Киев.:Техника, 1993.

Подписано в печать 14.05.93. Формат 60x84/16.
Бумага типографская. Офсетная печать. Усл.кр.-отт. 5,
Усл.печ.л. 0,93. Уч.-изд.л. 1,0. Тираж 95 эк..
Заказ 111-1 . Цена . Изд.№ 344/III.

Издательство КНИГА.
252058, Киев-58, проспект Космонавта Комарова, 1.