

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА УСТОЙЧИВОСТЬ КАНАЛА НАГРУЖЕНИЯ

Анатолий Иванович БЕЛОУСОВ родился в 1952 г. в городе Калининграде. Доцент Новосибирского государственного технического университета. Кандидат технических наук, доцент. Основные научные интересы — в области механики деформируемого твердого тела. Автор 40 научных работ. E-mail: belousov@craft.nstu.ru

Anatoly I. BELOUSOV, Ph.D., was born in 1952, in Kaliningrad. He is an Associate Professor at the Novosibirsk State Technical University. His research interests are in mechanics of deformable solid bodies. He has published 40 technical papers. E-mail: belousov@craft.nstu.ru

Виктор Леонтьевич ПРИСЕКИН родился в 1932 г. в селе Казинка Липецкой области. Профессор Новосибирского государственного технического университета. Доктор технических наук, профессор. Основные научные интересы — в области механики деформируемого твердого тела. Автор 120 научных работ. E-mail: prisekin@craft.nstu.ru

Viktor L. PRISEKIN, D.Sci., was born in 1932, in the Lipetsk Region. He is a Professor at the Novosibirsk State Technical University. His research interests are in mechanics of deformable solid bodies. He has published 120 technical papers. E-mail: prisekin@craft.nstu.ru

Геннадий Иванович РАСТОРГУЕВ родился в 1953 г. в поселке Чулым Новосибирской области. Первый проректор, заведующий кафедрой Новосибирского государственного технического университета. Доктор технических наук, профессор, Основные научные интересы — в области механики деформируемого твердого тела. Автор 80 научных работ. E-mail: rastorguev@adm.nstu.ru

Gennady I. RASTORGUYEV, D.Sci., was born in 1953, in the Novosibirsk Region. He is the First Vice Rector and the Head of a Department at the Novosibirsk State Technical University. His research interests are in mechanics of deformable solid bodies. He has published 80 technical papers. E-mail: rastorguev@adm.nstu.ru

Олеся Равилевна ФЕДОТОВА родилась в городе Новосибирске. Инженер Новосибирского государственного технического университета. Аспирант. Основные научные интересы — в области механики деформируемого твердого тела. Автор 13 научных работ. E-mail: fedotova@craft.nstu.ru

Olesya R. FEDOTOVA, was born in Novosibirsk. She is an Engineer at the Novosibirsk State Technical University. Her research interests are in mechanics of deformable solid bodies. She has published 13 technical papers. E-mail: fedotova@craft.nstu.ru

Проведен анализ причин возникновения колебательных процессов на экспериментальном стенде ресурсных испытаний летательного аппарата. Разработана математическая модель, описывающая нагружение консольно-защемленного крыла большого удлинения. Показано, что при использовании пропорционального закона управления для нагружения упругой инерционной системы с малым демпфированием в системе возникают вынужденные колебания.

An oscillation onset process is analyzed for a test bed intended for carrying out aircraft fatigue tests. A mathematical model is derived to describe a loading for cantilevered aircraft wing with a large aspect ratio value. It is shown that usage of a proportional control law for the loading of elastic inertial system with low damping ration leads to forced oscillations in the system.

Ключевые слова: моделирование; летательный аппарат; испытания; нагружение; управление.

Key words: simulation, aircraft, tests, loading, control.

Обозначения

K_y — коэффициент усиления пропорционально-го закона управления;

$M_{из}$ — матрица масс изгиба;

$K_{из}$ — матрица жесткости изгиба;

P — вектор внешних нагрузок на узлы конечного элемента;

P^P — вектор программных нагрузок на узлы конечного элемента;

m_{pc} — масса рычажной системы;
 J_{pc} — момент инерции системы;
 C_{pc} — жесткость рычажной системы;
 C_{din} — жесткость динамометра;
 S — перемещения штока гидравлического цилиндра;
 y, φ — перемещение и угол поворота плиты рычажной системы;
 r — расход масла в гидравлическом цилиндре;
 U — управляющий сигнал;
 $F_{1,2}$ — штоковая и поршневая площади поршня ГЦ.

С целью отработки системы управления приложением сил при проведении ресурсных испытаний современной авиационной техники с использованием оборудования нового поколения в ФГУП СибНИА им. С.А. Чаплыгина создан стенд на базе полуразмаха консольного крыла большого удлинения. На стенде для нагружения конструкции используются толкающие гидравлические цилиндры (ГЦ) и жесткая рычажная система (РС). Эксперименты показали, что при отработке заданной программы нагружения с применением пропорционального закона управления возникают интенсивные колебания крыла с высокой (несколько десятков герц) частотой. Графики таких колебаний для разных коэффициентов усиления K_v пропорционального закона управления, полученные на стенде при нагружении по одному каналу, показаны на рис. 1. До изменения используемой при ресурсных испытаниях технологии воспроизведения нагрузок такие явления не наблюдались [1].

Предполагалось, что причиной возникновения колебаний может являться: сетевая помеха с частотой питающего напряжения; нелинейное трение в шарнирных соединениях РС; динамические свойства объекта нагружения и РС. Для изучения вли-

яния динамических свойств объекта нагружения на качество воспроизведения программы испытаний разработана математическая модель. В модели учтены все свойства систем канала управления. Испытательный стенд состоит из гидравлической системы нагружения, объекта испытаний и устройства управления. Гидравлическая система нагружения включает в себя маслонасосную станцию, гидравлические цилиндры, сервоклапаны (агрегаты управления (АУ)), управляющую ЭВМ и вспомогательное оборудование. Нагрузки передаются на ЛА через рычажную систему. На рис. 2 приведена блок-схема типового канала нагружения.

В современных системах управления используется цифровой принцип формирования управляющих сигналов. При этом значение управляющего сигнала меняется с дискретностью, определяемой быстродействием аппаратуры. Современное оборудование, применяемое при ресурсных испытаниях летательных аппаратов, обеспечивает время обновления управляющего сигнала 0,2 мс (для ранее использовавшихся систем это время составляло более 1,5 мс), задержка времени прохождения сигнала по цепям управления составляет менее 4 мс. Для регулирования расхода рабочей жидкости, поступающей в ГЦ, применяются сервоклапаны УГ-133 (или аналогичные по характеристикам), имеющие время задержки 3 мс. Для использовавшихся ранее агрегатов АУ-38 это время составляет 20 мс. Таким образом, современная система автоматического управления (САУ) нагружением обрабатывает сигналы с частотой до 100 Гц и более (ранее этот параметр не превышал 10 Гц).

Предварительные исследования показали, что подход, при котором учитываются только упругие свойства объекта нагружения, не выявляет неустойчивости. Поэтому в модели учтены инерционные характеристики как объекта нагружения, так и

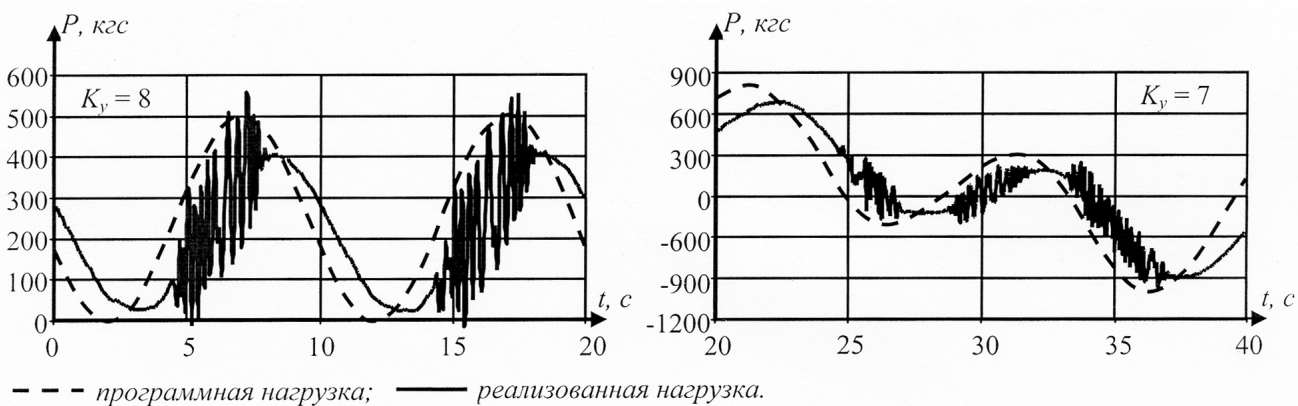
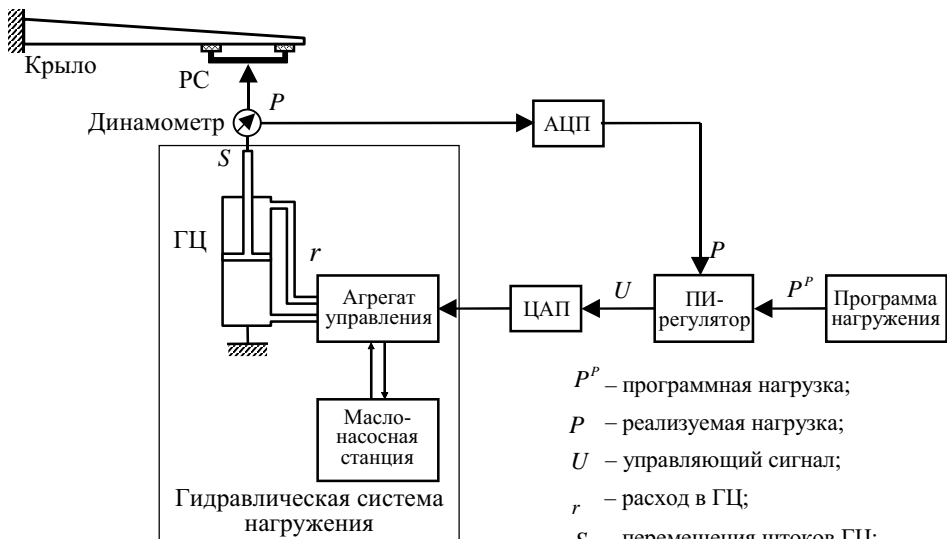


Рис. 1. Экспериментальное нагружение концевой точки крыла с использованием пропорционального закона управления



АЦП – аналого-цифровой преобразователь;
 ЦАП – цифро-аналоговый преобразователь;
 ПИ-регулятор – пропорционально-интегральный регулятор.

Рис. 2. Блок-схема канала нагружения

рычажной системы. В математической модели, описывающей стэнд, крыло самолета моделируется в виде консольно-зашемленной балки переменной жесткости и массы (рис. 3).

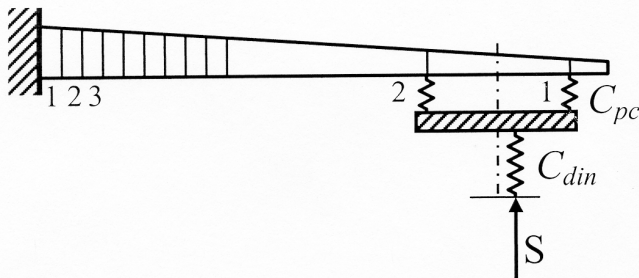


Рис. 3. Конечно-элементная модель крыла

Уравнение изгиба крыла записывается в виде

$$M_{из} \ddot{\beta} + K_{из} \dot{\beta} + \mu_{из} M_{из} \beta = P,$$

где $\beta = \{v_1, \theta_1, \dots, v_n, \theta_n\}^T$ – вектор-столбец перемещений и углов поворота узлов конечных элементов (КЭ); $\mu_{из}$ – коэффициенты демпфирования.

Число КЭ выбирается из соображений требуемой точности моделирования и затрачиваемого времени при численном решении задачи. Жесткостные и инерционные характеристики задаются для каждого КЭ по исходным данным – соответствующим распределениям функций вдоль оси крыла. РС моделируется в виде балки массой m_{pc} и моментом инерции J_{pc} . Жесткость резиновых прокладок креп-

ления РС к обшивке крыла учитывается параметром C_{pc} . Усилие на РС со стороны штока ГЦ, имеющего перемещение S , передается через динамометр, имеющий жесткость C_{din} .

В качестве обобщенных координат, описывающих положение РС, приняты смещение y центра масс РС и угол поворота φ :

$$m_{pc} \ddot{y} = -(2C_{pc} + C_{din})y - C_{din} \varepsilon \varphi + C_{pc} (v_I + v_{II}) + C_{din} S;$$

$$J_{pc} \ddot{\varphi} = -\left(\frac{d^2}{2} C_{pc} + \varepsilon^2 C_{din}\right) \varphi -$$

$$-C_{din} \varepsilon y + \frac{d}{2} C_{pc} (v_I - v_{II}) + \varepsilon C_{din} S.$$

Здесь v_I и v_{II} – перемещения точек конечно-элементной модели крыла в узлах сочленения с РС.

Нагружение крыла происходит силами P_I, P_{II} :

$$P_I = -C_{pc} \left(v_I - y - \varphi \frac{d}{2}\right); \quad P_{II} = -C_{pc} \left(v_{II} - y + \varphi \frac{d}{2}\right).$$

Работа сервоклапана гидравлической системы описывается уравнением второго порядка. Расход масла r в ГЦ изменяется в зависимости от подаваемого управляющего сигнала в соответствии с характеристиками используемого агрегата управления:

$$A\ddot{r} + B\dot{r} + Cr = U - U_0,$$

где для сервоклапана УГ-133 коэффициенты $A = 10^{-6}$, $B = 0,003$; $U_0 = \pm 0,1$ – зона нечувствительности АУ.

При совместной работе сервоклапана и ГЦ параметр C не является постоянной величиной и зависит от давления в напорной магистрали гидросистемы и уровня подаваемого управляющего напряжения. Обобщенная характеристика АУ—ГЦ может быть получена на специальном стенде. В простейшем случае коэффициент C может быть принят постоянным и вычислен через паспортные характеристики сервоклапана.

Скорость \dot{S} хода штока ГЦ определяется расходом жидкости через сервоклапан

$$\dot{S} = \frac{r}{F_{1,2}} (1 - k_F P^* \text{sign}(S))^{1/2},$$

где k_F и P^* зависят от параметров ГЦ и развиваемых усилий.

В системах нагружения в течение интервала дискретности на агрегаты управления подается постоянный управляющий сигнал, вычисляемый при использовании пропорционального закона по формуле

$$U = K_y \Delta P,$$

где $\Delta P = P^P - P$ — вектор-столбец текущих ошибок по каналам управления.

При моделировании процесса нагружения учтено, что при передаче управляющего сигнала и сигнала обратной связи по цепям системы управления имеют место временные задержки.

Численное моделирование выявило возникновение колебательных процессов в системе управления нагружением (рис. 4). Интенсивность и частота колебательных процессов зависят от частотных свойств системы «объект нагружения — РС», демпфирования в системе и параметров системы управления.

Анализ причин возникновения неустойчивых режимов, проведенный с использованием результатов, полученных на модели, позволил обнаружить следующее. В показаниях динамометра обратной связи можно выделить три составляющие: реакцию от статического деформирования крыла; динамическую реакцию от собственных колебаний механической системы «крыло — РС»; инерционную нагрузку от РС. При одном и том же перемещении штока показания динамометра зависят от всех трех составляющих. Собственные колебания в системе вызываются возмущениями, имеющими место при нагружении конструкции. В частности, такие возмущения возникают при переключении полостей ГЦ при смене знака управляющего воздействия. В этот момент происходит скачкообразное изменение ускорения штока ГЦ (рис. 5), что и является одной

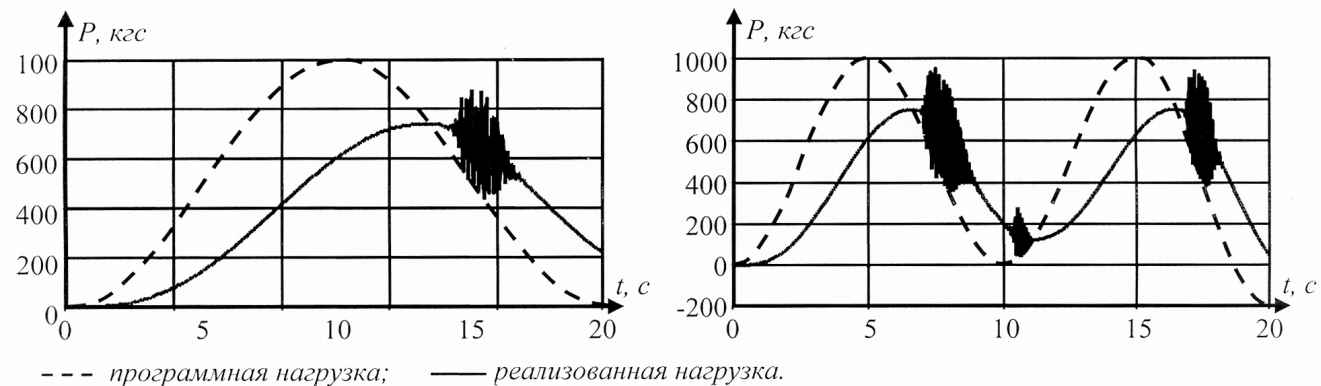


Рис. 4. Численное моделирование нагружения концевой точки крыла с использованием пропорционального закона управления

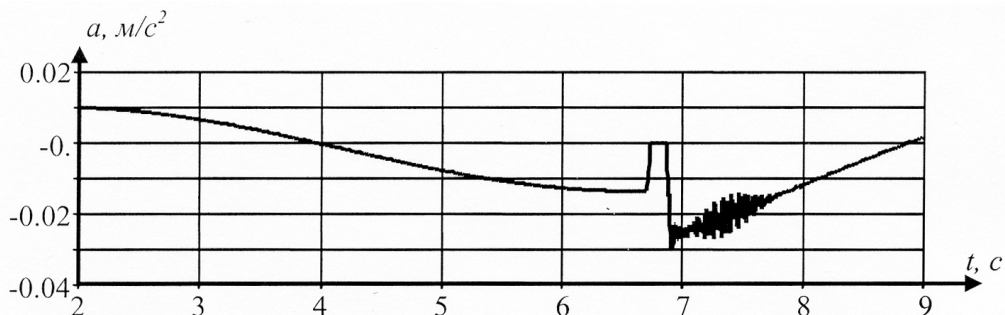


Рис. 5. Возникновение возмущений в системе управления нагружением

из причин возникновения колебаний. Малые значения напряжения обратной связи, вызванные динамической реакцией от возникших колебаний и инерционной реакцией РС, усиливаются пропорциональным законом управления и с некоторым временным сдвигом подаются на исполнительное устройство (ГЦ). Благодаря имеющемуся в системе демпфированию, колебательные процессы до некоторых значений коэффициента усиления гасятся. Однако с увеличением коэффициента усиления эти колебания интенсивно развиваются. Частота колебаний зависит как от динамических свойств объекта нагружения, так и от сдвига фазы между возмущением и реакцией на него системы управления.

Выводы

При использовании пропорционального закона управления для нагружения упругого инерционного объекта с малым демпфированием и широким спектром собственных частот в полосе пропускания САУ, в системе возникают вынужденные колебания, близкие к резонансным. Поэтому для каче-

ственного нагружения конструкции необходимо применять закон управления с малой пропорциональной составляющей. В частности, возможно использование комбинированного закона управления [2], в котором основная часть сигнала вычисляется с учетом упругих свойств объекта нагружения (управление по «планируемой траектории»).

Библиографический список

1. Белоусов А.И., Расторгуев Г.И., Федотова О.Р. Определение оптимальных параметров системы управления нагружением при ресурсных испытаниях летательных аппаратов с использованием математической модели // Вестник СибГАУ. 2008. № 1(18). Красноярск. С. 112-115.
2. Белоусов А.И., Присекин В.Л. Алгоритмы управления нагружением в испытательных стендах // Научный вестник НГТУ. 2000. № 1(8). С.3-11.

Новосибирский государственный
технический университет
Статья поступила в редакцию 02.02.2009