

УДК 624.074

АЛГОРИТМЫ УПРАВЛЕНИЯ УСТАЛОСТНЫМИ ИСПЫТАНИЯМИ САМОЛЕТОВ

В. Л. Присекин, Н. В. Пустовой, Г. И. Расторгуев

Новосибирский государственный технический университет, 630073 Новосибирск

E-mail: rector@nstu.ru

На примере крыла большого удлинения, которое рассматривается как балка, нагруженная аэродинамическими и инерционными силами, проведено исследование эффективности алгоритмов автоматического управления силами, заданными программой испытаний.

Ключевые слова: самолет, крыло, моделирование, система управления силами, программа испытаний.

Испытания на прочность самолетов выполняются на стендах, основными элементами которых являются силовые гидроцилиндры (ГЦ). В полости ГЦ под большим давлением подается масло, приводящее в движение поршни со штоками, соединенными с заранее выбранными узлами на поверхности самолета. Для каждого ГЦ расход масла, поступающего в одну полость и вытекающего из другой, регулируется сервоклапанами, работа которых управляется сигналами, подаваемыми от ЭВМ в дискретные моменты времени. Конструкция испытательного стенда обеспечивает совместное перемещение штоков и узлов самолета. Таким образом, самолет деформируется штоками — перемещающимися опорами. Реакции этих опор представляют собой сосредоточенные силы, действующие на конструкцию летательного аппарата. Задача автоматического управления заключается в реализации перемещений штоков гидроцилиндров, так чтобы реакции опор соответствовали заданным силам — известным функциям времени. Для эффективного управления перемещениями штоков следует учитывать свойства конструкции, которые полностью определяются матрицей жесткости испытываемого объекта [1–4]. В данной работе проведен анализ трех алгоритмов управления процессом испытания конструкции.

Выберем в качестве объекта испытаний крыло большого удлинения самолета, которое можно рассматривать как балку, нагруженную аэродинамическими и инерционными силами. Эту распределенную нагрузку заменим статически эквивалентными сосредоточенными силами, приложенными в узловых точках, соединенных со штоками ГЦ, что позволит считать крыло неразрезной балкой, нагружаемой перемещениями опор. Для вывода уравнений равновесия введем правую систему координат (x, y, z) . Ось z проходит через центры тяжести поперечных сечений балки, направление оси x совпадает с направлением полета, а ось y перпендикулярна плоскости (x, z) .

Пусть z_j ($j = 1, 2, \dots, n$) — координаты узловых точек балки, n — число штоков ГЦ (рис. 1). Будем считать, что эта система координат связана с неразрезной балкой и проходит через две выбранные узловых точки z_r и z_s . Тогда перемещения этих точек в связанной

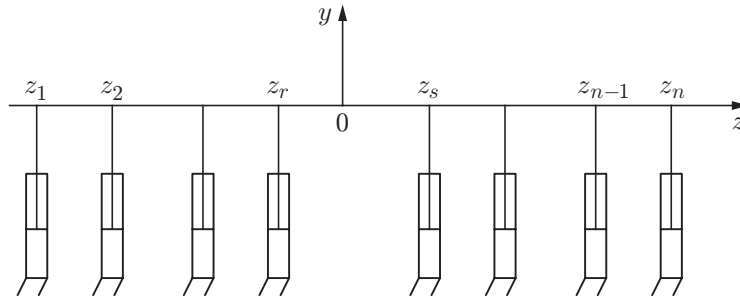


Рис. 1. Модель крыла большого удлинения, опирающегося на штоки гидроцилиндров

системе координат, обусловленные действием штоков ГЦ, равны нулю. Внешняя нагрузка в узловых точках определена сосредоточенными силами q_j . Эти силы будем считать положительными, если их направления совпадают с ортами оси y .

Для определения перемещений узловых точек свободной конструкции введем неподвижную систему координат (ξ, η, ζ) . Будем полагать, что в начальный момент времени связанная система координат совпадает с неподвижной, но под действием штоков ГЦ перемещается в пространстве [1].

Упругие свойства крыла определим с использованием метода конечных элементов. Поскольку деформирование балки происходит в плоскости (y, z) , степени свободы узлов балки определяются перемещениями v_j и углами поворота θ_j относительно оси x . Поэтому вектор-столбец перемещений узловых точек содержит $2n$ компонент: $\beta^T = \{v_1, \theta_1, \dots, v_n, \theta_n\}$, а матрица жесткости K_0 имеет порядок $2n \times 2n$. Матрицу K_0 построим по вычисленным матрицам жесткости отсеков, находящихся между соседними узловыми точками. Отметим, что внешние моменты в узлах балки равны нулю, для уменьшения порядка уравнений состояния систем автоматического управления (САУ) исключим из уравнений равновесия степени свободы θ_j :

$$K_0 \beta = Q.$$

Здесь $Q^T = \{q_1, \mu_1, \dots, q_n, \mu_n\}$ — вектор-столбец сил q_j и моментов μ_j в узлах балки. Путем перестановок степеней свободы преобразуем векторы и матрицу уравнения равновесия к виду

$$K_0 = \begin{bmatrix} K_{11} & K_{12} \\ K_{21} & K_{22} \end{bmatrix}, \quad \beta = \begin{Bmatrix} v \\ \theta \end{Bmatrix}, \quad Q = \begin{Bmatrix} q \\ m_x \end{Bmatrix},$$

где $m_x^T = \{\mu_1, \dots, \mu_n\}$. С помощью введенных выше параметров преобразуем уравнения равновесия:

$$K_{11} v + K_{12} \theta = q, \quad K_{21} v + K_{22} \theta = m_x.$$

Учитывая, что $|K_{22}| \neq 0$ и $m_x = 0$, исключим из уравнений вектор-столбец углов поворота θ . В результате получаем уравнения равновесия относительно перемещений узловых точек

$$K v = q. \tag{1}$$

Здесь $K = K_{11} - K_{12} K_{22}^{-1} K_{21}$ — матрица жесткости неразрезной балки. Эта матрица является вырожденной, ее ранг равен $n - 2$. Для получения численного решения системы уравнений (1) необходимо задать два граничных условия.

1. Управление испытаниями в связанной системе координат. Будем считать, что связанная система проходит через узлы r, s , поэтому перемещения этих узлов всегда равны нулю: $v_r = 0, v_s = 0$. Кроме того, возможные перемещения также обращаются в нуль: $\delta v_r = 0, \delta v_s = 0$. Эти условия позволяют представить крыло в связанной системе координат с числом степеней свободы, равным $n - 2$.

Условия для перемещений узлов позволяют построить из элементов матрицы K матрицу жесткости K_b для $n - 2$ узлов. Удалим из векторов \mathbf{v}, \mathbf{q} элементы с индексами r, s и обозначим полученные объекты через $\mathbf{v}_b, \mathbf{q}_b$. Тогда в связанной системе уравнения равновесия (1) принимают вид

$$K_b \mathbf{v}_b = \mathbf{q}_b. \quad (2)$$

Решение полученной полной системы уравнений имеет вид

$$\mathbf{v}_b = K_b^{-1} \mathbf{q}_b.$$

С помощью цилиндрических шарниров крыло опирается на штоки ГЦ. При малых перемещениях ($|v_j| \ll z_n$) перемещения узлов балки и соответствующих штоков ГЦ равны. Таким образом, крыло как неразрезная балка деформируется перемещениями v_j штоков ГЦ, а усилия q_j представляют собой реакции опор штоков. В этом случае задача реализации сил q_j^p , заданных программой испытаний, сводится к подбору перемещений $v_j, j = 1, 2, \dots, n$, обеспечивающих в любой момент времени минимальную ошибку $|q_j^p - q_j|$. Будем полагать, что скорость перемещения штока зависит от управляющего сигнала, подаваемого на сервоклапан ГЦ:

$$\frac{dv_j}{dt} = \alpha_j U_j. \quad (3)$$

Здесь параметры α_j — скорости штоков, соответствующие единичному сигналу $U_j = 1$. Строго говоря, характеристики ГЦ и сервоклапана не являются линейными, но учет нелинейности приводит лишь к усложнению уравнения состояния, но не вызывает принципиальных изменений. Процесс управления заключается в вычислении сигнала управления, пропорционального ошибке силы $\Delta q_j = q_j^p - q_j$. При этом обычно применяется алгоритм вычисления параметра U_j по формуле

$$U_j = \gamma_j \Delta q_j.$$

Параметры γ_j подбираются в процессе наладочных испытаний. Таким образом, для закрепленной конструкции имеем уравнение состояния, определяющее деформирование крыла штоками ГЦ:

$$\frac{dv_{bj}}{dt} = \alpha_j \gamma_j \Delta q_{bj}.$$

Представим систему (3) в более общей форме

$$\frac{d\mathbf{v}_b}{dt} = D_b \Delta \mathbf{q}_b, \quad (4)$$

где D_b — диагональная матрица с элементами $b_j = \alpha_j \gamma_j$. Заметим, что в формуле (4) размерность матрицы равна числу степеней свободы узлов $n - 2$. Уравнения (2), (4) образуют полную систему уравнений состояния. Зададим начальные условия: в момент времени $t = 0$ перемещения узлов равны нулю: $\mathbf{v}_b = 0$.

Для проведения численного исследования модели САУ введем следующие параметры задачи: $q_j^p = A_j^p f(t)$ (A_j^p — максимальное значение силы; $f(t)$ — функция времени, одинаковая для всех узловых сил); $n = 9$ — число узлов неразрезной балки (координаты узлов

Таблица 1

Геометрия крыла и нагрузки на него

j	z_j , м	$A_j^p \cdot 10^{-3}$, Н	$J_j \cdot 10^5$, м ⁴	j	z_j , м	$A_j^p \cdot 10^{-3}$, Н	$J_j \cdot 10^5$, м ⁴
1	-4	1	5	6	1	4	15
2	-3	2	10	7	2	3	10
3	-2	3	15	8	3	2	5
4	-1	4	20	9	4	1	—
5	0	-20	20				

приведены в табл. 1); $m = 8$ — число отсеков крыла; $r = 4$, $s = 6$ — узловые точки, определяющие положение связанной системы координат. В расчетах функцию $f(t)$ задаем в виде ломаной с максимальным значением в одной из вершин, равным единице. Следует отметить, что геометрические и механические характеристики симметричны относительно начала координат. Моменты инерции J_j полагаем постоянными в каждом отсеке.

Умножая уравнение (4) на матрицу жесткости, получаем уравнение состояния САУ в форме

$$\frac{d\mathbf{q}_b}{dt} = K_b D_b \Delta \mathbf{q}_b. \quad (5)$$

Точное выполнение условий закрепления узлов 4 и 6 балки в связанной системе координат обозначает отсутствие соответствующих строк и столбцов в матрице K , при этом векторы \mathbf{v} , \mathbf{q} преобразуются в векторы \mathbf{v}_b , \mathbf{q}_b . Это затрудняет создание модели САУ и ее исследование. Для упрощения вычислений введем применяемые в МКЭ жесткие упругие связи, обеспечивающие приближенное выполнение условий закрепления. Добавим к диагональным элементам матрицы K жесткости \varkappa_r и \varkappa_s , значения которых равны максимальным значениям диагональных элементов, умноженным на величину порядка 10^6 . Сохраняя прежнее обозначение матрицы K , уравнение (5) запишем в виде

$$\frac{d\mathbf{q}}{dt} = K D_b \Delta \mathbf{q}. \quad (6)$$

Здесь \mathbf{q} , так же как и \mathbf{v} , определяется формулой (1) и имеет порядок $n = 9$, причем $\Delta \mathbf{q} = \mathbf{q}^p - \mathbf{q}$. Решение уравнения (6) построено для планируемых сил $\mathbf{q}^p(t)$ при значениях параметра A_j^p , приведенных в табл. 1. Заметим, что в данном случае размерность матрицы D_b согласована с порядком вектор-столбца \mathbf{q} . Параметры $b_j = \alpha_j \gamma_j$ диагональной матрицы получены методом подбора. Значения параметра b_j для девяти узлов равны $b_1 = 30$ м/(Н·с), $b_2 = 0,2$ м/(Н·с), $b_3 = 0,2$ м/(Н·с), $b_4 = 10^{-11}$ м/(Н·с), $b_5 = 0,1$ м/(Н·с), $b_6 = 10^{-11}$ м/(Н·с), $b_7 = 0,2$ м/(Н·с), $b_8 = 0,2$ м/(Н·с), $b_9 = 30$ м/(Н·с).

Следует отметить, что применение фиктивных жесткостей позволило существенно уменьшить трудоемкость и объем вычислений. Кроме того, появилась возможность создавать простые алгоритмы управления ГЦ, которые применяются при проведении реальных испытаний.

На рис. 2,а приведена зависимость от времени сил q_j в узловых точках крыла, полученных с использованием алгоритма управления (4). Для того чтобы показать изменение силы в узле 5 (максимум $q_5^p = 2 \cdot 10^4$), на рис. 2 введен параметр $p_5 = 0,1q_5$.

Следует отметить, что в соответствии с исходными данными расчетные кривые узловых сил симметричны относительно начала координат. Графики сил в узлах 1, 9 и 2, 8 на концах крыла практически совпадают, при этом характер зависимости $q_j(t)$ и максимальные значения q_j существенно отличаются от планируемых сил $q_j^p(t)$. Однако при плавном

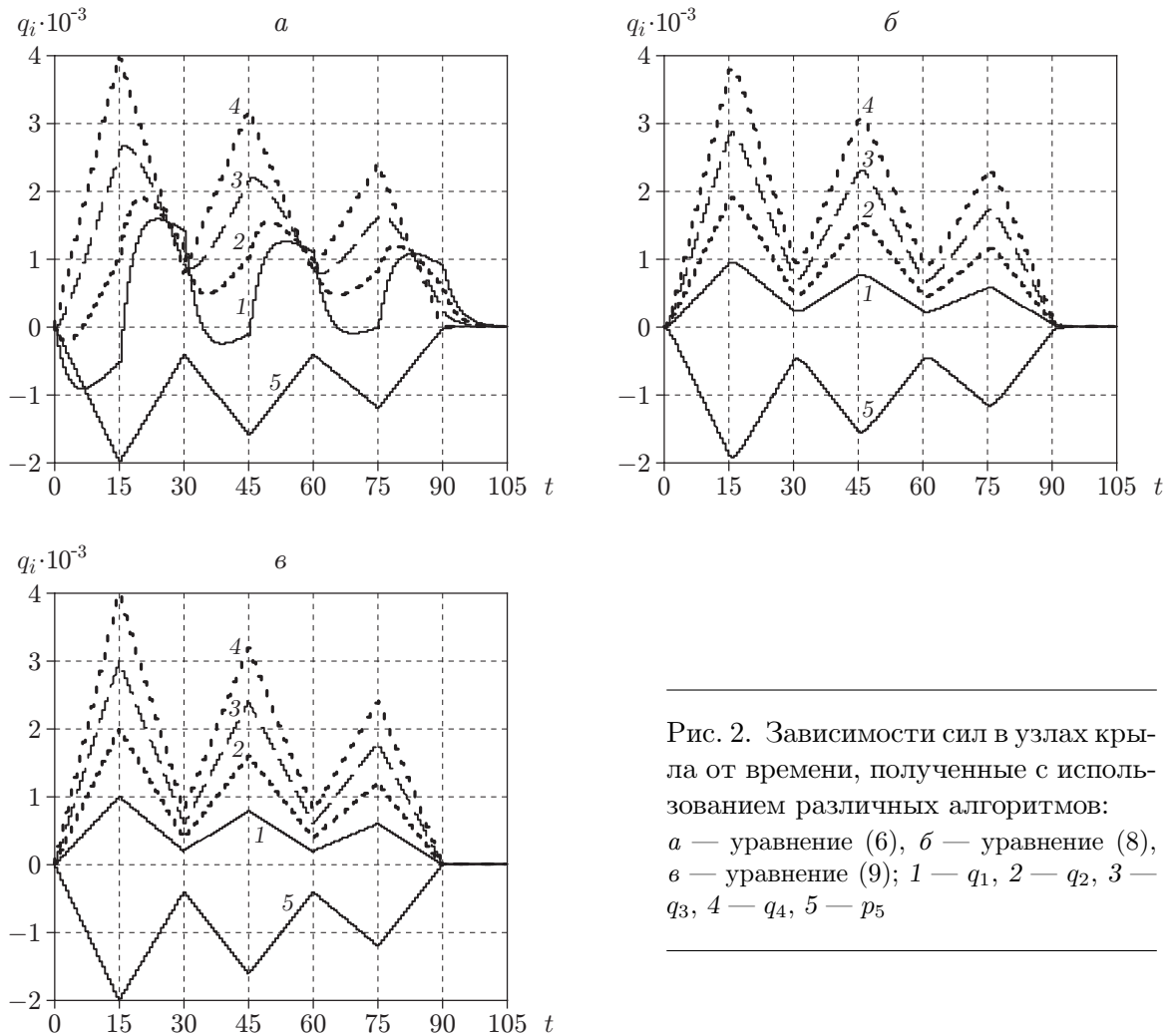


Рис. 2. Зависимости сил в узлах крыла от времени, полученные с использованием различных алгоритмов: *a* — уравнение (6), *б* — уравнение (8), *в* — уравнение (9); 1 — q_1 , 2 — q_2 , 3 — q_3 , 4 — q_4 , 5 — p_5

изменении $f(t)$ соответствие сил в узлах 1 и 2 может улучшиться. Заметим, что при испытаниях закрепленной конструкции невыполнение условия равновесия планируемых сил $\sum_1^n q_j^p = 0$ оказывает влияние только на реакции в неподвижных узлах 4 и 6.

Различие планируемых и реализованных сил в узлах 1, 2 (см. рис. 2, *a*) обусловлено использованием алгоритма (4) управления перемещениями штоков ГЦ. В этом случае скорости штоков пропорциональны величине $\Delta \mathbf{q} = \mathbf{q}^p - \mathbf{q}$. Заметим, что матрица K не диагональная, поэтому перемещение одного штока существенно влияет на силы взаимодействия с балкой в других штоках. Для компенсации величины $\Delta \mathbf{q}$ в одном штоке следует обеспечить перемещения других штоков, не вызывающие изменения реакций в них. Определим такие перемещения с помощью обратной матрицы K^{-1} :

$$\Delta \mathbf{v} = K^{-1} \Delta \mathbf{q}.$$

Таким образом, перемещениями штоков ГЦ следует управлять, используя не ошибку силы $\Delta \mathbf{q}$, а ошибку перемещения штока $\Delta \mathbf{v}$:

$$\frac{d\mathbf{v}}{dt} = D_b K^{-1} \Delta \mathbf{q}. \quad (7)$$

Умножая формулу (7) на матрицу жесткости K , получаем уравнение состояния САУ в виде

$$\frac{d\mathbf{q}}{dt} = KD_b K^{-1} \Delta\mathbf{q}. \quad (8)$$

При наладке САУ необходимо вновь подбирать элементы матрицы D_b . В дальнейшем принято, что характеристики исполнительных механизмов одинаковы, поэтому элементы D_b имеют одно и то же значение.

На рис. 2,б приведены результаты расчета переходных процессов в САУ с использованием алгоритма (8). Элементы диагональной матрицы D_b приняты равными единице. Остальные параметры такие же, как в рассмотренном выше примере. Отметим хорошее соответствие узловых сил, реализованных с помощью алгоритма управления, и заданных сил. Наблюдается небольшое различие наибольших значений этих сил. Изменяя параметры D_b , можно добиться более точной реализации сил. Недостаток предлагаемого алгоритма заключается в необходимости вычислять в процессе испытаний величину $\Delta\mathbf{v} = K^{-1} \Delta\mathbf{q}$. Для большого числа узлов эта процедура является трудоемкой.

Исследуем возможность применения еще одного алгоритма — управления силами по планируемой траектории. Для этого изменим алгоритм управления, введя в уравнение (6) некоторую функцию времени:

$$\frac{d\mathbf{q}}{dt} = KD_b \Delta\mathbf{q} + K\mathbf{P}(t). \quad (9)$$

Вектор-столбец $\mathbf{P}(t)$ — главная часть управляющего сигнала, определяемая по известным силам $\mathbf{q}^p(t)$. Функцию $\mathbf{P}(t)$ найдем, используя следующее условие: решение уравнения состояния точно воспроизводит планируемые силы. Следовательно,

$$\mathbf{q} \equiv \mathbf{q}^p. \quad (10)$$

Подставляя \mathbf{q} в уравнение (9), получаем функцию $\mathbf{P}(t)$:

$$\mathbf{P}(t) = K^{-1} \frac{d\mathbf{q}^p}{dt}.$$

На рис. 2,в представлены узловые силы, воспроизводимые системой управления. Можно отметить практически полное совпадение реализованных и заданных сил. Преимуществом алгоритма управления, основанного на уравнении (9), является возможность заранее (до испытаний) рассчитать вектор-столбец $\mathbf{P}(t)$ для любой зависимости характеристик ГЦ и сервоклапанов от управляющих сигналов. Следует отметить, что согласно уравнениям (4), (9) управляющий сигнал представляет собой сумму $D_b \Delta\mathbf{q} + K^{-1} d\mathbf{q}^p/dt$. Первое слагаемое суммы соответствует алгоритму управления с использованием ошибки $\Delta\mathbf{q}$.

2. Испытания свободной конструкции. Задача управления силами, действующими на свободную конструкцию, принципиально отличается от задач, изученных в п. 1. Исследуемая конструкция — крыло как абсолютно жесткое тело — имеет две степени свободы в пространстве: перемещение по оси η и поворот относительно оси ξ неподвижной системы координат. Поэтому силы, возникающие при деформировании крыла штоками ГЦ, как и планируемые силы, должны удовлетворять двум уравнениям равновесия:

$$\sum_1^n q_j = 0, \quad \sum_1^n q_j z_j = 0.$$

Таким образом, система сил q_j , $j = 1, \dots, n$ оказывается линейно зависимой. Силы \mathbf{q} и перемещения \mathbf{v} удовлетворяют $2n$ уравнениям состояния:

$$K\mathbf{v} = \mathbf{q}, \quad \frac{d\mathbf{v}}{dt} = D_b K^{-1} \Delta\mathbf{q}.$$

Таблица 2

Перемещения узлов

j	$v_j, \text{ м}$	v_{Aj}	j	$v_j, \text{ м}$	v_{Aj}	j	$v_j, \text{ м}$	v_{Aj}
1	0,0044	-2,104	4	-0,0004	-0,400	7	0,0008	1,301
2	0,0025	-1,502	5	-0,0009	0,199	8	0,0025	1,902
3	0,0008	-0,901	6	-0,0004	0,800	9	0,0044	2,504

Необходимо задать еще два параметра, чтобы иметь $2n$ независимых параметров состояния для управления штоками ГЦ. В случае свободной незакрепленной конструкции эти параметры должны определять ее положение в пространстве. Поэтому при проведении испытаний в качестве таких параметров целесообразно использовать перемещения двух узлов крыла, которые фиксируют положение связанной системы координат. Для рассматриваемой конструкции это узлы $r = 4, s = 6$. Зададим функции времени $u_4(t), u_6(t)$ для управления перемещениями узловых точек v_4, v_6 . В результате число независимых параметров состояния стало равным $2n$.

Отметим, что свойства крыла определяются матрицей жесткости (1), ранг которой равен $n - 2$. Следовательно, определитель матрицы равен нулю и обратной матрицы не существует. Для упрощения решения уравнений состояния введем в узлы 4 и 6 “смягчающие” добавки — упругие связи с весьма малой жесткостью порядка 10^{-6} Н/м. Максимальные значения диагональных элементов матрицы жесткости имеют порядок 10^6 . Незначительное изменение диагональных элементов позволяет считать конструкцию почти свободной и использовать для решения задачи преобразованную матрицу K . Учитывая, что новая матрица невырожденная, сохраним ее обозначение и запишем уравнения состояния почти свободной конструкции в виде

$$K\mathbf{v} = \mathbf{q}; \quad (11)$$

$$\frac{d\mathbf{v}}{dt} = D_b K^{-1} \Delta \mathbf{q}. \quad (12)$$

Получена полная система уравнений, вывод которой основан на алгоритме управления с использованием величины $\Delta \mathbf{v}$. Умножим дифференциальное уравнение (12) на матрицу жесткости слева:

$$\frac{d\mathbf{q}}{dt} = K D_b K^{-1} (\mathbf{q}^p - \mathbf{q}). \quad (13)$$

Решение системы (13) определяет узловые силы, а перемещения узлов вычисляются из уравнения равновесия (11):

$$\mathbf{v} = K^{-1} \mathbf{q}.$$

Численное решение уравнений состояния выполнялось для планируемых сил, удовлетворяющих условиям равновесия $\sum_1^n q_j^p = 0, \sum_1^n q_j^p z_j = 0$. В этом случае графики сил в узловых точках крыла совпадают с графиками, приведенными на рис. 2, б. Перемещения узлов крыла v_j приведены в табл. 2. Максимальные значения перемещений не достигают 5 мм, что соответствует упругой деформации крыла. Связанная с крылом система координат остается неподвижной.

Для завершения анализа процесса деформирования свободной конструкции рассмотрим случай приложения неуравновешенной системы сил q_j^p . Пусть планируемое усилие в узле 9 содержит ошибку, равную 1 Н, что нарушает условие равновесия сил. В реальных испытаниях величина ошибок больше.

Результаты расчета зависимости узловых сил от времени совпадают с данными, приведенными на рис. 2, б. Однако величины перемещений существенно изменились. В табл. 2 приведены значения суммы v_{Aj} упругих перемещений v_j и перемещений узлов конструкции как абсолютно жесткого тела с погрешностью, не превышающей 0,001. Отметим, что неуравновешенный момент $M_x = -4 \text{ Н} \cdot \text{м}$ вызывает поворот конструкции относительно закрепленной системы координат: перемещения концевых узлов достигают значений порядка 2 м и имеют разные знаки. Такие перемещения не могут быть реализованы на испытательном стенде вследствие ограниченной длины штоков ГЦ.

Анализ данных, приведенных в табл. 2, позволяет сделать вывод, что испытания свободной конструкции возможны лишь при условии управления перемещением конструкции как абсолютно жесткого тела. Для этого следует ввести параметры состояния: планируемые перемещения узлов крыла v_j^p и перемещения v_j , полученные в результате функционирования САУ. Пусть $\Delta v = K^{-1} \Delta q$. Тогда уравнение (7) можно представить в виде

$$\frac{dv}{dt} = D_b \Delta v.$$

Для управления положением конструкции в глобальной системе координат определим функции $u_4(t)$ и $u_6(t)$, сохраняющие положение конструкции как абсолютно жесткого тела. Тогда выражение для перемещений любого узла можно представить в виде

$$u_j = \left(1 - \frac{z_j - z_4}{z_6 - z_4}\right) u_4 + \frac{z_j - z_4}{z_6 - z_4} u_6. \quad (14)$$

Уравнение состояния определим как суперпозицию упругих перемещений и перемещений, определенных формулой (14):

$$\frac{dv}{dt} = D_b \Delta v + \Phi \begin{Bmatrix} u_4 \\ u_6 \end{Bmatrix}. \quad (15)$$

Здесь Φ — матрица с размерностью 2×9 , элементы которой вычисляются по формуле (14). Второе слагаемое обеспечивает сохранение заданного положения конструкции относительно неподвижной системы координат. Действующие на конструкцию силы определяются уравнением равновесия (11).

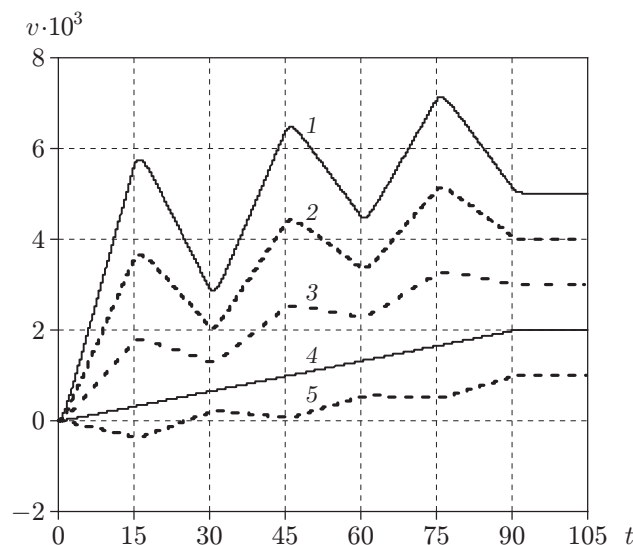


Рис. 3. Зависимость перемещений узлов крыла от времени, полученная с использованием уравнения (15):

1 — v_1 , 2 — v_2 , 3 — v_3 , 4 — v_4 , 5 — v_5

Рассмотрим пример, в котором перемещения узлов 4 и 6 в уравнении (15) задаются формулами

$$u_4 = \begin{cases} 0,002t/90, & t \leq 90, \\ 0,002, & t > 90, \end{cases} \quad u_6 = 0.$$

Результаты моделирования испытаний свободной конструкции подтвердили вывод о необходимости управления ее положением в пространстве. Численное решение уравнений состояния (15) и (11) выполнялось для параметров, приведенных в табл. 1. На рис. 3 показан процесс управления перемещениями узлов крыла в неподвижной системе координат. Отметим, что перемещения узлов u_4 , u_6 совпадают с функциями u_4 , u_6 . Полученная зависимость узловых сил от времени совпадает с данными, приведенными на рис. 2, б.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Присекин В. Л., Расторгуев Г. И.** Алгоритм управления испытаниями конструкции самолета на прочность // Науч. вестн. Новосиб. гос. техн. ун-та. 2012. № 1. С. 75–82.
2. **Присекин В. Л., Пустовой Н. В., Белоусов А. И., Нигирич Ю. Б.** Компьютерная модель системы стенда и самолета для испытаний на прочность // Науч. вестн. Новосиб. гос. техн. ун-та. 1996. № 1. С. 3–11.
3. **Присекин В. Л., Расторгуев Г. И., Белоусов А. И.** Вычисление матрицы податливости конструкции по данным эксперимента // Избранные проблемы прочности современного машиностроения: Сб. науч. ст., посвящ. 85-летию Э. И. Григолюка (1923–2005). М.: Физматлит: Ин-т механики Моск. гос. ун-та, 2008. С. 56–60.
4. **Присекин В. Л., Белоусов А. И.** Алгоритмы управления нагружением в испытательных стендах // Науч. вестн. Новосиб. гос. техн. ун-та. 2000. № 1. С. 3–11.

*Поступила в редакцию 24/V 2013 г.,
в окончательном варианте — 27/VI 2013 г.*