

УДК 629.7.025: 004.942

В. Н. ДОЦЕНКО, Ю. В. КОВЕЗА, И. Г. ЛИХОШЕРСТ

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина

О СОЗДАНИИ АДЕКВАТНОЙ ДИНАМИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПРЕДКРЫЛКАМИ И ЗАКРЫЛКАМИ

Представлены результаты разработки динамических моделей систем управления предкрылками и закрылками, которые дают возможность проведения сравнительного динамического анализа системы с последующим выбором её параметров и оптимальной компоновки. Подробно рассмотрены и учтены типичные нелинейные элементы в трансмиссии системы управления. Выполнено приведение параметров к выбранному элементу - основному трансмиссионному валу. В качестве объекта исследования рассмотрена система управления предкрылками и закрылками самолета Ан-148. Для описания и анализа динамической модели получена система нелинейных дифференциальных уравнений второго порядка, которые решаются численно с использованием пакетов Mathcad и Matlab /Simulink.

Ключевые слова: предкрылки и закрылки, система управления, динамическая модель, нелинейные элементы.

Введение

Важной задачей современного самолетостроения является обеспечение безопасности полета в течение заданного ресурса, что определяется надежностью и долговечностью как самолета (сложной и многофункциональной системы) в целом, так и его отдельных элементов и механизмов [1].

Для сертификации самолета требуется ряд длительных и дорогостоящих испытаний для того, чтобы гарантировать безопасное и надежное поведение его систем на всех рабочих режимах и при отказах. Как правило, эти испытания на системном уровне проводятся на физических стендах, где интегрированы все соответствующие компоненты исследуемой системы, включая приводы, датчики и компьютерное управление.

В связи с противоборствующими тенденциями увеличения сложности систем и значительного сокращения сроков разработки самолета, использование виртуального тестирования наряду с физическими испытаниями стало одним из решений, призванным преодолеть эту проблему [2].

Предлагаемая статья посвящена разработке динамических моделей систем управления предкрылками и закрылками (СУПЗ), которые в значительной степени определяют соответствие характеристик самолета высоким техническим требованиям. Для проектанта особое значение имеет возможность проведения сравнительного динамического анализа системы с последующим выбором оптимальной компоновки и параметров системы.

Особенное внимание уделяется диагностике отказов и корректировке реакции системы на эти

отказы. Так, при обрыве трансмиссионного вала на одном полукрыле время реакции системы должно быть минимальным, т.к. такой отказ приводит к асимметрии крыла, возникновению дополнительного момента сил вокруг продольной оси самолета и увеличению крена.

Кроме того, в рассматриваемых системах очень важен учет нелинейных эффектов, которые существенно влияют на все эксплуатационные параметры летательных аппаратов (ЛА) [2]. Рассмотрение многих принципиальных вопросов проектирования и оптимизации систем ЛА без учета этих нелинейных зависимостей часто приводит не только к количественному расхождению теоретических и экспериментальных результатов, но и к ошибкам на этапе принятия того или иного конструктивного решения.

Создание математической модели трансмиссии СУПЗ – это получение адекватного закона движения (угловое перемещение) характерных точек и закона изменения сил (крутящий момент) в этих точках с течением времени, влияния на эти переменные параметров элементов, входящих в состав трансмиссии, установления закона движения при различных отказах. Главным образом такая модель призвана предоставить достоверную информацию инженеру на этапе проектирования. Она может быть интегрирована в модель СУПЗ, где могут учитываться воздействия пилота на систему, взаимодействие трансмиссии с электромеханическими устройствами, электроникой, включая датчики и вычислители.

Немаловажным вопросом является как перечень и характер учитываемых параметров, так и подробность модели. Очевидно, что чем больше

параметров учитывается и чем подробнее модель, тем больше затраты машинного времени.

Постановка задачи исследования

Системы управления механизацией крыла современных самолетов (Ан-148, SSJ-100, A350 XWB и др.) во многом схожи [3-5]. Рассмотрим в качестве объекта исследования систему управления закрылками самолета Ан-148 (рис. 1).

Эта система обеспечивает управление из кабины пилотов двумя секциями закрылков на каждом полукрыле посредством перемещения рукоятки управления предкрылками и закрылками (РУЗП). Команда от РУЗП через электронный блок управления и контроля закрылков (БУКЗ) передается на комбинированный привод, который приводит в движение механическую трансмиссию. На концах трансмиссии установлены противооборочные тормоза, датчики обратной связи и асимметрии (БР), электрически связанные с БУКЗ.

Трансмиссия системы управления закрылками передает вращающий момент от комбинированного привода к шариковинтовым подъемникам (ШВП) секций закрылков через карданные валы, установленные на опорах, и угловые редукторы с муфтой ограничения момента [5].

Особенностью рассматриваемой системы является существенный вклад в ее работу нелинейностей: КПД, зазоров, и т.п. Так, например, КПД на пути передачи мощности от электромеханизма к крайней секции закрылков или предкрылков может составлять 50%, к тому же имеет значение направление потока мощности.

При создании динамической модели необходимо выполнить приведение параметров к выбранному элементу трансмиссии согласно кинематической

схеме. При этом обычно используются следующие подходы:

- приводить желательнo к валу, с частотой вращения которого вращается больше всего элементов;
- определять момент инерции, жесткость, коэффициент демпфирования из условия равенства кинетической энергии;
- находить нагрузки, статические моменты, потери из условия равенства работ обобщенных сил на соответствующих перемещениях;
- приводить поступательное (плоское) движение к вращательному через соответствующие зависимости (передаточное отношение, равенство кинетической энергии).

Для модели трансмиссии закрылков в качестве вала приведения выбран основной трансмиссионный вал (поз. 5, 7, 9, 11, 13, 15, 17, 19 на рис. 1). Приведенная сила $F_{пр}$, действующая со стороны закрылка на винт ШВП, приведена к трансмиссионному валу следующим образом:

$$F_{пр} = \frac{F \cdot p}{u \cdot 2\pi},$$

где u – передаточное отношение редуктора ШВП (зубчатой передачи); p – шаг резьбы ШВП. Размерность этой условной силы соответствует размерности крутящего момента (Нм).

Приведение масс звеньев, которыми управляет ШВП, производится по формуле:

$$m_{пр} = \frac{m}{u^2} \left(\frac{p}{2\pi} \right)^2,$$

где m – масса закрылка, гайки и рычажного механизма.

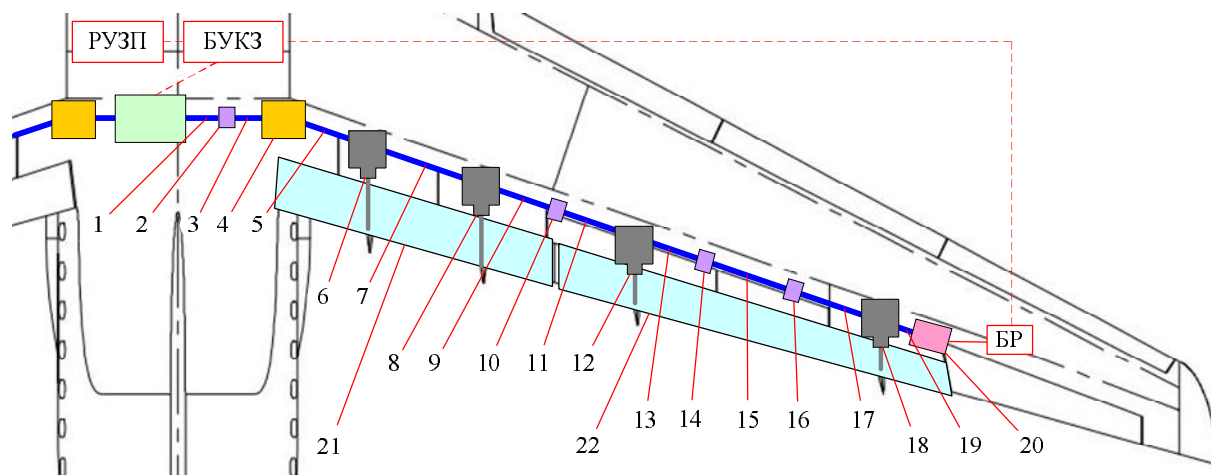


Рис. 1. Система управления закрылками самолета Ан-148:
1, 3, 5, 7, 9, 11, 13, 15, 17, 19 – карданный вал; 2, 10, 14, 16 – опора трансмиссии;
4 – угловой редуктор; 6, 8, 12, 18 – шариковинтовой подъемник;
20 – датчик обратной связи и асимметрии; 21, 22 – секции закрылков

Размерность приведенной массы соответствует размерности момента инерции (кгм^2).

Математическая интерпретация модели

Рассмотрим систему координат, в которой роль обобщенных координат выполняют углы закручивания участков валопровода между сосредоточенными массами. В данном случае количество обобщенных координат соответствует количеству участков валов и редукторов.

В рассматриваемом случае в системе действуют непотенциальные силы. Тогда уравнение Лагранжа для такой системы можно представить в виде [6,7]:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial T}{\partial q_i} = Q_i - \frac{\partial \Pi}{\partial q_i} - \frac{\partial \Phi}{\partial q_i},$$

где T , Π – кинетическая и потенциальная энергия системы;

Φ – диссипативная функция Рэлея;

q_i – обобщенная координата;

Q_i – обобщенные силы

$$Q_i = \frac{\sum \delta W_k}{\delta q_i};$$

δW_k – работа k -й силы (крутящего момента) на возможном перемещении системы;

δq_i – вариация обобщенной координаты.

Здесь учитываются все внешние силы, действующие на динамическую систему, а также внутренние силы трения (реакции неидеальных связей). Ниже расписаны составляющие уравнения Лагранжа для трансмиссии закрылков правого полукрыла (левое полукрыло описывается аналогично).

Кинетическая энергия:

$$T = \sum_{i=1}^{22} \frac{J_i \dot{\phi}_i^2}{2},$$

$$T = \frac{1}{2} (J_1 \dot{\phi}_1^2 + J_2 \dot{\phi}_2^2 + \dots + J_{22} \dot{\phi}_{22}^2),$$

где J_i и $\dot{\phi}_i$ – момент инерции и угловая скорость, соответствующие i -му элементу.

Потенциальная энергия:

$$\Pi = \frac{1}{2} (C_1 \Delta \phi_1^2 + C_2 \Delta \phi_2^2 + \dots + C_{22} \Delta \phi_{22}^2),$$

где C_i – крутильные жесткости соответствующих элементов;

$\Delta \phi_i$ – относительное угловое положение преды-

дущего и текущего элемента трансмиссии.

Слагаемое $\frac{\partial T}{\partial q_i}$ актуально для звеньев (элементов), совершающих сложное движение, так как момент инерции такого звена (элемента) зависит от текущего положения (например, для закрылка).

Для нахождения обобщенных сил определим:

$$\sum \delta W_k = M_{\text{КПМ}} \delta \phi_0 + M_1 \delta \phi_1 + \dots + M_{22} \delta \phi_{22}.$$

Продифференцировав соответствующие составляющие уравнения Лагранжа согласно [7], получим систему нелинейных дифференциальных уравнений второго порядка, которые решаются численно.

Имеющиеся в рассматриваемой системе нелинейности в предлагаемой динамической модели учитываются следующим образом [7,8].

1. Зазор. Рассматривается люфт, свободный ход в зубчатом зацеплении, зазор в ШВП и двухстороннем податливом упоре.

Наличие зазора необходимо для нормального функционирования передач; он задан степенью точности изготовления. Для упора величина зазора определяется рабочим диапазоном.

Зазор можно представить в следующем виде (рис.2):

$$M_{\text{уз}} = \begin{cases} C \Delta \phi, & \text{если } \Delta \phi > \alpha, \\ 0, & \text{иначе,} \end{cases}$$

где $\Delta \phi$ – разница углов закрутки концов упругого элемента;

α – угловой зазор в элементе (диапазон хода между механическими упорами);

C – крутильная жесткость;

$M_{\text{уз}}$ – момент, передаваемый через упругий элемент с учетом зазора.

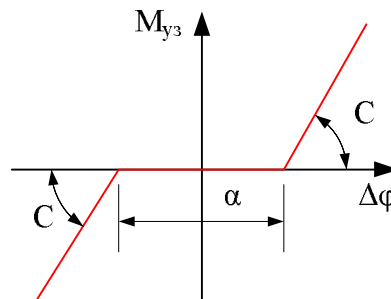


Рис. 2. Модель зазора

2. Сухое и вязкое трение. Моменты сил трения, возникающие в редукторах и опорах трансмиссии, смоделированы так (рис. 3):

$$M_{тр} = M_c \operatorname{sgn}\dot{\phi} + v\dot{\phi},$$

где M_c – момент сил трения;
 $\dot{\phi}$ – угловая скорость элемента;
 v – коэффициент вязкости.

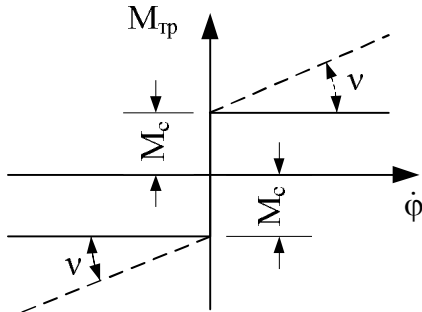


Рис. 3. Модель трения

3. Нелинейная жесткость (продольная жесткость винта ШВП). Продольная жесткость передачи зависит от текущего положения гайки на винте. Жесткость винта обратно пропорциональна длине участка винта, нагруженного осевой силой.

Продольная жесткость (рис. 4) может быть приведена к угловому перемещению винта.

В общем виде $C = C(\phi)$.

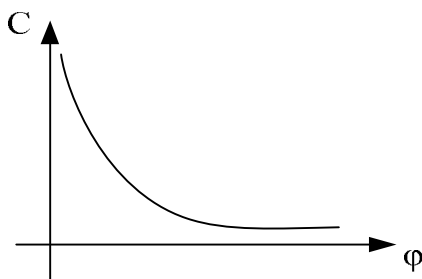


Рис. 4. Модель нелинейной жесткости

4. Нелинейный момент инерции (масса) (момент инерции при сложном движении).

У звеньев, совершающих сложное движение (многоцелевой закрылок), момент инерции изменяется в процессе выпуска (рис. 5).

В общем виде $J = J(\phi)$.

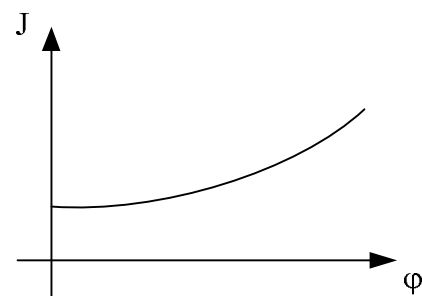
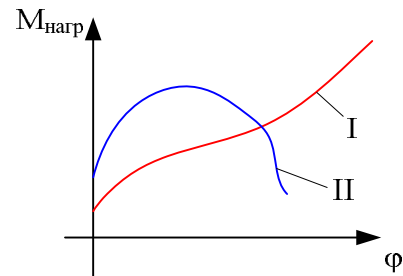


Рис. 5. Модель нелинейного момента инерции

5. Нагрузка, как функция координаты. Аэродинамическая нагрузка, действующая на закрылки и предкрылки, зависит от конфигурации крыла (углов выпуска закрылков и предкрылков). Изменение нагрузки показано на рис. 6.

В общем виде $M_{нагр} = M_{нагр}(\phi)$.



I – для закрылков, II – для предкрылков

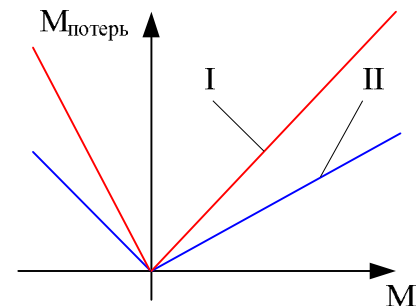
Рис. 6. Модель нагрузки

6. Момент сил, обусловленный наличием потерь (КПД). Чаще всего КПД представляется одним значением, не зависящим от направления потока мощности. Но некоторые передачи обладают различным КПД для прямого и обратного хода (направления потока мощности), например, ШВП и планетарный редуктор.

Математическая модель такого вида нелинейности (рис. 7) представляет собой следующую функцию:

$$M_{потерь} = \begin{cases} (1 - \eta_{пр})|M|\operatorname{sgn}\dot{\phi}, & \text{если } M\dot{\phi} \geq 0, \\ \frac{(1 - \eta_{обр})}{\eta_{обр}}|M|\operatorname{sgn}\dot{\phi}, & \text{иначе,} \end{cases}$$

где M – момент, передаваемый через элемент;
 $\eta_{пр}, \eta_{обр}$ – КПД прямого и обратного хода.



I – при прямом ходе, II – при обратном ходе

Рис. 7. Модель момента потерь

7. Карданная передача. Карданные валы входят в состав трансмиссии закрылков и предкрылков и предназначены для передачи крутящего момента от привода к агрегатам системы. Частота вращения выходного вала одинарного кардана непостоянна

(рис. 8). Неравномерность угловой скорости тем больше, чем больше угол между валами кардана. В случае сдвоенного кардана неравномерность вращения частично компенсируется, скорость выходного вала выравнивается, но неравномерность крутящего момента остается.

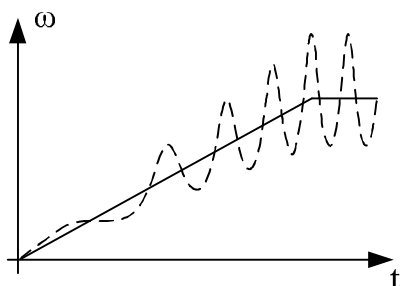


Рис. 8. Модель карданной передачи

Угловая скорость выходного вала (индекс 2) связана с угловой скоростью входного вала (индекс 1) следующей зависимостью

$$\omega_2 = \frac{\omega_1 \cos \beta}{1 - \sin^2(\beta) \cos^2(\varphi_1)},$$

где β — угол между валами;

$\omega_1 = \dot{\varphi}_1$ — угловая скорость.

Решение систем нелинейных ДУ производится численными методами с помощью прикладных пакетов Mathcad, Maple, Matlab, Modelica, AMESim, VisSim. Так, например, в программе Mathcad можно записывать уравнения в привычном виде, когда производные задаются в виде $d\varphi/dt$ или φ' .

Кроме того, Mathcad позволяет решать систему неоднородных ДУ (линейных или с малым количеством нелинейностей) с переменным или постоянным шагом и для жестких и нежестких систем (предлагается ряд решателей).

Matlab представляет интерес как решатель систем ДУ и как мощный инструмент представления и анализа полученных в результате моделирования данных. Подсистема Matlab Simulink — интерактивный инструмент для моделирования динамических систем, в ней системы уравнения могут быть представлены в виде блок-схем, передаточных функций и моделей в пространстве состояний. Кроме того, Simulink содержит ряд библиотек, таких как Simscape — библиотека элементов для моделирования механических, электрических и гидравлических систем. Simulink позволяет решать системы нелинейных ДУ высокого порядка (более 50 ДУ) различными методами и предоставляет широкие возможности пользователю по их настройке.

Учитывая перечисленные возможности, предлагается использовать в связке пакеты Mathcad и Matlab/Simulink.

Заключение

Адекватность разработанной модели в большей мере будет зависеть от глубины проработки (знаний) физических процессов, происходящих в данном элементе трансмиссии. В зависимости от программного пакета, вида нелинейных функций, желаемой точности, метода решения будет зависеть экономичность модели. Анализ указанных вопросов будет проведен в дальнейшем после выполнения идентификации разработанной модели на основании экспериментальных данных, проведения численных экспериментов и их анализа.

Литература

1. Кестельман, В. Н. *Механизмы управления самолетом [Текст]* / В. Н. Кестельман, А. В. Федоров. — М. : Машиностроение, 1987. — 184 с.
2. Jaymeen, Amin. *High-lift system virtual test [Text]* / Amin Jaymeen, Neuhaus Philip // *NAFEMS World Congress 2013*. — 13 p.
3. Пантелеев, О. *Система управления самолетом SSJ (RRJ95) [Текст]* / О. Пантелеев // *Суперджет (SSJ-100): реальность против домыслов. Устройство самолета. Система управления самолетом*. — Режим доступа: <http://superjet-wikidot.com/wiki:sistema-upravlenia>. — 6.06.2012
4. Юцкевич, С. С. *Современные тенденции развития электродистанционных систем управления самолетами [Текст]* / С. С. Юцкевич, Н. М. Юдин // *Вестник национального авиационного университета*. — 2013. — № 3. — С. 50-56.
5. *Руководство по технической эксплуатации Ан-148-100 [Текст]*. — К. : ГП АНТК им. О.К. Антонова, 2006. — 4237 с.
6. Петровский, И. Г. *Лекции по теории обыкновенных дифференциальных уравнений [Текст]* / И. Г. Петровский. — М. : МГУ, 1984. — 296 с.
7. *Динамика транспортно-тяговых колесных и гусеничных машин [Текст]* / Е. Е. Александров, Д. О. Волонцевич, В. А. Карпенко и др. — Х. : ХГАДТУ (ХАДИ), 2001. — 642 с.
8. Тарасик, В. П. *Математическое моделирование технических систем [Текст]* : Учеб. для вузов / В. П. Тарасик. — Минск : ДизайнПРО, 2004. — 640 с.

Поступила в редакцию 27.02.2015, рассмотрена на редколлегии 15.05.2015

ПРО СТВОРЕННЯ АДЕКВАТНОЇ ДИНАМІЧНОЇ МОДЕЛІ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ПЕРЕДКРИЛКАМИ І ЗАКРИЛКАМИ

В. М. Доценко, Ю. В. Ковеза, І. Г. Лихошерст

Представлено результати розробки динамічних моделей систем керування передкрилками і закрилками, які дають можливість проведення порівняльного динамічного аналізу системи з подальшим вибором її параметрів і оптимальної компоновки. Детально розглянуто і враховано типові нелінійні елементи в трансмісії системи керування. Виконано приведення параметрів до вибраного елемента – основного трансмісійного валу. Як об'єкт дослідження розглянуто систему управління передкрилками і закрилками (СКПЗ) літака Ан-148. Для опису і аналізу динамічної моделі отримано систему нелінійних диференціальних рівнянь другого порядку, які вирішуються чисельно з використанням пакетів Mathcad і Matlab / Simulink.

Ключові слова: передкрилки і закрилки, система керування, динамічна модель, нелінійні елементи.

ABOUT CREATION OF ADEQUATE DYNAMIC MODEL OF HIGH-LIFT CONTROL SYSTEMS

V. N. Dotsenko, Yu. V. Koveza, I. G. Lykshosherst

The results of dynamic modeling of high-lift control systems (HLCS) is represented. The results allow a comparative analysis of the dynamic system, select its parameters and provide their optimal combination. Typical nonlinear elements in a transmission control system are discussed in detail and considered. The parameters are reduced to the main transmission shaft. HLCS of Antonov 148 is considered as the object of study. To describe and analyze the dynamic model a system of nonlinear second order differential equations is obtained. The equations are numerically solved by using Mathcad and Matlab / Simulink.

Key words: slats, flaps, control system, dynamic model, nonlinear elements.

Доценко Владимир Николаевич – д-р техн. наук, проф., проф. каф. теоретической механики, машиноведения и роботомеханических систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: dovl202@ukr.net.

Ковеза Юрий Владимирович – канд. техн. наук, доц., доц. каф. теоретической механики, машиноведения и роботомеханических систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: koweza@ukr.net.

Лихошерст Иван Григорьевич – аспирант кафедры теоретической механики, машиноведения и роботомеханических систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: lykshosherst@gmail.com.