

УДК 629.735

Г.Г. КУЛИКОВ¹, А.И. АБДУЛНАГИМОВ¹, Б.И. БАДАМШИН², А.С. ЧЕПАЙКИН²¹ Уфимский государственный авиационный технический университет, Россия² ОАО Уфимское научно-производственное предприятие «Молния», Россия

УЧЕТ МАЛЫХ ПАРАМЕТРОВ МОДЕЛИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ВИНТОВЕНТИЛЯТОРА ТВВД

В данной статье описывается методика оценки адекватности динамических моделей системы управления винтовентилятора (ВВ) ТВВД с учетом малых параметров. Приводится методика построения линейной динамической модели системы управления винтовентилятора и алгоритм ее программной реализации. Выполняется анализ качества системы автоматического управления, построенной на основе полученной модели высокого порядка, путем вычисления корней характеристического уравнения замкнутой системы управления и построения графиков Боде. Проверка адекватности полученной модели осуществляется сравнением переходных характеристик, полученных с помощью нелинейной модели и с помощью линейной динамической модели (ЛДМ) ВВ.

Ключевые слова: линейная динамическая модель, нелинейная динамическая модель, винтовентилятор, система управления, турбовинтовентиляторный двигатель, запасы устойчивости, переходные процессы, малые параметры.

Введение

В настоящее время продолжают исследоваться по турбовинтовым и турбовинтовентиляторным двигательным установкам для эксплуатации на самолетах со скоростями, соответствующими крейсерским числам M (мах) от 0,55 до 0,85. Поэтому проблема моделирования, идентификации и оценки моделей винтовентилятора (ВВ), которая включает исследования динамических, статических и качественных характеристик канала управления частотой вращения ВВ остается актуальной¹.

В работе содержится методика линеаризации нелинейной математической модели двигательной установки (ММ ДУ), анализ алгоритмов регулирования частотой вращения винтовентиляторов в системе автоматического управления (САУ) с учетом малых параметров. Линеаризация ММ ДУ позволяет определить корни характеристических уравнений обоих контуров регулирования. Анализ мнимых частей корней характеристического уравнения, в свою очередь, позволяет идентифицировать параметры источников вибрации и акустических шумов, вызываемых САУ.

Для модельных исследований динамических, статических и качественных характеристик канала управления частотой вращения винтовентиляторов в программной среде Matlab и в графической среде

имитационного моделирования Simulink был разработан программный комплекс, состоящий из линеаризованной модели винтовентилятора и линейной модели канала управления частотами вращения переднего и заднего винтов двигательной установки.

1. Моделирование винтовентилятора

1.1. Нелинейная имитационная математическая модель соосного ВВ в составе модели ТВВД

На установившихся режимах поведение винтовентилятора описывается системой уравнений, связывающих частоты вращения $\omega_{ВВ}$, крутящие моменты $M_{ВВ}$ и мощности $N_{ВВ}$ на валах винтовентиляторов и свободной турбины [1]:

$$\begin{cases} M_{ПВ} = M_{ТВВ} \cdot i_{ПВ}; \\ M_{ЗВ} = M_{ТВВ} \cdot i_{ЗВ}; \\ N_{ТВВ} = M_{ТВВ} \cdot \omega_{ТВВ}; \\ N_{ТВВ} = M_{ПВ} \cdot \omega_{ПВ} + M_{ЗВ} \cdot \omega_{ЗВ}; \\ \omega_{ТВВ} = \omega_{ПВ} \cdot i_{ПВ} + \omega_{ЗВ} \cdot i_{ЗВ}, \end{cases} \quad (1)$$

где $i_{ПВ}$ и $i_{ЗВ}$ – передаточные отношения дифференциального редуктора.

Для вычисления тяги и крутящего момента на валу привода винтовентиляторов используются формулы, содержащие эмпирические зависимости [3] $\alpha = f(\varphi_{В}, \Delta\varphi_{В}, M, \lambda_{В})$ и $\beta = f(\varphi_{В}, \Delta\varphi_{В}, M, \lambda_{В})$:

$$N_{В} = \rho \cdot \beta(\varphi_{В}, \Delta\varphi_{В}, \lambda_{В}, M) \cdot \left(\frac{n_{В}}{60}\right)^3 \cdot d_{В}^5; \quad (2)$$

¹ Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ.

$$M_B = N_B / \omega_B; \quad (3)$$

$$P_B = \rho \cdot \alpha (\varphi_B, \Delta\varphi_B, \lambda_B, M) \cdot \left(\frac{n_B}{60}\right)^2 \cdot d_B^4, \quad (4)$$

где α и β – коэффициенты тяги и мощности соответственно.

На неустановившихся режимах система уравнений (1) преобразуется в систему:

$$\begin{cases} M_{ПВ} + J_{ПВ} \cdot \dot{\omega}_{ПВ} = (M_{ТВВ} - J_{ТВВ} \cdot \dot{\omega}_{ТВВ}) \cdot \dot{i}_{ПВ}; \\ M_{ЗВ} + J_{ЗВ} \cdot \dot{\omega}_{ЗВ} = (M_{ТВВ} - J_{ТВВ} \cdot \dot{\omega}_{ТВВ}) \cdot \dot{i}_{ЗВ}; \\ (M_{ТВВ} - J_{ТВВ} \cdot \dot{\omega}_{ТВВ}) \cdot \omega_{ТВВ} = \\ = (M_{ПВ} + J_{ПВ} \cdot \dot{\omega}_{ПВ}) \cdot \omega_{ПВ} + \\ + (M_{ЗВ} + J_{ЗВ} \cdot \dot{\omega}_{ЗВ}) \cdot \omega_{ЗВ}; \\ \dot{\omega}_{ТВВ} = \dot{\omega}_{ПВ} \cdot i_{ПВ} + \dot{\omega}_{ЗВ} \cdot i_{ЗВ}, \end{cases} \quad (5)$$

где J – моменты инерции.

Задача моделирования заключается в решении указанной системы уравнений относительно частот вращений ВВ с последующим вычислением тяги. Коэффициенты в уравнениях могут быть использованы в различных системах измерения параметров и констант. Входными параметрами модели являются:

- частоты вращения винтовентиляторов $n_{ПВ}$ и $n_{ЗВ}$ на текущем шаге интегрирования;
- углы установки лопастей винтовентиляторов $\varphi_{ПВ}$ и $\varphi_{ЗВ}$;
- мощность на валу свободной турбины $N_{ТВВ}$;
- параметры полета: скорость $V_{П}$; число M , плотность воздуха ρ .

Выходом модели являются частоты вращения винтовентиляторов на следующем шаге интегрирования и суммарная тяга винтовентиляторов, измеряемая в кгс.

Вычисление относительной поступи винтов [1, 2]:

$$\lambda_{ПВ} = \frac{V_{П} \cdot 60}{n_{ПВ} \cdot d_B}; \quad (6)$$

$$\lambda_{ЗВ} = \frac{V_{П} \cdot 60}{n_{ЗВ} \cdot d_B}. \quad (7)$$

где λ – относительная поступь винта,

$V_{П}$ – скорость полета.

Определение относительного угла установки лопастей винтовентиляторов [3]:

$$\Delta\varphi_B = \varphi_{ПВ} - \varphi_{ЗВ}. \quad (8)$$

Определение искомого параметра с характеристик винтовентиляторов [3]:

$$\alpha_{ПВ} (\varphi_{ПВ}, \Delta\varphi_{ПВ}, \lambda_{ПВ}, M); \quad (9)$$

$$\beta_{ПВ} (\varphi_{ПВ}, \Delta\varphi_{ПВ}, \lambda_{ПВ}, M); \quad (10)$$

$$\alpha_{ЗВ} (\varphi_{ЗВ}, \Delta\varphi_{ЗВ}, \lambda_{ЗВ}, M); \quad (11)$$

$$\beta_{ЗВ} (\varphi_{ЗВ}, \Delta\varphi_{ЗВ}, \lambda_{ЗВ}, M). \quad (12)$$

Вычисление крутящих моментов на валу винтовентиляторов [1, 3]:

$$N_{ПВ} = k_1 \cdot \rho \cdot \beta_{ПВ} \cdot n_{ПВ}^3; \quad (13)$$

$$N_{ЗВ} = k_2 \cdot \rho \cdot \beta_{ЗВ} \cdot n_{ЗВ}^3; \quad (14)$$

$$M_{ПВ} = k_3 \cdot N_{ПВ} / n_{ПВ}; \quad (15)$$

$$M_{ЗВ} = k_3 \cdot N_{ЗВ} / n_{ЗВ}; \quad (16)$$

Вычисление тяги винтовентиляторов [1, 3]:

$$P_{ПВ} = k_4 \cdot \rho \cdot \alpha_{ПВ} \cdot n_{ПВ}^2; \quad (17)$$

$$P_{ЗВ} = k_4 \cdot \rho \cdot \alpha_{ЗВ} \cdot n_{ЗВ}^2; \quad (18)$$

$$P_{ВВ} = P_{ПВ} + P_{ЗВ}. \quad (19)$$

Вычисление частоты вращения свободной турбины [1, 3]:

$$n_{ТВВ} = k_5 \cdot n_{ПВ} + k_6 \cdot n_{ЗВ}. \quad (20)$$

Вычисление ускорения роторов винтовентиляторов [1, 3]:

$$A_1 = k_7 \cdot (N_{ТВВ} - N_{ПВ} - N_{ЗВ}); \quad (21)$$

$$A_2 = k_8 \cdot M_{ПВ} - k_9 \cdot M_{ЗВ}; \quad (22)$$

$$\dot{n}_{ПВ} = \frac{A_1 + k_{10} \cdot A_2}{k_{11} \cdot (k_{12} \cdot n_{ТВВ} + n_{ПВ} + k_{13} \cdot n_{ЗВ})}; \quad (23)$$

$$\dot{n}_{ЗВ} = \frac{A_2 \cdot (k_{14} \cdot n_{ТВВ} + k_{15} \cdot n_{ПВ}) + k_{16} \cdot A_1}{k_{17} \cdot (k_{18} \cdot n_{ТВВ} + n_{ПВ} + k_{19} \cdot n_{ЗВ})}, \quad (24)$$

где k – коэффициенты.

Частоты вращения винтовентиляторов вычисляются интегрированием ускорений, например, методом Эйлера.

Модель сервопривода лопастей винтовентилятора также носит нелинейный характер; моделирование процессов перевода лопастей в положение, соответствующее минимальному аэродинамическому коэффициенту (флюгерное положение), вывода из флюгерного положения и увеличения угла установки лопасти системой управления винтовентилятором сведено к изменению углов установки лопастей с заданной скоростью при поступлении дискретного сигнала [3].

Модели исполнительной гидромеханической части САУ двигателя, в том числе сервопривода лопастей винтовентилятора – линейные, с учетом существенных нелинейностей в виде нелинейных звеньев, разработаны на основе нелинейных моделей автоматики. При создании моделей автоматики принимают следующие допущения и упрощения:

- параметры ГМЧ не зависят от режима работы двигателя и параметров наружного воздуха;
- динамические процессы определяются динамическими свойствами элементов автоматики.

Входными параметрами модели автоматики являются:

- сигналы управления ЭСУ;
- давление за компрессором;

- значение расхода топлива (из модели дозатора топлива для остальных моделей автоматики);
- команда «Выключение резервной системы»;
- команда «Прекращение подачи рабочего топлива».

Выходными параметрами модели являются:

- положение регулирующих элементов (положение НА, заслонки ВМТ и др.);
- величина расхода топлива, поступающего в двигатель.

В качестве начальных условий интеграторов в инерционных звеньях моделей ГМЧ задается текущее значение расхода топлива, где это необходимо.

1.2. Линейная динамическая модель винтовентилятора

Линейная динамическая модель (ЛДМ) винтовентилятора (ВВ) турбовинтовентиляторного двигателя (ТВВД), разработанная по его нелинейной математической модели, в окрестности установившегося режима описывается системой дифференциальных уравнений в нормальной форме Коши [4,5]:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{n}_{ПВ} &= a_{11} \cdot \Delta n_{ПВ} + a_{12} \cdot \Delta n_{ЗВ} + \\ &+ b_{11} \cdot \Delta \varphi_{ПВ} + b_{12} \cdot \Delta \varphi_{ЗВ}, \\ \Delta \dot{n}_{ЗВ} &= a_{21} \cdot \Delta n_{ПВ} + a_{22} \cdot \Delta n_{ЗВ} + \\ &+ b_{21} \cdot \Delta \varphi_{ПВ} + b_{22} \cdot \Delta \varphi_{ЗВ}, \end{aligned} \quad (25)$$

где $\dot{n}_{ПВ}, \dot{n}_{ЗВ}$ – скорость изменения частоты вращения (ускорение) переднего и заднего винта; $n_{ПВ}, n_{ЗВ}$ – частота вращения переднего и заднего винта; $\varphi_{ПВ}, \varphi_{ЗВ}$ – углы установки лопастей переднего и заднего винта.

Коэффициенты ЛДМ винтовентилятора определены по его нелинейной модели для различных режимов работы двигателя в диапазоне от «малого газа на земле» (ЗМГ) до «взлетного» для различных условий полета Н (высота), М (мах).

Для определения уравнений ЛДМ рассчитывались начальные значения частот вращения и углов установки обоих винтов по нелинейной математической модели (НММ), затем осуществлялось приращение по управляющим воздействиям (углы установки переднего $\Delta n_{ПВ}$ и заднего $\Delta n_{ЗВ}$ винтов), после чего определялись приращения координат состояния (частота вращения переднего и заднего винтов) и ускорений. Таким образом, определяются матрицы приращений. Далее методом наименьших квадратов вычисляются матрицы искоемых коэффициентов А, В, С, D:

$$\begin{aligned} \dot{n}_{ПВi} &= a_{11} \cdot (n_{ПВi} - n_{ПВст}) + a_{12} \cdot (n_{ЗВi} - n_{ЗВст}) + \\ &+ b_{11} \cdot (\varphi_{ПВi} - \varphi_{ПВст}) + b_{12} \cdot (\varphi_{ЗВi} - \varphi_{ЗВст}); \\ \dot{n}_{ЗВi} &= a_{21} \cdot (n_{ПВi} - n_{ПВст}) + a_{22} \cdot (n_{ЗВi} - n_{ЗВст}) + \\ &+ b_{21} \cdot (\varphi_{ПВi} - \varphi_{ПВст}) + b_{22} \cdot (\varphi_{ЗВi} - \varphi_{ЗВст}), \end{aligned} \quad (26)$$

где параметры в начальный момент времени обозначаются индексом «ст», а параметры в следующий момент времени после приращения индексом «i».

При этом при расчетах используются абсолютные значения параметров ВВ, поэтому для различных высот полета Н и чисел М получаются свои наборы матриц коэффициентов А, В.

1.3. Алгоритм идентификации линейной динамической модели винтовентилятора по переходным процессам

Анализ нелинейной модели ВВ осуществляется по переходным процессам ее основных параметров, используемых в системе уравнений (25).

Всем динамическим состояниям, определяемым множеством точек из переходного процесса для конкретного режима работы ВВ и режима полета соответствуют одни и те же коэффициенты ЛДМ (матрицы А, В, С, D), они равны параметрам ЛДМ соответствующей точки на рабочей линии.

Алгоритм построения линейной динамической модели ВВ (определение матриц коэффициентов А, В, С, D) приведен на рис. 1. Данный алгоритм применяется для различных режимов работы газогенератора (ГГ) и различных условий полета.

В начале по НММ определяются установившиеся значения всех параметров для системы дифференциальных уравнений (26) для исследуемого режима работы ГГ и режиме полета:

$$n_{ПВст}, n_{ЗВст}, \varphi_{ПВст}, \varphi_{ЗВст}.$$

Далее задаются приращения управляющих воздействий – углы установки лопастей переднего $\varphi_{ПВст}$ и заднего $\varphi_{ЗВст}$ винтов. После чего переходный процесс по каждому из параметров для обеспечения достаточной точности разбивается на 35 – 60 точек, в зависимости от длительности процесса (в среднем ~9 точек за секунду процесса), и в каждой точке вычисляются следующие отклонения:

$$\Delta n_{ПВ}, \Delta n_{ЗВ}, \Delta \varphi_{ПВ}, \Delta \varphi_{ЗВ}, \Delta \dot{n}_{ПВ}, \Delta \dot{n}_{ЗВ}.$$

Таким образом, получаем следующую систему уравнений:

$$ВВ = АА \cdot X,$$

где АА – массив отклонений координат состояния и управляющих воздействий, ВВ – вектор отклонений ускорений координат состояния или отклонений наблюдаемых координат, X – массив искоемых коэффициентов А, В, С, D. Рассмотренные выше массивы имеют следующий вид:

$$АА = \begin{bmatrix} \Delta n_{ПВ0}, \Delta n_{ЗВ0}, \Delta \varphi_{ПВ}, \Delta \varphi_{ЗВ} \\ \dots \\ \Delta n_{ПВn}, \Delta n_{ЗВn}, \Delta \varphi_{ПВ}, \Delta \varphi_{ЗВ} \end{bmatrix} \quad - \text{массив}$$

АА при определенных значениях $\Delta \varphi_{ПВ}$ и $\Delta \varphi_{ЗВ}$, а n – количество точек, снятых с переходного процесса;

$$BB = B_{n1} = \begin{bmatrix} \Delta \dot{n}_{ПВ0} \\ \dots \\ \Delta \dot{n}_{ПВn} \end{bmatrix};$$

$X = X_{n1} = [a_{11}, a_{12}, b_{11}, b_{12}]$ - набор коэффициентов для уравнения $\dot{n}_{ПВ}$;

$$BB = B_{n2} = \begin{bmatrix} \Delta \dot{n}_{ЗВ0} \\ \dots \\ \Delta \dot{n}_{ЗВn} \end{bmatrix};$$

$X_{n2} = [a_{21}, a_{22}, b_{21}, b_{22}]$ - набор коэффициентов для уравнения $\dot{n}_{ЗВ}$.

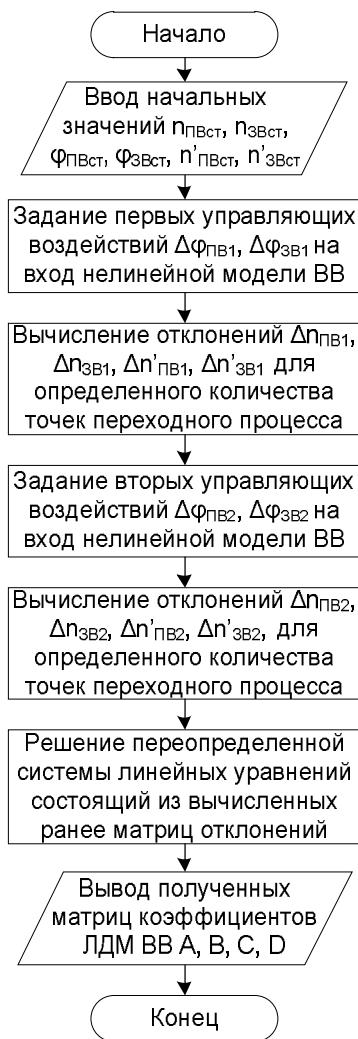


Рис. 1. Алгоритм построения линейной динамической модели ВВ

Таким образом, получаем коэффициенты системы дифференциальных уравнений (25), описывающей ЛДМ ВВ СВ:

$$\begin{aligned} X_{n1} &= B_{n1} / AA; \\ X_{n2} &= B_{n2} / AA. \end{aligned} \quad (27)$$

2. Программная реализация алгоритма построения линейной динамической модели винтовентилятора

Линеаризация нелинейной модели ВВ осуществляется с помощью двух программных пакетов – LabView и Matlab. Непосредственная же реализация ЛДМ ВВ осуществляется в среде визуального моделирования Vissim.

Алгоритм расчета коэффициентов системы дифференциальных уравнений (25) интегрирован в программу, реализующую нелинейную ММ двигателя в среде LabView. Данный алгоритм позволяет в автоматическом режиме менять условия полета и режим работы двигателя, делать приращения по $\Phi_{ПВ}$, $\Phi_{ЗВ}$, и фиксировать установившийся процесс по частотам вращения винтов ВВ. Блок-схема алгоритма приведена на рис. 2.

Начальные условия считываются из текстового файла, в котором хранится набор перечисленных выше начальных условий для различных режимов полета и работы двигателя. При считывании первого набора начальных условий нелинейная ММ незамедлительно начинает обрабатывать их. Описываемый алгоритм отслеживает изменения параметров ММ по ускорениям $\dot{n}_{ПВ}$ и $\dot{n}_{ЗВ}$. Как только значения ускорений упадут ниже заданной величины, алгоритм отсчитывает 10 итераций главного цикла ММ (период главного цикла ММ составляет 0,01 с) и осуществляет заданные приращения $\Delta\Phi_{ПВ}$ и $\Delta\Phi_{ЗВ}$. В результате чего ускорения $\dot{n}_{ПВ}$ и $\dot{n}_{ЗВ}$ вновь отклоняются от нулевого значения. Алгоритм фиксирует и записывает в файл изменения всех параметров с момента приращения углов установки и до достижения ускорения $\dot{n}_{ПВ}$ и $\dot{n}_{ЗВ}$ заданной минимальной. Далее цикл повторяется с уже новыми начальными условиями. Алгоритм останавливается при считывании признака конца файла, содержащего значения начальных условий.

В результате работы описанного выше алгоритма вычисляются матрицы коэффициентов системы дифференциальных уравнений А и В, описывающих ЛДМ ВВ. Для различных высот полета Н, чисел М и режимов работы двигателя получают свои наборы матриц коэффициентов А и В.

Расчет коэффициентов передаточных функций по полученным матрицам А и В осуществляется в программной среде Matlab.

Программа расчета передаточных функций в Matlab первоначально считывает значения коэффициентов системы дифференциальных уравнений для различных режимов из файлов, сформированных описанным выше алгоритмом в программной среде LabView.

После считывания коэффициентов A, B с помощью функции «ss» формируется линейная динамическая модель ВВ: $sys = ss(A, B)$.

Для преобразования полученной модели sys в передаточные функции $\frac{n_1}{\varphi_1}, \frac{n_2}{\varphi_2}$ применяется функция «tf»: $sys1 = tf(sys)$. С помощью функции «tfddata» из передаточной функции выделяется статический коэффициент передачи и постоянные времени.

Следующим этапом вычислений в программной среде Matlab является определение корней характеристического уравнения замкнутой системы

автоматического управления (САУ) ВВ. Для этого в программу в виде констант вводятся коэффициенты передаточных функций САУ, далее все передаточные функции объединяются в замкнутую систему со звеном задержки в обратной связи, реализованным в виде ряда Паде четвертого порядка. Вычисление корней характеристического уравнения замкнутой САУ осуществляется с помощью функции «pole» [6].

По завершению всех вычислений в Matlab осуществляется построение зависимостей статических коэффициентов передачи и постоянных времени от различных режимов работы двигателя, высоты и числа M полета.

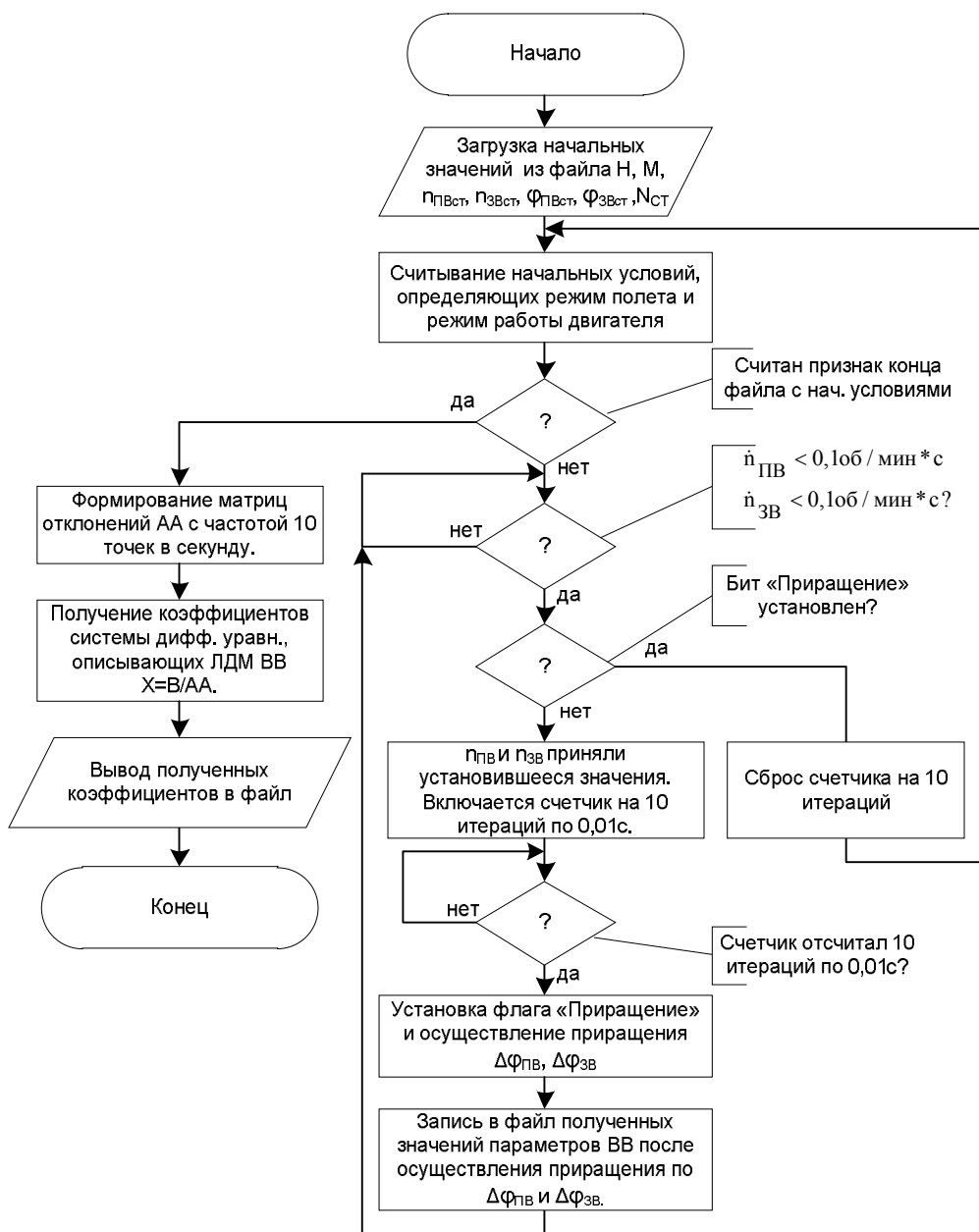


Рис. 2. Блок схема алгоритма расчета коэффициентов системы дифференциальных уравнений, описывающих ЛДМ ВВ

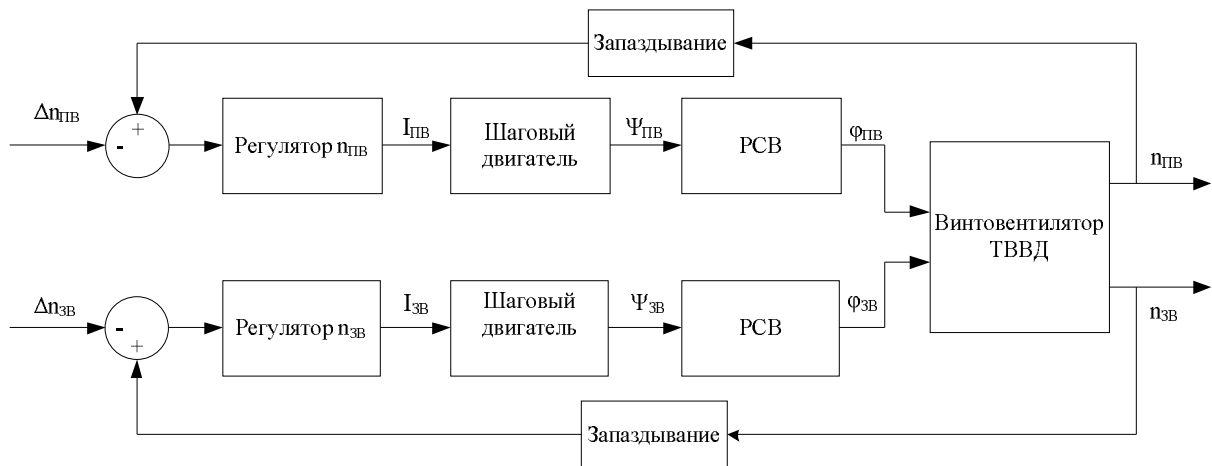


Рис. 3. Структурная схема замкнутого контура регулирования частот вращения ВВ

Для проверки полученных коэффициентов А, В осуществляется моделирование в программной среде Vissim.

В данной программе реализована система дифференциальных уравнений (25). Разработанная модель позволяет изменять режимы работы двигателя и условия полета, используя при этом соответствующие коэффициенты матриц А и В.

3. Линейная модель САУ ВВ с учетом малых параметров

В данном разделе представлено исследование линейной модели САУ с различными вариантами линейной модели ВВ, для различных точек полета и режимов работы двигателя.

На рис. 3 представлена структурная схема замкнутого контура регулирования ВВ. Неизменяемой частью контура регулирования является винтовентилятор (ВВ). К изменяемой части системы регулирования относятся звенья регулятора частот вращения переднего и заднего винтов пПВ и пЗВ, шаговый двигатель и регулятор соосного винта (РСВ).

На вход регулятора пПВ и пЗВ поступают сигналы рассогласования по переднему ΔnПВ и заднему ΔnЗВ винтам, которые преобразуются в токовый сигнал управления для шагового двигателя. Шаговый двигатель формирует механическое смещение ΨПВ и ΨЗВ, которые являются входным сигналом для РСВ. РСВ, в свою очередь, управляет углом установки лопастей винтов ВВ φПВ и φЗВ. В канале управления по n1 и n2 модель процессора задана звеном чистого запаздывания. Рассматривается два варианта запаздывания: τ = 40 мс и τ = 20 мс.

Звено запаздывания e^{-τs} для представления в виде отношения полиномов разложено в ряд Паде четвертого порядка:

$$e^{-\tau s} = \frac{\tau^4 \cdot s - 20 \cdot \tau^3 \cdot s + 180 \cdot \tau^2 \cdot s - 840 \cdot \tau \cdot s + 1680}{\tau^4 \cdot s + 20 \cdot \tau^3 \cdot s + 180 \cdot \tau^2 \cdot s + 840 \cdot \tau \cdot s + 1680}$$

С учетом четвертого порядка звена запаздывания характеристическое уравнение передаточной функции замкнутой системы имеет 22-й порядок.

Анализ основных параметров САУ, как источников вибраций и акустических шумов, можно оценивать по диапазону значений комплексных корней характеристического уравнения. Корни характеристического уравнения замкнутого контура регулирования ВВ с запаздыванием 20 и 40 мс для одного из режимов полета представлены в табл. 1.

Все действительные части корней отрицательны, что говорит об устойчивости системы. При этом уменьшение времени запаздывания в два раза приводит к увеличению абсолютных значений части корней характеристического уравнения в два раза, то есть они отдаляются от мнимой оси (рис. 4). Это говорит об увеличении запаса устойчивости системы при уменьшении времени запаздывания.

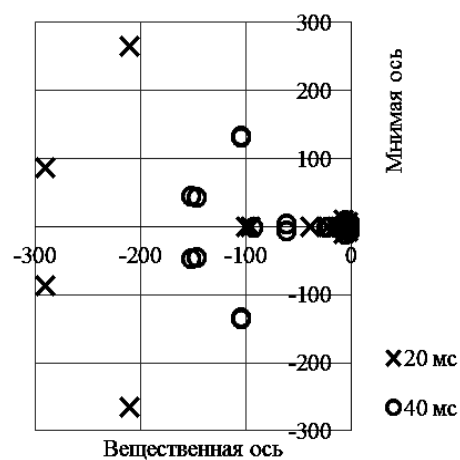


Рис. 4. Расположение корней характеристического уравнения системы на комплексной плоскости для времен запаздывания 20 и 40 мс

Таблица 1

Корни характеристического уравнения замкнутого контура регулирования ВВ

| № корня | $\tau = 40$ мс | ω , рад/сек | $\tau = 20$ мс | ω , рад/сек |
|---------|-------------------|--------------------|-------------------|--------------------|
| 1 | -105,188+i133,076 | 133,0759 | -210,37+i265,763 | 265,7626 |
| 2 | -105,188-i133,076 | 133,0759 | -210,37-i265,763 | 265,7626 |
| 3 | -105,256+i133,558 | 133,5582 | -210,352+i265,812 | 265,812 |
| 4 | -105,256-i133,558 | 133,5582 | -210,352-i265,812 | 265,812 |
| 5 | -151,859+i45,557 | 44,0104 | -290,108+i87,048 | 86,8222 |
| 6 | -151,859-i45,557 | 44,0104 | -290,108-i87,048 | 86,8222 |
| 7 | -147,062+i44,01 | 45,5573 | -289,762+i86,822 | 87,0481 |
| 8 | -147,062-i44,01 | 45,5573 | -289,762-i86,822 | 87,0481 |
| 9 | -93,29 | 0 | -99,04 | 0 |
| 10 | -61,87+i4,655 | 4,6551 | -95,81 | 0 |
| 11 | -61,87-i4,655 | 4,6551 | -38,99 | 0 |
| 12 | -23,60 | 0 | -21,12 | 0 |
| 13 | -5,446+i9,482 | 9,4825 | -6,638+i9,896 | 9,8962 |
| 14 | -5,446-i9,482 | 9,4825 | -6,638-i9,896 | 9,8962 |
| 15 | -1,976+i7,28 | 7,2803 | -2,474+i7,502 | 7,5024 |
| 16 | -1,976-i7,28 | 7,2803 | -2,474-i7,502 | 7,5024 |
| 17 | -13,08 | 0 | -13,08 | 0 |
| 18 | -10,00 | 0 | -10,00 | 0 |
| 19 | -6,36 | 0 | -6,36 | 0 |
| 20 | -4,78 | 0 | -4,79 | 0 |
| 21 | -2,36 | 0 | -2,33 | 0 |
| 22 | -3,09 | 0 | -2,97 | 0 |

Для отдельно взятых контуров регулирования частотой вращения переднего и заднего винтов с запаздыванием 20 и 40 мс и при условиях полета, указанных в табл. 2, в среде MATLAB рассчитаны запасы устойчивости по фазе и амплитуде, представленные на диаграммах (рис. 5, 6).

На рис. 7 представлены переходные процессы изменений частот вращения переднего и заднего винтов при воздействии по переднему и по заднему винту на 10 об/мин. В данном случае под нулем подразумевается установившийся режим. При этом в обратной связи стоит звено запаздывания, формирующее задержку 40 мс.

Из рисунка видно, что САУ, представленная на рис. 3, является устойчивой. Длительность переходного процесса составляет 3 секунды, перерегулирование по переднему винту ~ 3 об/мин.

На рис. 8 представлены переходные процессы изменений частот вращения переднего и заднего винтов при воздействии по переднему и по заднему винту на 10 об/мин, но при этом время запаздывания в обратной связи по n_1 и n_2 было уменьшено в 2 раза (20 мс).

Видно, что время переходного процесса уменьшилось на 0,5 с – с 3 до 2,5 с, то есть, запас устойчивости системы повысился.

Таблица 2

Режимы полета

| № точки | Высота Н, тыс.м. | Мах | Режим |
|---------|------------------|-----|-------|
| 1 | 0 | 0 | ЗМГ |
| 2 | | | 0,7МП |
| 3 | | | 0,9МП |
| 4 | 0,5 | 0,5 | 0,7МП |
| 5 | | | 0,8МП |
| 6 | | | 0,9МП |
| 7 | 6 | 0,6 | 0,7МП |
| 8 | | | 0,8МП |
| 9 | | | 0,9МП |
| 10 | 0,7 | 0,7 | 0,7МП |
| 11 | | | 0,8МП |
| 12 | | | 0,9МП |
| 13 | 11 | 0,5 | 0,7МП |
| 14 | | | 0,8МП |
| 15 | | | 0,9МП |
| 16 | | 0,6 | 0,7МП |
| 17 | | | 0,8МП |
| 18 | | | 0,9МП |
| 19 | 0,7 | 0,7 | 0,7МП |
| 20 | | | 0,8МП |
| 21 | | | 0,9МП |

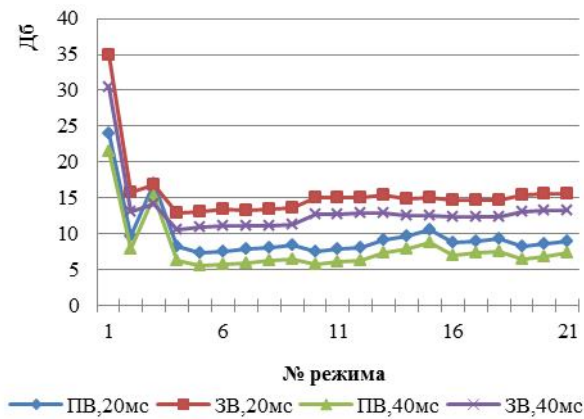


Рис. 5. Запасы устойчивости по амплитуде

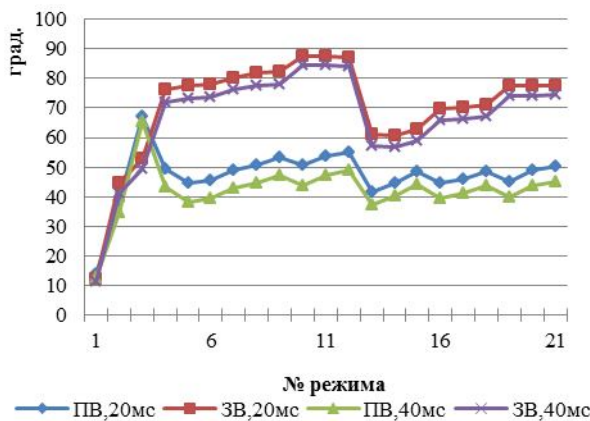


Рис. 6. Запасы устойчивости по фазе

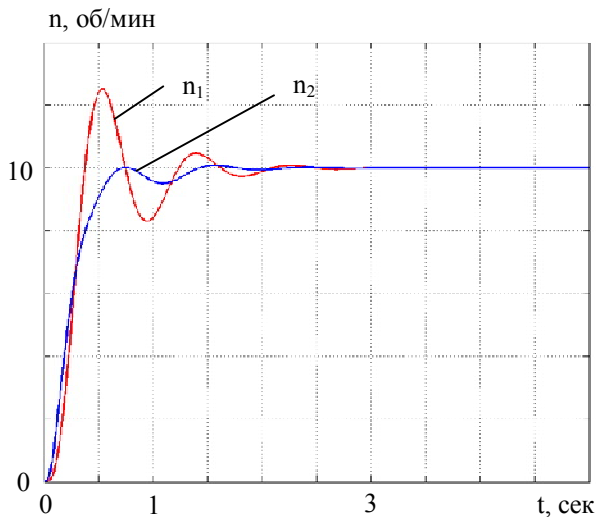


Рис. 7. Переходные процессы изменений частот вращения переднего и заднего винтов при условии $N=6$, $M=0,6$, режим работы двигателя 0,7 МП

На рис. 9 представлены переходные процессы изменений частот вращения переднего винта при воздействии по переднему винту на 10 об/мин для времен запаздывания 40 и 20 мс.

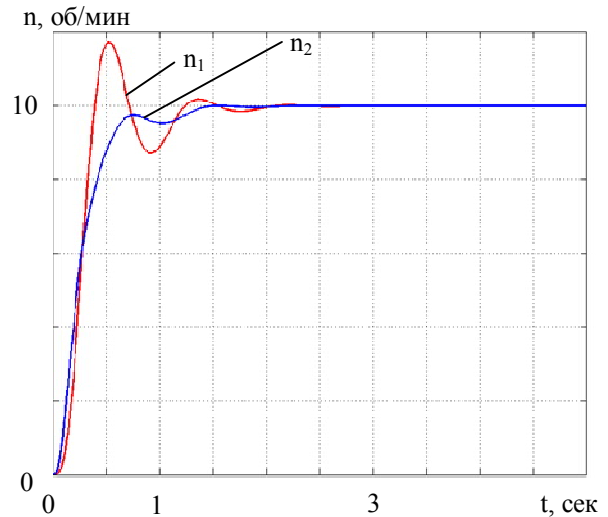


Рис. 8. Переходные процессы изменений частот вращения переднего и заднего винтов при условии $N=6$, $M=0,6$, режим работы двигателя 0,7 МП при уменьшенном в два раза времени запаздывания

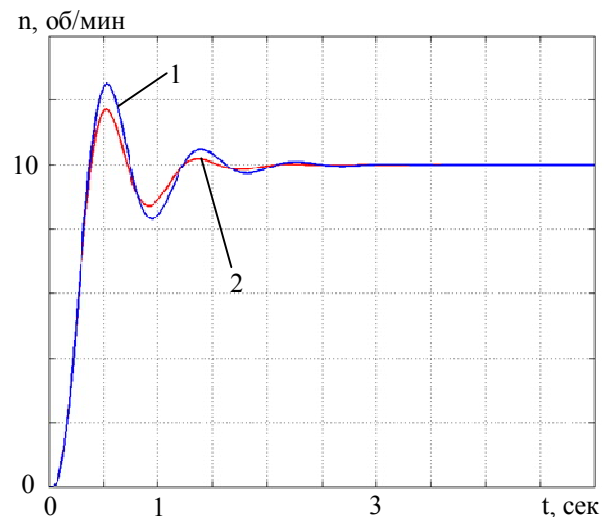


Рис. 9. Переходные процессы изменений частот вращения переднего винта при условии $N=6$, $M=0,6$, режим работы двигателя 0,7 МП при времени запаздывания: 1 – 40 мс, 2 – 20 мс

На рис. 10 представлены переходные процессы изменений частот вращения заднего винта при воздействии по заднему винту на 10 об/мин для времен запаздывания 40 и 20 мс.

Кроме того, анализ значений мнимых частей корней характеристического уравнения с учетом запаздывания (с учетом малых параметров) показывает, что САУ может возбуждать малые колебания в диапазоне частот $\omega = 0 \div 133$ рад/сек при $\tau_3 = 40$ мс и $\omega = 0 \div 265$ рад/сек при $\tau_3 = 20$ мс.

Такие колебания можно оценивать и контролировать в процессе управления винтовентилятором.

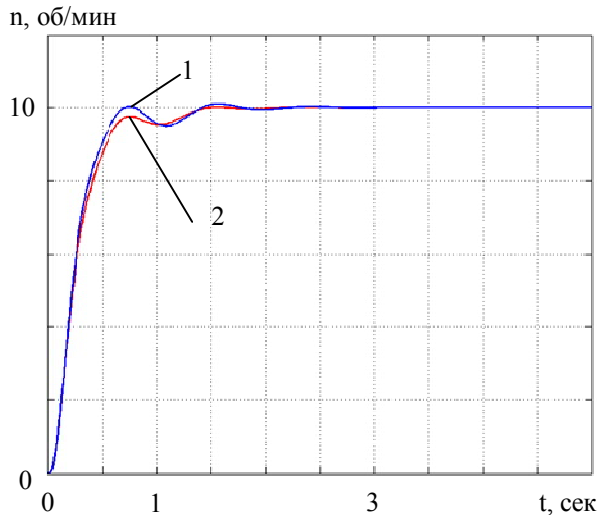


Рис. 10. Переходные процессы изменений частот вращения заднего винта при условии $H=6$, $M=0,6$, режим работы двигателя 0,7 МП при времени запаздывания: 1 – 40 мс, 2 – 20 мс

4. Проверка адекватности полученных ЛДМ ВВ СВ

Проверка адекватности полученной модели осуществляется сравнением переходных характеристик, полученных с помощью нелинейной модели и с помощью ЛДМ ВВ.

Ниже представлены графики переходных процессов для режима полета $H = 6$, $M = 0,5$ (режим двигателя 0,7 МП) при увеличении угла установки лопасти переднего винта на $0,2^\circ$ и при неизменном угле установки лопасти заднего винта.

На рис. 11 представлены графики переходного процесса по $n_{ПВ}$ нелинейной модели и ЛДМ ВВ, режим работы двигателя 0,7 МП.

Соответствие названия зависимости и маркера линии приведено в легенде, которая находится справа от графика.

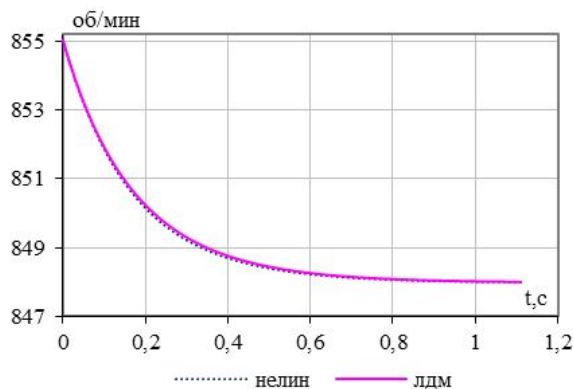


Рис. 11. Графики переходного процесса по $n_{ПВ}$ нелинейной модели и ЛДМ ВВ на режиме двигателя 0,7 МП

Отклонение ЛДМ от нелинейной модели составляет менее 1 об/мин, то есть менее 0,1%. То есть, линейризация модели ВВ не вносит существенной погрешности. На графиках отклонение переходного процесса нелинейной ММ от ЛДМ практически не заметно.

На рис. 12 представлены графики переходного процесса по $n_{ЗВ}$ нелинейной модели и ЛДМ ВВ, режим работы двигателя 0,7 МП. Видно, что отклонение ЛДМ от нелинейной модели составляет менее 1 об/мин, то есть менее 0,1%.

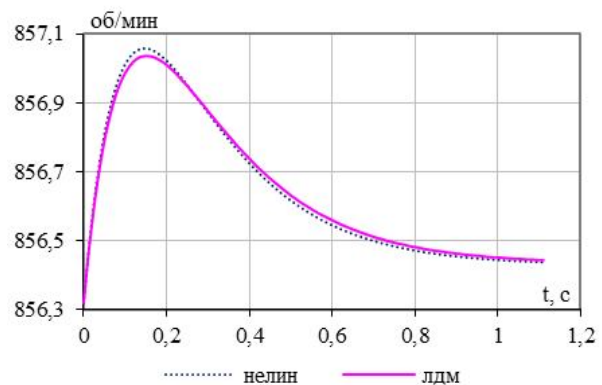


Рис. 12. Графики переходного процесса по $n_{ЗВ}$ нелинейной модели и ЛДМ ВВ на режиме двигателя 0,7 МП

Заключение

Разработанная методика позволяет оценить адекватность динамических моделей винтовентилятора ТВВД путем линейризации нелинейной математической модели и сравнения переходных характеристик. Качество двумерной многосвязной системы автоматического управления было оценено путем вычисления корней характеристического уравнения замкнутой системы управления.

Качество прямых контуров многосвязной системы автоматического управления оценивалось путем построения диаграмм Боде и вычисления запасов устойчивости при различных режимах и условиях полета. Анализ мнимых частей корней характеристического уравнения с учетом запаздывания показал возможность возбуждения вибрации и акустических шумов замкнутой САУ ВВ.

Литература

1. Александров, В.Л. Воздушные винты [Текст]: учеб. пособие для авиац. вузов / В.Л. Александров. - М.: Оборонгиз, 1951. - 475 с.
2. Справочник авиаконструктора. Т. 1: Аэродинамика самолета / Издание ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского. - М., 1937. - 512 с.

3. Методика представления и использования многомерной характеристики винтовентилятора при полунатурном моделировании ГТД и его САУ [Текст] / А.Г. Годованюк, И.А. Кривошеев, Г.И. Погорелов, В.С. Фатиков // Изв. вузов. Авиационная техника. – 2010. – № 1. – С. 37 - 40.

4. Динамическая характеристика соосного винтовентилятора на режимах реверса тяги для решения задач автоматического управления и контроля состояния [Текст] / Г.Г. Куликов, В.Ю. Арьков, О.Д. Лянцев, В.С. Фатиков, В.И. Хилько,

В.П. Ищук // Авиационно-космическая техника и технология. – 2003. – № 6(41). – С. 106 - 110.

5. Системный анализ и организация интегрированного управления самолетом с турбовинтовентиляторными двигателями при посадке на короткие площадки [Текст] / Г.Г. Куликов, П.С. Котенко, В.С. Фатиков, В.П. Ищук // Вестник УГАТУ. – 2008. – Т. 10, № 2(27). – С. 12 – 19.

6. Дьяконов, В.П. MATLAB 6: учеб. курс [Текст] / В.П. Дьяконов. – СПб.: Питер, 2001. – 592 с.

Поступила в редакцию 4.06.2013, рассмотрена на редколлегии 17.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры технической кибернетики Р.А. Мунасыпов, Уфимский государственный авиационный технический университет, Россия.

УРАХУВАННЯ МАЛИХ ПАРАМЕТРІВ МОДЕЛІ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРА ТГВД

Г.Г. Куликов, А.І. Абдулнагімов, В.І. Бадамшин, О.С. Чепайкін

У даній статті описується методика оцінки адекватності динамічних моделей системи управління гвинтовентилятора ТГВД з урахуванням малих параметрів. Наводиться методика побудови лінійної динамічної моделі системи управління гвинтовентилятора і алгоритм її програмної реалізації. Виконується аналіз якості системи автоматичного управління, побудованої на основі отриманої високого порядку, шляхом обчислення коренів характеристичного рівняння замкнутої системи управління та побудови графіків Боде. Перевірка адекватності отриманої моделі здійснюється порівнянням перехідних характеристик, отриманих за допомогою нелінійної моделі і за допомогою ЛДМ ГВ.

Ключові слова: лінійна динамічна модель, нелінійна динамічна модель, гвинтовентилятор, система управління, турбогвинтовентиляторний двигун, запаси стійкості, перехідні процеси, малі параметри, корені характеристичного рівняння.

CALCULATION OF SMALL PARAMETERS IN PROPELLERS CONTROL SYSTEM MODEL OF TURBOFAN ENGINES

G.G. Kulikov, A.I. Abdulnagimov, V.I. Badamshin, A.S. Chepaikin

The method of adequacy verification of dynamic models of the propellers control system of turbofan engines based on small parameters is described. The linear dynamic modeling method and their software implementation algorithms are presented. The quality analysis of the automatic control system, built on the basis of the high order model, is performed by calculating the roots of characteristic equation of the closed-loop control system and building a Bode diagram. The validation of the obtained model is realized by comparing the transfer characteristics, obtained by the non-linear model and dynamic linear model of propellers.

Key words: linear dynamic model, nonlinear dynamic model, propfan, control system, turbofan engine, stability margins, transients, small parameters, roots of characteristic equation.

Куликов Геннадий Григорьевич – д-р техн. наук, проф., зав. каф. автоматизированных систем управления Уфимского государственного авиационного технического университета, Уфа, Россия, e-mail: gennadyg_98@yahoo.com.

Абдулнагимов Ансаф Ирекович – канд. техн. наук, ст. преподаватель кафедры автоматизированных систем управления Уфимского государственного авиационного технического университета, Уфа, Россия, e-mail: ansafufa@mail.ru.

Бадамшин Булат – канд. техн. наук, инженер-конструктор ОАО УНПП «Молния», Уфа, Россия e-mail: badbul_auto@inbox.ru.

Чепайкин Александр Сергеевич – инженер-программист ОАО УНПП «Молния», Уфа, Россия.