

УДК 629.735.45

В.Г. Лебедь, С.А. Калкаманов

Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ НЕЛИНЕЙНОЙ АЭРОДИНАМИКИ ВЕРТОЛЕТА ОДНОВИНТОВОЙ СХЕМЫ ДЛЯ ЗАДАЧ МОДЕЛИРОВАНИЯ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА НА ВЕРТОЛЕТНЫХ ТРЕНАЖЕРАХ

Разработана математическая модель для оперативного расчета нелинейных аэродинамических характеристик вертолета одновинтовой схемы при моделировании динамики полета на вертолетных тренажерах. Модель учитывает нелинейные эффекты, обусловленные влиянием сжимаемости и вязкости среды, срывом потока и концевыми перетеканиями на лопастях винтов, и позволяет моделировать граничные и критические режимы полета вертолета, за исключением режима «вихревого кольца». Приведены примеры расчетов аэродинамических характеристик вертолета, результаты которых удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными.

Ключевые слова: нелинейные аэродинамические характеристики вертолета, индуктивная скорость, несущий винт, угол атаки, продольная балансировка.

Введение

При разработке и модернизации авиационных тренажеров одной из основных является задача расширения диапазона имитируемых режимов полета, характеризующихся существенной нелинейностью аэродинамических характеристик несущего и рулевого винтов, а также других элементов вертолета. Математическая модель расчета аэродинамических характеристик вертолета, для обеспечения достоверности и адекватности результатов моделирования динамики полета в широком диапазоне изменения параметров полета, должна учитывать нелинейные эффекты, обусловленные влиянием вязкости и сжимаемости среды, а также аэродинамической интерференцией между элементами вертолета. Кроме того, математическая модель должна обеспечить оперативность проведения расчетов. Так, в современных вертолетных тренажерах время одного обращения к блоку расчета аэродинамических характеристик не должна превышать 10 мсек. Поэтому на сегодняшний день актуальными остаются вопросы усовершенствования существующих и разработки новых методов расчета нелинейных аэродинамических характеристик вертолета, позволяющих проводить моделирование динамики полета на вертолетных тренажерах в реальном масштабе времени.

Анализ литературных источников. Методов расчета аэродинамических характеристик (АХ) отдельных частей (несущий винт, рулевой винт, фюзеляж, крыло, киль, подвески и др.) вертолета достаточно много [1 – 6]. Но за счет интенсивной интерференции между частями вертолета суммирование их АХ дает значительное расхождение с действительными АХ вертолета.

Так АХ фюзеляжа зависят от обдувки его индуктивным потоком несущего винта (НВ). При уве-

личении скорости воздушного потока V_∞ , начиная

от висения вплоть до $m = \frac{V_\infty \cos \beta_{НВ}}{\sigma_{НВ} R_{НВ}} = 0,05$, индук-

тивный поток от НВ интенсивно деформируется и отклоняется от вертикали. При дальнейшем увеличении скорости полета происходит уменьшение скорости индуктивного потока от НВ. Все это значительно усложняет учет интерференции между корпусом и НВ вертолета. Существенное влияние на аэродинамические моменты оказывает центровка вертолета. Если крыло находится позади центра тяжести, то в результате обдувки его потоком от НВ в интервале $m = 0 \dots 0,03$ возникает момент на кабрирование, а при $m > 0,03$ момент уменьшается. При висении вертолета в зоне влияния земли индуктивная скорость от НВ уменьшается и поэтому продольный момент фюзеляжа от обдувки потоком НВ также уменьшается. Эпюра распределения индуктивных скоростей показывает [7], что индуктивная скорость возрастает от малых значений вблизи втулки НВ до максимума в районе $\bar{r} = r/R_{НВ} \approx 0,8$ с дальнейшим резким уменьшением к концу лопасти.

Таким образом, чтобы с достаточной точностью рассчитать аэродинамические характеристики фюзеляжа, находящейся в сильно неравномерном поле индуктивных скоростей, необходимо использовать методы расчета распределенных параметров течения воздуха около фюзеляжа, что приводит к значительным временным затратам расчета АХ фюзеляжа и неприемлемо для задач имитации динамики полета вертолета на тренажерах.

Для моделирования динамики полета вертолета на тренажерах в настоящее время применяют математические модели расчета аэродинамических характеристик НВ, основанные на дисковой теории

винта или на задании аэродинамических характеристик в виде аппроксимирующих алгебраических выражений [3, 7 – 9]. Эти математические модели не требуют больших компьютерных ресурсов и позволяют проводить моделирование динамики полета вертолета в режиме реального масштаба времени. Однако для моделирования предельных (граничных) и критических режимов полета (таких как, «валёжка», полет на больших скоростях, «затяжеление» НВ, «подхват» и т.д.), характеризующихся существенной нелинейностью аэродинамических характеристик, данные математические модели не пригодны.

Получившие в последние годы распространение метод дискретных вихрей [10, 11], основанный на решении уравнения Лапласа, описывающего течение идеального несжимаемого газа, а также методы вычислительной аэродинамики, основанные на решении уравнений Эйлера или Навье-Стокса [4, 12], требуют значительных ресурсов вычислительной техники и не позволяют проводить моделирование динамики полета в вертолетных тренажерах в реальном масштабе времени.

Для повышения достоверности моделирования динамики полета вертолета в реальном масштабе времени необходимы математические модели, позволяющие оперативно рассчитывать АХ вертолета с учетом нелинейностей, обусловленных вязкостью и сжимаемостью среды, концевыми перетеканиями с лопастей винтов, интерференцией между элементами вертолета.

Целью работы является разработка математической модели для оперативного расчета нелинейных аэродинамических характеристик вертолета одновинтовой схемы при моделировании динамики полета на вертолетных тренажерах.

Основная часть

Представим аэродинамические силы, действующие на вертолет одновинтовой схемы, в виде суммы сил отдельных его элементов – НВ, рулевого винта, крыла, стабилизатора, киля, фюзеляжа. При полете без скольжения суммы проекций аэродинамических сил на оси скоростной системы координат имеют вид:

$$\sum F_{xa} = T_{xa} - X_{af} - X_{акр} - X_{СТ} - X_K; \quad (1)$$

$$\sum F_{ya} = T_{ya} + Y_{акр} - Y_{af} - Y_{СТ}; \quad (2)$$

$$\sum F_{za} = T_{za} - T_{рв} - Z_K - Z_{\phi} = 0, \quad (3)$$

где T_{xa} , T_{ya} , T_{za} – соответственно пропульсивная, подъемная и боковая силы НВ;

$X_{акр}$, X_{af} , X_K , $X_{СТ}$ – силы сопротивления, соответственно, крыла, фюзеляжа, киля и стабилизатора;

$Y_{акр}$, Y_{af} , $Y_{СТ}$ – подъемная сила, соответственно, крыла, фюзеляжа и стабилизатора;

Z_K , Z_{ϕ} – боковая сила, соответственно, киля и фюзеляжа;

$T_{рв}$ – сила тяги рулевого винта.

Аэродинамическая интерференция между несущим винтом и планером вертолета приводит к увеличению тяги НВ на осевых, и близких к осевым, режимах полета. Точное определение прироста тяги несущего винта на этих режимах затруднено вследствие существенной нелинейности и нестационарности задачи интерференции НВ с планером [3, 4]. Поэтому в работе используются полуэмпирические зависимости между приростом тяги НВ и основными геометрическими и кинематическими параметрами НВ и планера [3, 4, 7, 9].

На аэродинамические характеристики элементов планера существенное влияние оказывает поле индуктивных скоростей от НВ, которое приводит к изменению местных углов атаки элементов планера. Поэтому аэродинамические характеристики крыла, стабилизатора, киля и фюзеляжа рассчитываются на основе коррекции угла атаки и скорости набегающего потока под влиянием осредненной скорости от НВ.

Аэродинамические характеристики несущих поверхностей, которыми представляются лопасти рулевого и несущего винтов, консоли крыла, стабилизатора и киля вычисляются с помощью подхода [13, 14], основанного на итерационном решении системы уравнений, включающих формулу Н.Е. Жуковского о подъемной силе профиля [15], выражения для расчета индуктивной скорости от простейшей вихревой системы несущей поверхности и выражения для коэффициентов подъемной силы и силы сопротивления профиля как функции от индуктивной скорости и скорости набегающего потока в сечении профиля [16]. Данный подход обеспечивает учет влияния сжимаемости, вязкости, изменения угла атаки от 0° до 360° и учет интерференции между элементами вертолета.

При определении АХ стабилизатора индуктивная скорость от НВ в районе стабилизатора определяется в соответствии с работой [7]:

$$V_{ист} = -C_{\chi} \cdot V_{инср},$$

где $C_{\chi} = 1 - u_{стнв}^2$;

$$u_{стнв} = L_{стнв} \cdot \sin(\delta_{ст} - (\alpha - \varepsilon)) / R_{нв};$$

α – угол атаки вертолета;

ε – угол заклинивания вала НВ;

$\delta_{ст}$ – угол между плоскостью вращения НВ и линией НВ – стабилизатор;

$L_{стнв}$ – расстояние от точки пересечения оси вала с конструктивной плоскостью НВ до стабилизатора;

$V_{инср}$ – осредненная индуктивная скорость НВ.

Зависимости АХ фюзеляжа от угла атаки и скольжения обычно приводится в техническом опи-

сании вертолета. Эти зависимости используются в виде табличных данных, при интерполяции которых учитывается влияние скоса потока от несущего винта на угол атаки фюзеляжа:

$$\alpha_{\phi} = \arctg \frac{V_{\phi y}}{V_{\phi x}},$$

где $V_{\phi x} = V_{\infty} \cdot \cos(\alpha) + V_{\text{инсп}} \cdot \cos(\varepsilon)$;

$$V_{\phi y} = V_{\infty} \cdot \sin(\alpha) - V_{\text{инсп}} \cdot \sin(\varepsilon);$$

$$V_{\phi \infty} = \sqrt{V_{\phi y}^2 + V_{\phi x}^2}.$$

При наличии угла скольжения используются аналогичные зависимости с учетом боковой составляющей индуктивной скорости от НВ.

Продольный момент фюзеляжа принимается равным нулю из-за отсутствия данных по определению центра давления фюзеляжа. Поэтому при расчете балансировки вертолета необходима определенная корректировка моментных характеристик вертолета.

Значительную неопределенность при расчете АХ НВ вызывает деформация элементов системы управления (рычаги поворота лопастей, автомат перекоса, качалки и другие детали) и упругая крутка лопастей, которая входит в выражение для расчета угла взмаха лопасти относительно конструктивной плоскости вращения НВ, учитывающее первые гармоники [3]:

$$v = a_0 - a_1 \cos \psi - v_1 \sin \psi,$$

где $a_0 = \frac{1}{3} \lambda_3 + \frac{1}{4} (1 + M^2) \varphi_0 + D_{a_0} = a_{0\text{Э}} + D_{a_0}$;

$$a_1 = \frac{1}{1 + \kappa^2} (a_{1\text{Э}} + \kappa \cdot v_{1\text{Э}}) + \frac{\kappa \cdot \theta_2 - \theta_1}{1 + \kappa^2} + D_{a_1};$$

$$v_1 = \frac{1}{1 + \kappa^2} (v_{1\text{Э}} - \kappa \cdot a_{1\text{Э}}) + \frac{\theta_2 + \kappa \cdot \theta_1}{1 + \kappa^2} + D_{v_1};$$

$$a_{1\text{Э}} = \frac{2\mu}{1 - 0,5\mu} (\lambda_3 + \frac{4}{3} \varphi_0);$$

$$v_{1\text{Э}} = \frac{4}{3} \cdot \frac{\mu}{1 + 0,5\mu} \cdot a_0;$$

$$D_{a_0} = -\frac{\gamma \cdot \mu \cdot \omega_x}{\omega_{\text{НВ}}};$$

$$D_{a_1} = -\frac{\omega_x + 8 \cdot \omega_z / \gamma}{\omega_{\text{НВ}} (1 - 0,5M^2)} + E_{a_1};$$

$$D_{v_1} = -\frac{\omega_z - 8 \cdot \omega_x / \gamma}{\omega_{\text{НВ}} (1 + 0,5M^2)} + E_{v_1};$$

$$E_{a_1} = \frac{\kappa \cdot \bar{v}_{\text{ср}} - \bar{v}_{\text{ср}}}{1 + \kappa^2};$$

$$E_{v_1} = \frac{\bar{v}_{\text{ср}} + \kappa \cdot \bar{v}_{\text{ср}}}{1 + \kappa^2};$$

$$\Gamma = \frac{v \cdot C_{\text{уа}}^6 R_{\text{НВ}}^4}{I_{\text{ГШ}}} - \text{число Локка};$$

$$I_{\text{ГШ}} = \int_0^{R_{\text{НВ}}} r^2 m dr - \text{момент инерции лопасти};$$

v – хорда лопасти в характерном сечении $r=0,7$;

c – плотность воздуха;

$C_{\text{уа}}^6$ – производная коэффициента подъемной силы профиля лопасти от угла атаки;

$\omega_{\text{НВ}}$ – частота вращения НВ;

$\bar{v}_{\text{ср}}, \bar{v}_{\text{ср}}$ – средние по лопасти упругие крутки по первой гармонике, которые могут быть найдены из летных испытаний;

$\lambda_3 = \lambda - \theta_1 \mu$ – эквивалентный коэффициент протекания;

$\theta_1 = -\bar{D}_1 \chi + \bar{D}_2 \eta$; $\theta_2 = \bar{D}_1 \eta + \bar{D}_2 \chi$ – амплитуды задаваемых автоматом перекоса углов установки циклического шага на азимутах $\psi = 270^\circ$ и 180° ;

η, χ – углы отклонения автомата перекоса в продольном и поперечном направлении;

\bar{D}_1, \bar{D}_2 – передаточные числа управления циклическим шагом НВ.

Как показано в работе [9, стр. 67] деформация системы управления существенно влияет на балансировочные кривые вертолета. Потребные балансировочные значения η и χ при жесткой системе управления значительно отличаются как по величине, так и по характеру протекания кривых при учете деформации системы управления. Поэтому значения θ_1 и θ_2 необходимо корректировать по результатам летных испытаний на величины $\Delta\theta_1, \Delta\theta_2$.

Принимая во внимание, что в инструкции экипажу по эксплуатации вертолета имеется большой объем его летных данных, аэродинамических и геометрических характеристик, то их можно использовать для определения корреляционных зависимостей $E_{a_1}, E_{v_1}, \Delta\theta_2$. Эти величины получаются из условий продольной балансировки вертолета при заданном значении веса вертолета G , центровки $x_{\text{цт}}, y_{\text{цт}}$, скорости полета V_{∞} , параметров управления η, χ, φ_0 и угла тангажа:

$$T_{\text{НВ}} \cdot \sin(\alpha - \varepsilon) + H_{\text{НВ}} \cdot \cos(\alpha - \varepsilon) + X_{\text{пл}} = 0, \quad (4)$$

$$T_{\text{НВ}} \cdot \cos(\alpha - \varepsilon) - H_{\text{НВ}} \cdot \sin(\alpha - \varepsilon) + Y_{\text{пл}} - G = 0, \quad (5)$$

$$M_{Z_{\text{НВ}}} + M_{Z_{\text{к}}} + M_{Z_{\text{рв}}} + M_{Z_{\text{ст}}} + M_{Z_{\text{ф}}} = 0, \quad (6)$$

где $T_{\text{НВ}}, H_{\text{НВ}}$ – соответственно сила тяги и продольная сила НВ;

$X_{\text{пл}} = X_{\text{ст}} + X_{\text{ф}} + X_{\text{к}} + X_{\text{кр}} + X_{\text{рв}}$ – сумма, соответственно, силы сопротивления стабилизатора, фюзеляжа, киля, крыла, рулевого винта;

$Y_{\text{пл}} = Y_{\text{ст}} + Y_{\text{ф}} + Y_{\text{кр}}$ – сумма, соответственно, подъемных сил стабилизатора, фюзеляжа и крыла;

$M_{Z_{НВ}}, M_{Z_K}, M_{Z_{рв}}, M_{Z_{ст}}, M_{Z_{ф}}$ – соответственно продольные моменты НВ, крыла, рулевого винта, стабилизатора, фюзеляжа.

В качестве примера были рассчитаны АХ вертолета одновинтовой схемы с $G=11500$ кг, $x_{цг}=0,235$, $\chi=-0,9$, $\eta=-0,1$, $\delta_{ст}=0,244$, $\delta_{ст}=0,244$. Для режима горизонтального полета с $V_{\infty}=98$ км/час при $\varphi_0=8^\circ$ и угле атаки вертолета $\alpha=0,05$ рад из решения уравнений (4, 5, 6) получаются значения $E_{a_1}=0,03$, $E_{B_1}=-0,035$, $\Delta\theta_2=0,0379$. Для полученных значений E_{a_1} , E_{B_1} , $\Delta\theta_2$ при

$\varphi_0=8,38^\circ$, $\chi=-0,9$, $\eta=-0,1$ уравнению (4) удовлетворяет значение $\alpha=0,0519$ рад.

На рис. 1 – 4 показано сравнение рассчитанных с помощью разработанной математической модели аэродинамических характеристик элементов вертолета.

Расчетные данные показаны в виде сплошных линий, а экспериментальные данные - в виде точек.

Видно, что разработанная математическая модель позволяет описать особенности протекания аэродинамических характеристик элементов вертолета во всем диапазоне изменения основных параметров.

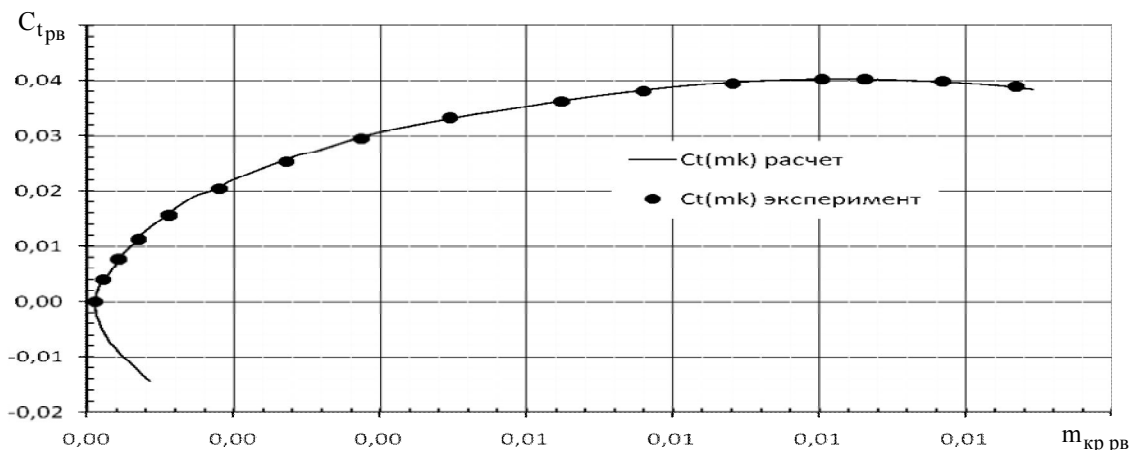


Рис. 1. Поляра рулевого винта при $\psi_{рв} R_{рв}=204$ м/с

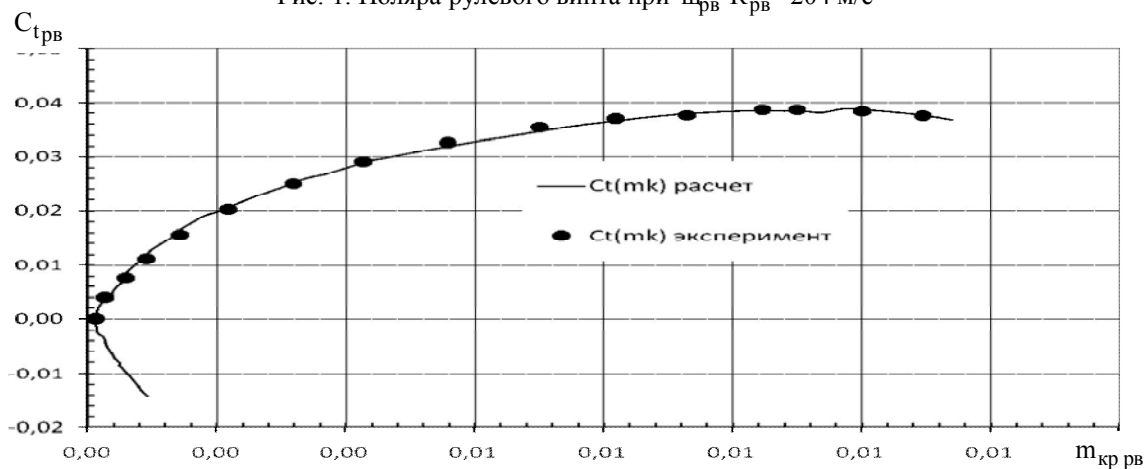


Рис. 2. Поляра рулевого винта при $\psi_{рв} R_{рв}=227$ м/с

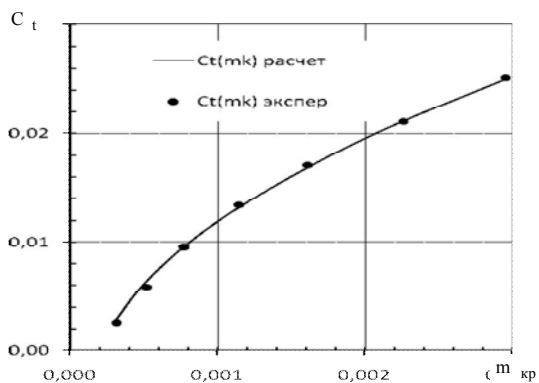


Рис. 3. Поляра НВ на режиме висения ($\psi_{НВ} R_{НВ}=210$ м/с)

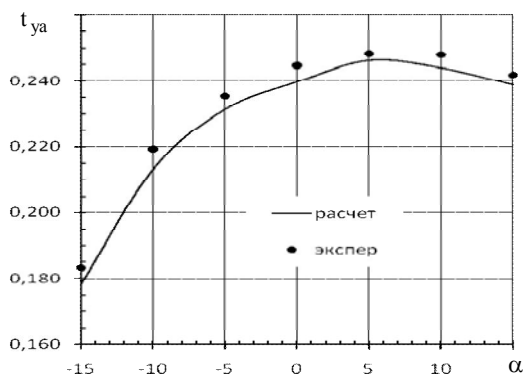


Рис. 4. Зависимость коэффициента подъемной силы НВ от угла атаки при $\varphi_0=15^\circ$ и скорости 300 км/час

Выводы

Разработана математическая модель для расчета АХ одновинтового вертолета. Модель позволяет с достаточной степенью точности определять нелинейные аэродинамические характеристики вертолета при минимальных требованиях к ресурсу компьютера. В дальнейшем предполагается применить разработанную модель для решения задач моделирования динамики полета вертолета.

Список литературы

1. Гессоу А. Аэродинамика вертолета [Текст] / А. Гессоу, Г. Майерс. – М.: Оборонгиз, 1954. – 255 с.
2. Юрьев Б.Н. Аэродинамический расчет вертолетов [Текст] / Б.Н. Юрьев. – М.: Оборонгиз, 1956. – С. 191-215.
3. Вертолеты. Расчет и проектирование [Текст] / М.Л. Миль, А.В. Некрасов, А.С. Браверман и др.; под ред. М.Л. Миль – М.: Маши., 1966. – 454 с.
4. Джонсон У. Теория вертолета [Текст] / У. Джонсон; пер. с англ. В. Э. Баскина, С. Ю. Есаулова, В.С. Каплана. – М.: Мир, 1983. – Кн. 1. – С. 49.
5. Теория идеального несущего винта вертолета [Текст] / Известия АН СССР, отдел. техн. наук; механика и машиностроение; под ред. А.С. Бравермана – М.: Наука, 1959. – С. 25-30.
6. Теория несущего винта [Текст] / В.Э. Баскин, Л.С. Вильдгрубе, Е.С. Вожаев, Г.И. Майкапар; под ред. А.К. Мартынова. – М.: Машиностроение, 1973. – 364 с.
7. Браверман А.С. Балансировка одновинтового вертолета [Текст] / А.С. Браверман, Д.М. Перлитейн, С.В. Лаписова. – М.: Машиностроение, 1975. – 280 с.
8. Шайдаков В.И. Обобщенная дисковая вихревая теория и методы расчета индуктивных скоростей несущего винта вертолета [Текст] / В.И. Шайдаков. // Проектирование вертолетов. – М., 1977. – С. 76-89.
9. Браверман А.С. Динамика вертолета. Предельные режимы полета [Текст] / А.С. Браверман, А.П. Вайн-труб. – М.: Машиностроение, 1988. – 280 с.

10. Белоцерковский С.М. Исследование на ЭВМ аэродинамических и аэроупругих характеристик винтов вертолетов [Текст] / С.М. Белоцерковский, Б.Е. Локтев, М.И. Ништ; под ред. С.М. Белоцерковского. – М.: Машиностроение, 1992. – 224 с.

11. Игнаткин Ю.М. Нелинейная лопастная вихревая теория винта и ее приложения для расчета аэродинамических характеристик несущих и рулевых винтов вертолета [Текст] / Ю.М. Игнаткин, П.В. Макеев, Б.С. Гревцов, А.И. Шомов. // Вестник МАИ. – 2009. – Т. 16, № 5. – С. 24-31.

12. Михеев С.В. Направления развития методов моделирования аэродинамических характеристик несущего винта [Текст] / С.В. Михеев, В.А. Аникин, Ю.Н. Свириденко, Д.С. Коломенский // Полет. – 2004. – № 6. – С. 4-13.

13. Лебедь В.Г. Математическая модель нелинейной аэродинамики несущего винта для задач моделирования динамики полета на вертолетных тренажерах [Текст] / В.Г. Лебедь, С.А. Калкманов // Авиационно-космическая техника и технология: Научно-технический журнал – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2014. – Вып. 4 (111). – С. 42-48.

14. Лебедь В.Г. Приближенный метод расчета аэродинамических крыла при углах атаки от 0° до 360° [Текст] / В.Г. Лебедь, С.А. Калкманов, Ф.В. Володин // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х.: НАКУ. – 2014. – Вып. 2(78). – С. 91-98.

15. Белоцерковский С.М. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью [Текст] / С.М. Белоцерковский, М.И. Ништ. – М.: Наука, 1978. – 352 с.

16. Лебедь В.Г. Аерогідродинаміка. Підручник [Текст] / В.Г. Лебедь, Ю.І. Миргород, Є.О. Українець. – Х.: ХУ ПС ім. Івана Кожедуба, 2011. – 415 с.

Поступила в редколлегию 6.05.2015

Рецензент: д-р техн. наук, с.н.с. Е.А. Украинец, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков.

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ НЕЛІНІЙНОЇ АЕРОДИНАМІКИ ВЕРТОЛЬОТА ОДНОГВИНТОВОЇ СХЕМИ ДЛЯ ЗАДАЧ ІМІТАЦІЇ ДИНАМІКИ ПОЛЬОТУ ВЕРТОЛЬОТА НА ТРЕНАЖЕРАХ

В.Г. Лебедь, С.А. Калкманов

Розроблено математичну модель для оперативного розрахунку нелінійних аеродинамічних характеристик вертольота одногвинтової схеми при моделюванні динаміки польоту на вертолітних тренажерах. Модель враховує нелінійні ефекти, зумовлені впливом стисливості і в'язкості середовища, зривом потоку і кінцевими перетіканнями на лопатях гвинтів, і дозволяє моделювати граничні та критичні режими польоту вертольота, за винятком режиму «вихорового кільця». Наведені приклади розрахунків аеродинамічних характеристик вертольота, результати яких задовільно узгоджуються з експериментальними даними.

Ключові слова: нелінійні аеродинамічні характеристики вертольота, індуктивна швидкість, несучий гвинт, кут атаки, подовження балансування.

MATHEMATICAL MODELS OF NONLINEAR AERODYNAMICS HELICOPTER SINGLE-ROTOR SCHEME FOR THE PROBLEM OF MODELING DYNAMICS OF FLIGHT ON THE HELICOPTER SIMULATORS

V.G. Lebed, S.A. Kalkamanov

A mathematical model for rapid calculation of nonlinear aerodynamic characteristics of the helicopter single-rotor design for modeling dynamics of flight on the helicopter simulators is developed. The model takes into account the nonlinear effects due to the influence of compressibility and viscosity of the medium, stalling and end of the overflowing on propeller blades, and allows you to simulate the boundary and critical modes of helicopter flight, except when "vortex ring". Examples of calculations of the aerodynamic characteristics of the helicopter, the results of which are in good agreement with the experimental data are presented.

Keywords: nonlinear aerodynamic characteristics of the helicopter, inductive speed, main rotor, rotor angle of attack, the longitudinal balancing.