

$$\int_{r_\beta}^R m\omega^2 z y dr + \int_{r_\beta}^R m\ddot{y}(r - r_\beta) dr +$$

$$+ \int_{r_\beta}^R m x_m \ddot{\theta} \cos \theta (r - r_\beta) dr + \int_{r_\beta}^R m x_m \sin \theta \omega^2 z dr$$

$$+ k_\beta (\beta - \beta_{const}) + m \left(\frac{d^2 \beta}{dt^2} \right) (h + l)^2 -$$

$$- m\omega^2 (h + l)(l\alpha - h\beta) -$$

$$- ml \left(\frac{d^2 \alpha}{dt^2} \right) (h + l) - 250 \cos(4\psi) = 0$$

Второе уравнение системы – уравнение движения лопасти в плоскости вращения:

$$\int_{r_\beta}^R m \ddot{x}(z - r_\xi) dr + \int_{r_\beta}^R \omega^2 m x r_\xi dr + \int_{r_\beta}^R 2\omega m \dot{z}(z - r_\xi) dr +$$

$$+ C_\xi \dot{\xi} + K_\xi \xi + m \left(\frac{d^2 \eta}{d\psi^2} \right) l(l - h) - 250 \cos(4\psi) = 0$$

Третье уравнение системы – уравнение моментов всех сил:

$$\int_{r_\varphi}^R \omega^2 m x_m \cos \theta y dr + \int_{r_\varphi}^R m x_m \cos \theta \ddot{y} dr + \int_{r_\varphi}^R J_m \ddot{\theta} dr +$$

$$+ \int_{r_\varphi}^R \omega^2 J_m \sin \theta \cos \theta dr + C_{cs} \varphi = 0$$

Четвертое уравнение системы – уравнения гасителя в плоскости взмаха.

$$-m \left(\frac{d^2 \beta}{dt^2} \right) l(l + h) - m \left(\frac{d^2 \alpha}{dt^2} \right) l^2 - m\omega^2 (h + l)l\alpha = 0$$

Последнее, пятое уравнение системы – уравнение гасителя в плоскости вращения:

$$m\omega^2 (l + h)h \frac{\eta}{2} + m \left(\frac{d^2 \eta}{d\psi^2} \right) l^2 + \frac{d^2 \xi}{d\psi^2} lh = 0$$

Систему решаем методом разложения в ряд Фурье, в программе Maple, углы $\beta, \xi, \varphi, \alpha, \eta$, их первые и вторые производные, интегрируем

уравнения и находим амплитуды колебаний лопасти в трех плоскостях.

В результате работы получено такое расстояние l , при котором полностью гасятся колебания лопасти от возмущающей силы в плоскости вращения.

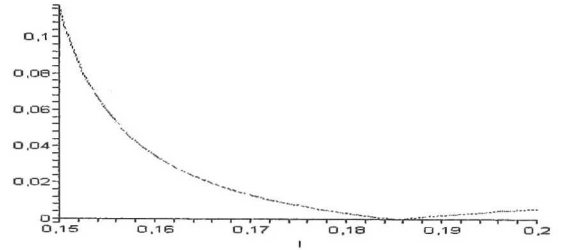


Рис. 1. График зависимости амплитуды колебаний от параметра гасителя l в плоскости взмаха.

В плоскости взмаха также найдено такое l , при котором полностью гасятся возмущения силы четвертой гармоники.

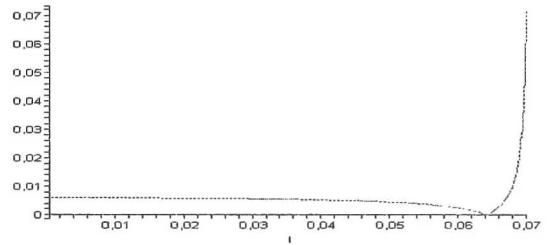


Рис. 2. График зависимости амплитуды колебаний от параметра гасителя l в плоскости вращения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Миль М.Л., Некрасов А.В., Браверман А.С., Гродко Л.Н., Лейканд М.А. Вертолеты. Расчет и проектирование. Т.1. Аэродинамика. М.:Машиностроение, 1966. 450с.
Базов Д.И. Аэродинамика вертолетов. М.: Транспорт, 1972. 184 с

РАСЧЕТ БАЛАНСИРОВОЧНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЕРТОЛЕТА С УЧЕТОМ СКОСА ПОТОКА ОТ НЕСУЩЕГО ВИНТА

©2012 М.Н. Антошкина, Е.И. Николаев

Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева– КАИ (КНИТУ - КАИ), Казань

BALANCE CHARACTERISTICS OF HELICOPTER CALCULATION WITH REGARD TO DOWNWASH ROTORS

©2012 M.N. Antoshkina, E.I. Nikolaev

We offer a universal method for calculating the inductive velocities which allows you to make an accurate calculation of the inductive velocity for the minimum amount of computer time at any point in space. These results are compared with experimental data. Program provides data to simulate the air flow near the main rotor helicopter.

Целью работы было создание универсального метода расчета индуктивных скоростей, позволяющего за минимальное количество машинного времени произвести точный расчет индуктивных скоростей в любой точке пространства.

В основе работы лежит один из методов расчета индуктивных скоростей В.И. Шайдакова [1]. В.И. Шайдаковым были получены выражения для дифференциалов проекций индуктивных скоростей на оси косоугольной системы координат [1]:

$$dv_{x_1} = \frac{\gamma}{4\pi} \left[\begin{array}{c} \frac{(\zeta - z_1)d\xi - (\xi - x_1)d\zeta}{\sin \delta} J_1 \\ - \frac{d\zeta}{\sin \delta} J_2 \end{array} \right] \quad (1)$$

$$dv_{y_1} = \frac{\gamma}{4\pi} \left[\begin{array}{c} - \frac{(\zeta - z_1)d\xi - (\xi - x_1)d\zeta}{\sin \delta} J_1 \\ + \frac{d\zeta}{\sin \delta} J_2 \end{array} \right] \quad (2)$$

$$dv_{z_1} = \frac{\gamma}{4\pi} \sin \delta d\xi J_2 \quad (3)$$

Для вычисления скорости от вихревого цилиндрического слоя ограниченной ширины необходимо взять контурный интеграл по проекции этого слоя на базовую плоскость Ox_1z_1 (интеграл по дуге s):

$$v_{x_1} = \int_s dv_{x_1}; v_{y_1} = \int_s dv_{y_1}; v_{z_1} = \int_s dv_{z_1} \quad (4)$$

ДИСКРЕТНАЯ МОДЕЛЬ ДИСКА НЕСУЩЕГО ВИНТА

Для облегчения вычисления контурных интегралов по диску несущего винта предлагается разбить диск на n вихревых объемов и считать, что циркуляция γ вдоль поверхности каждого объема постоянна, тогда из формул (1-3) можно вынести γ за знак интеграла и

найти индуктивные скорости, интегрируя по четырем отрезкам контура.

$$v_x = \frac{\gamma}{4\pi \sin \delta} \int_s \left[\begin{array}{c} \cos \delta (\zeta - z_1) J_1 \frac{d\xi}{ds} - \\ \cos \delta (\xi - x_1) J_1 \frac{d\zeta}{ds} - J_3 \frac{d\zeta}{ds} \end{array} \right] ds \quad (5)$$

$$v_y = \frac{\gamma}{4\pi \sin \delta} \int_s \left[\begin{array}{c} (\zeta - z_1) J_1 \frac{d\xi}{ds} - (\xi - x_1) J_1 \frac{d\zeta}{ds} \\ - \cos \delta J_3 \frac{d\zeta}{ds} \end{array} \right] ds \quad (6)$$

$$v_z = \frac{\gamma}{4\pi} \sin \delta \int_s J_1 \frac{d\xi}{ds} ds \quad (7)$$

На рисунке (1) приведены результаты расчетов нормального компонента индуктивной скорости. Сплошной линией показано распределение нормального компонента индуктивной скорости в поперечном сечении, рассчитанного методом дискретных вихревых цилиндров. Точками отмечены экспериментальные данные [2].

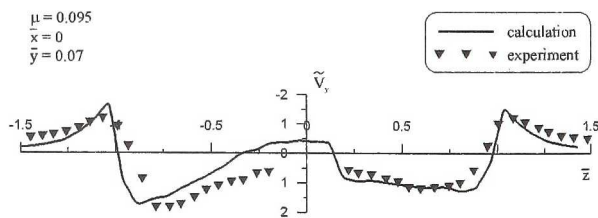


Рис. 1 Нормальный компонент индуктивной скорости на скорости полета 75 км/ч

На разных режимах полета индуктивные скорости оказывают различное влияние на рулевой винт и оперение. На рисунках (2, 3) видно, что особое влияние индуктивные скорости оказывают на скорости полета $V = 60$ км/ч, достигают 4 м/с или 14,4 км/ч, что составляет 24% от скорости полета. Поэтому очень важно знать и учитывать поле индуктивных скоростей на малых режимах полета.

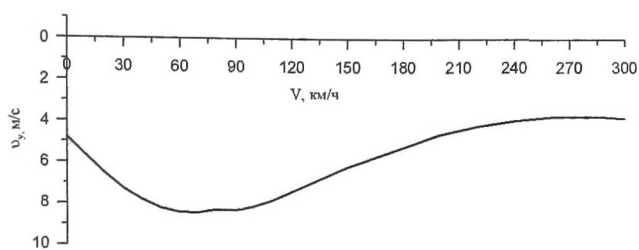


Рис. 2 Зависимость нормального компонента индуктивной скорости в зоне рулевого винта от скорости полета

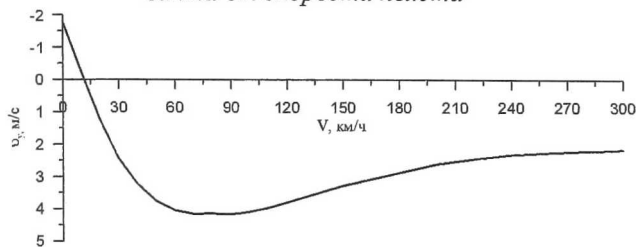


Рис. 3 Зависимость нормального компонента индуктивной скорости в зоне оперения от скорости полета

По данным, полученным в результате работы программы, можно построить векторное поле индуктивных скоростей в интересующей нас области.

На рисунке (4) показано векторное поле индуктивных скоростей 30 км/ч.

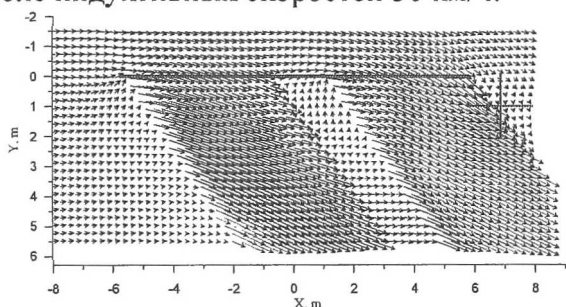


Рис. 4 Векторное поле индуктивных скоростей на скорости полета 30 км/ч

Полученные индуктивные скорости можно использовать для расчета на прочность элементов вертолета.

Статья подготовлена при поддержке гранта Правительства РФ для государственной поддержки научных исследований по постановлению Правительства 220 по договору от 30 декабря 2010 г. №11.G34.31.0038.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

2. Шайдаков В.И. Свойства скошенного цилиндрического вихревого слоя. – В кн. Проектирование вертолетов, вып. 381, МАИ, 1976.
2. Heyson H., Katzoff S. Induced Velocity Near a Lifting Rotor with Non – Uniform Disk Loading. NACA TR, 1957, No. 1319

АНАЛИЗ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ МЕТОДОМ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ РЕНТГЕНОВСКОЙ ТОМОГРАФИИ.

©2012 Артемьев А.В., Васильев С.Л., Юргенсон С.А.

Московский Авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва

Computing X-ray tomography is currently the most promising method of nondestructive testing associated with imaging the most critical elements of aerospace structures. The method of assessment of structures made of polymeric materials based on the quantification of attenuation coefficients, standard deviation, and its relationship to the cross-sectional area can assess the condition of the structure of the material samples and changes in it after each load.

Рентгеновская томография в настоящее время является наиболее перспективным методом неразрушающего контроля, связанного с интроскопией