

# ВЛИЯНИЕ УПРУГОСТИ ЛОПАСТЕЙ НЕСУЩЕГО ВИНТА НА РАСЧЕТ БАЛАНСИРОВКИ ВЕРТОЛЕТА

© 2012 Е.И. Николаев, М.З.Гаскаров

(КНИТУ-КАИ им. А.Н.Туполева, Россия, 420111, Казань, К.Маркса, 10)

## EFFECT OF ELASTIC BLADES OF MAIN ROTOR ON THE CALCULATION OF TRIMMING HELICOPTER

© 2012 E.I.Nikolaev, K.N.Gaskarov

Considering the influence of strain on the blades of Main Rotor solution to the problem of balancing the helicopter, those calculating the load on the carrier system and finding the balancing curves.

В настоящее время от производителей вертолетов требуется выполнение ряда задач, таких как повышения его летных качеств, уменьшения уровня шума, повышения маневренности и, удешевление стоимости эксплуатации. Один из возможных способов достижения этого совершенствования несущей системы вертолета совместно с широким применением композиционных материалов, увеличивающих ресурс агрегатов.

Расчет колебаний и нагрузок, действующих на лопастях несущего винта производится по данным, полученным в результате решения задачи балансировки вертолета. Решить задачу балансировки вертолета, значит определить величины отклонения органов управления и пространственного положения вертолета, при которых выполняется условие равновесия вертолета на установившемся режиме полета. Решить уравнения равновесия вертолета можно только, вычислив нагрузку, действующую на его агрегаты в полете. От того, по какой математической модели и с какой точностью определяется нагрузка на агрегаты вертолета, зависит точность прогнозирования нагружения несущей системы вертолета и его балансировочных характеристик.

Первые работы по аэродинамическому и прочностному расчету винтов появились еще в конце девятнадцатого в начале двадцатого веков.

Это в основном работы Н.Е. Жуковского, С.К. Држевецкого, Г.Х.Сабинина, Б.Н. Юрьева, В.П.Ветчинкина. Особенно много работ в исследовании аэродинамики и аэроупругости несущих винтов появилось с началом активного применения вертолетов в 50-х годах нашего столетия. В начале 70-х годов наиболее существенный вклад в развитие методов расчета деформаций лопастей несущих винтов внесли работы А.Ю. Лисса.

В этой работе мы рассматриваем влияние деформации лопасти НВ на решение задачи балансировки вертолета, те вычислению нагрузки на несущую систему и нахождение балансировочных кривых, характеризующих отклонения органов управления.

Уравнения деформации лопасти будем записывать, используя условие того, что сумма аэродинамических и инерционных моментов относительно некоторого сечения лопасти уравнивается упругими моментами в этом сечении.

После преобразований, мы можем получить систему уравнений такого типа:

$$A_1 + \ddot{B}_1 = F_1$$

$$A_2 + \ddot{B}_2 = F_2$$

$$A_3 + \ddot{B}_3 = F_3$$

где  $A_i$  и  $B_i$  ( $i = 1, 2, 3$ )

линейными интегро-дифференциальными операторами над функциями

$$x(r, t), y(r, t), \theta(r, t),$$

соответственно изгибу в двух плоскостях и кручению. В правой части уравнения находятся величины  $F_i$ , которые не зависят от деформации лопасти – аэродинамическая нагрузка.

Деформация лопасти в полете должна определяться путем решения системы интегро-дифференциальных уравнений системы при граничных условиях. Эта задача может решаться путем непосредственного численного интегрирования дифференциальных уравнений.

Наиболее подходящий для практического применения это способ интегрирования уравнений деформации лопастей, основанный на разложении деформаций по собственным формам колебаний лопасти в пустоте и определении зависящих от времени коэффициентов разложения:

$$u = \sum_{j=1}^{\infty} \delta_j(t) u_j(r);$$

Подставив это выражение в уравнения системы, получим:

$$\sum_j \delta_j A_1 u_j + \sum_j \delta_j B_1 u_j = F_1$$

$$\sum_j \delta_j A_2 u_j + \sum_j \delta_j B_2 u_j = F_2$$

$$\sum_j \delta_j A_3 u_j + \sum_j \delta_j B_3 u_j = F_3$$

Записанные уравнения справедливы для всех сечений лопасти, в том числе и для комлевых сечений, совпадающих с шарнирно-подвешенной лопасти с шарнирами:

$$\sum_j \delta_j A_1 u_j(r_a) + \sum_j \delta_j B_1 u_j(r_a) = F_1(r_a)$$

$$\sum_j \delta_j A_2 u_j(r_2) + \sum_j \delta_j B_2 u_j(r_2) = F_2(r_2)$$

$$\sum_j \delta_j A_3 u_j(r_{oc}) + \sum_j \delta_j B_3 u_j(r_{oc}) = F_3(r_{oc})$$

Пусть  $u_k = \left\{ x_k, y_k, \theta_k \right\}$  – одна из форм

собственных колебаний лопасти. После небольших преобразований получим:

$$\sum_j \delta_j (A u_j, u_k) + \sum_j \delta_j (B u_j, u_k) = (F, u_k),$$

Учтем условия ортогональности и введем обозначения:

$$P_k = (A u_k, u_k),$$

$$K_k = (B u_k, u_k),$$

$$A_k = (F, u_k).$$

Тогда получим дифференциальные уравнения деформации лопасти:

$$K_k \delta_j + P_k \delta_j = A_k$$

$$(k = 1, 2, \dots).$$

Значения коэффициентов  $K_k$  и  $P_k$  для каждой лопасти являются некоторыми числовыми характеристиками тонов колебания, которые можно вычислить вместе с расчетом собственных колебаний. Величины  $\delta_k$  определяются методом численного интегрирования.

На каждом шаге интегрирования должны вычисляться аэродинамические нагрузки, зависящие от них правые части уравнений. Процесс интегрирования продолжается до тех пор, пока результаты, полученные при двух последовательных оборотах винта, не совпадут с заданной степенью точности. По значениям

$$\text{коэффициентов } \delta_k, \delta_k, \delta_k$$

определяются деформации лопасти, напряжения в конструкции и нагрузки, действующие на втулку

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

1. Гирфанов А.М. Аэроупругий расчет и балансировка одновинтового вертолета с бесшарнирным несущим винтом

//Дисс. – Казань, 1999.

2. Лисс А.Ю. Исследования работы лопастей несущего винта с учетом изгиба в двух плоскостях и кручения //Дисс. – Казань, 1974.

## АНАЛИЗ УСТОЙЧИВОСТИ ВЕРТОЛЕТА ПРИ РАСКРУТКЕ НЕСУЩЕГО ВИНТА НА ЗЕМЛЕ

© 2012 Е.И. Николаев, К.Н.Пантюхин

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

## ANALYSIS OF STABILITY HELICOPTER BY ROTOR STARTING ON THE GROUND

© 2012 E.I.Nikolaev, K.N.Pantuhin

Stable of motion a single rotor helicopter on the ground is investigating. It has six degree of freedom fuselage and flapping motion of blades.

В работе рассматривается устойчивость движения лопастей при раскрутке несущего винта на земле, что может привести к так называемому явлению земного резонанса. Это явление появилось, когда в конструкции втулки винтов вертолетов начали использовать шарнирное соединение лопасти, в основном вертикальным шарниром, который позволяет лопасти качаться в плоскости вращения винта, и тем самым происходит динамический разбаланс лопастей. В подавляющем большинстве случаев при возникновении земного резонанса колебания прекратить не удавалось. Они нарастали вплоть до разрушения вертолета. Лишь в редких случаях колебания удавалось прекратить своевременным выключением двигателя или отрывом вертолета от земли. В истории вертолетостроения было немало случаев, когда вертолет разрушался от возникновения колебаний такого типа. Попытки устранить земной резонанс на готовом вертолете иногда приводили к необходимости больших переделок конструкций вертолета. Эти обстоятельства

заставляют инженеров работать над созданием теории и надежного метода расчета явления земного резонанса, которые позволили бы грамотно выбирать характеристики элементов конструкции, определяющих запас устойчивости вертолета на земле на этапе проектирования.

Работы А.Файнгольда, Р.Колмена, Б.Я.Жеребцова, М.А.Лернера, А.И.Пожалостина и других исследователей, которые рассматривали явление земного резонанса, внесли большой вклад в развитие теории устойчивости вертолета при явлении земного резонанса.

В работе представлено возмущенное движение однороторного вертолета, корпус которого имеет шесть степеней свободы и лопасти имеют вертикальные, горизонтальные и осевые шарниры.

Дифференциальные уравнения возмущенного движения вертолета для этого случая выводились при следующих предположениях:

1. Лопасты абсолютно жесткие;
2. Тяга несущего винта равна нулю;