

УДК 629.735.45

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ИНДИВИДУАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ПО ВЫСОКИМ ГАРМОНИКАМ НА ВИБРОПЕРЕГРУЗКИ, ВЫЗВАННЫЕ СИЛОЙ ТЯГИ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА

Б.С. КРИЦКИЙ^{1,2}, Р.М. МИРГАЗОВ¹, ЛЭ ВАН ЧУНГ²

¹Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского,
г. Жуковский, Россия

²Московский физико-технический институт (государственный университет), г. Москва, Россия

Статья посвящена анализу результатов расчетного исследования виброперегрузки несущего винта, вызванной пульсацией силы тяги несущего винта вертолета.

В статье представлены методика расчета, объект исследования и результаты численного исследования индивидуального управления каждой лопастью по азимуту путем циклического изменения угла их установки с целью уменьшения амплитуды вибраций, передаваемых на втулку несущим винтом вертолета. Выработан закон индивидуального управления лопастями по лопастным частотам для пятилопастного несущего винта, позволяющий уменьшить вибрации силы тяги с учетом и без учета махового движения лопасти. Определена область, где виброперегрузки будут минимальные.

Проведены численные исследования переменных нагрузок, обусловленных нестационарным обтеканием лопастей несущего винта, передаваемых на втулку винта при больших относительных скоростях полета. Для моделирования процесса обтекания лопастей использовалась схема тонкой несущей поверхности в вихревой теории несущего винта. Неравномерные нагрузки, вызванные силой тяги, разложены по лопастной гармонике и обертонам. Выделены наибольшие величины отклонения от средней амплитуды силы тяги. Выполнен анализ переменных нагрузок с традиционной системой управления. Выработаны алгоритмы управления высшими гармониками, которые реализуются при управлении лопастями и позволяют уменьшить пульсации силы тяги при фиксированном среднем значении силы тяги.

Расчетные исследования показали, что индивидуальное управление высокими гармониками лопасти снижает уровень переменных нагрузок, при этом необходимое изменение установки лопасти составляет $\pm 0,2$ градуса, что соответствует максимальному дополнительному перемещению рычага управления около 1 мм.

Для получения общей картины необходимо учитывать все шесть компонент сил и моментов. Для каждого из них будет выработан свой закон управления и свои коэффициенты. Предполагается, что каждый из шести законов управления по отдельности будет влиять на другие компоненты. Таким образом, задача сводится к оптимизационной задаче, в результате которой получится общий закон индивидуального управления лопастями, удовлетворяющий многим противоречивым требованиям.

Ключевые слова: вертолет, несущий винт, индивидуальное управление лопастями, аэродинамические характеристики, виброперегрузка, вихревая теория.

ВВЕДЕНИЕ

В последнее время одним из факторов, определяющих эффективность применения вертолетов, является скорость полета, поэтому вопрос ее увеличения является весьма актуальным, и ему уделяется большое внимание ведущими вертолетостроительными фирмами мира. Характеристики несущего винта (НВ) классической схемы с увеличением скорости полета ухудшаются вследствие влияния сжимаемости, появления срыва на отстающих лопастях, увеличения нагрузок в системе управления лопастей и роста уровней вибрации.

Одним из способов улучшения характеристик НВ при больших скоростях полета является применение индивидуального управления лопастями (ИУЛ) несущего винта, которое заключается в применении дополнительного управления углами установки лопастей, накладываемого на обычное управление от автомата перекоса. Проводимые в настоящее время за рубежом исследования по ИУЛ направлены на уменьшение вибраций и шума несущего винта, улучшение аэродинамических характеристик несущей системы и поиск путей отказа от традиционного автомата перекоса.

Как правило, ИУЛ по высоким гармоникам осуществляется пьезоэлектрическими и серво-гидравлическими приводами, для них необходимо выработать математическую модель закона управления, учитывающую особенность конкретного вертолета. Для этого самый оптимальный метод – это численные исследования.

РАСЧЕТ СУММАРНЫХ И РАСПРЕДЕЛЕННЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ НАГРУЗОК НА ЛОПАСТЯХ ПРОИЗВОЛЬНОЙ ФОРМЫ В ПЛАНЕ

В настоящее время для первоначальной, быстрой оценки аэродинамических характеристик, как считают авторы, достаточно воспользоваться апробированными и надежными на определенных режимах, вихревыми методами. Методология расчета нестационарного аэродинамического расчета лопастей несущего винта изложена в [1–3].

Постановка задачи следующая. Рассматривается обтекание несущего винта, состоящего из набора лопастей (несущих поверхностей), совершающего поступательное движение со средней скоростью \vec{V} и вращение относительно связанной с вертолетом системы координат с угловой скоростью $\vec{\Omega}$. Используется вихревая теория винта, разработанная коллективом ученых школы С.М. Белоцерковского [1–4]. Рассматриваются прямые задачи аэродинамики, в которых форма несущих поверхностей задана в виде функций координат и времени или определяется из решения задачи движения лопастей под действием заданных или найденных сил. Кинематические параметры движения также считаются известными.

ОБЪЕКТ ИССЛЕДОВАНИЯ

В качестве примера численного исследования влияния ИУЛ по высоким гармоникам на аэродинамические характеристики был проведен расчет пятилопастного несущего винта вертолета. Форма лопасти в плане представлена на рис. 1 [5–9].



Рис. 1. Форма лопасти в плане
Fig. 1. The blade's shape in plane

На основании имевшихся геометрических параметров модели лопасти были вычислены x, y, z – координаты узлов таким образом, чтобы лопасть была разбита на 25 рамок по размаху и на 3 рамки по хорде (рис. 2).

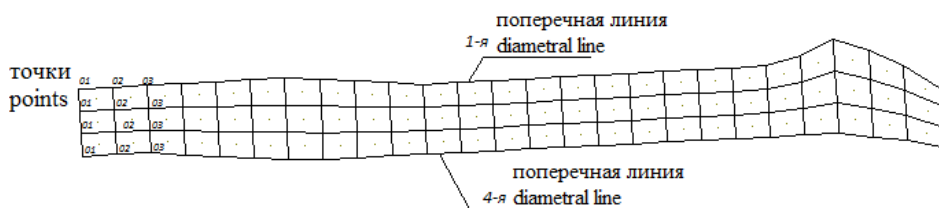


Рис. 2. Разбиение лопасти на рамки
Fig. 2. Blade decomposition on frames

Численное моделирование обтекания проводилось со следующими входными параметрами: число лопастей $K = 5$; радиус винта $R = 2,442$ м; хорда $b = 0,164$ м; $\omega_{н.в.} = 86$ 1/с; $V_{гор.} = 85$ м/с; коэффициент регулятора взмаха $k = 0,5$; шаг расчета $\Delta\psi = 6^\circ$ (60 шагов за один оборот); угол атаки несущего винта $\alpha = -10^\circ$.

РЕЗУЛЬТАТЫ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ РАСЧЕТОВ НЕСУЩЕГО ВИНТА БЕЗ МАХОВОГО ДВИЖЕНИЯ И С МАХОВЫМ ДВИЖЕНИЕМ

Метод расчета аэродинамических коэффициентов, описанный выше, реализован в усовершенствованной [10] программе RC_VTOL_Vibrations. В результате расчета получались коэффициенты сил и моментов, действующих на винт. В работе рассматривалось влияние только силы тяги несущего винта.

Поскольку моделировалось обтекание винта с большой скоростью, то использовалась теория винта в линейной постановке.

На рис. 3 показано изменение коэффициента тяги винта в зависимости от шага расчета для несущих винтов с различным количеством лопастей ($K = 2, 3, 4, 5$) в случае безмахового движения и в случае винта с маховым движением (по оси абсцисс отложены расчетные шаги). Видно, что основная гармоника, называемая лопастной гармоникой, равна числу лопастей. Остальные преобладающие гармоники кратны количеству лопастей и названы обертонами лопастной гармоники. При увеличении количества лопастей амплитуды переменных нагрузок становятся меньше. Очевидно, чтобы сгладить амплитуду переменных нагрузок, надо брать винты с большим количеством лопастей, но в то же время необходимо удовлетворять другим требованиям: по прочности или аэродинамическим характеристикам. Чем больше лопастей у несущего винта вертолета, тем меньше амплитуда лопастной гармоники, а следовательно, и виброперегрузка.

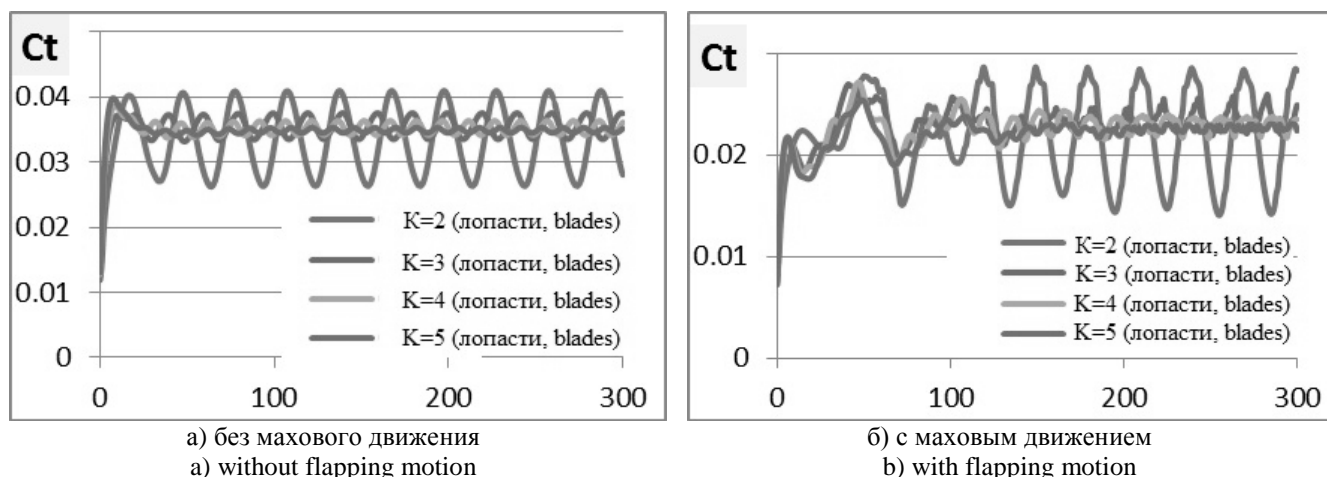


Рис. 3. Протекание коэффициента тяги винтов по расчетному шагу
Fig. 3. Thrust coefficient VS calculation step

На рис. 4 представлены гистограммы виброперегрузок (отношение амплитуды k -й гармоники к нулевой (a_0), то есть величины амплитуды соответствующих гармоник к среднему значению коэффициента тяги и заполнению несущего винта σ) для лопастной гармоники и первого и второго ее обертона для несущих винтов с $K = 2, 3, 4, 5$ лопастями. Предполагается, что наиболее рациональная компоновка винта – это компоновка с нечетным количеством лопастей. В дальнейшем исследуются переменные нагрузки силы тяги для пятилопастного винта. Для него основной лопастной частотой является пятая гармоника, а ее обертоны 10, 15 и так далее.

Методика исследования основывается на разложении функции в ряд Фурье на отрезке $[0, 2\pi]$. Число точек разбиения по азимуту выбиралось специальным образом, то есть кратным числу лопастей и гармоник (кратных лопастной и ее обертонам, то есть 5-й, 10-й, 15-й) с учетом того, что на каждую гармонику приходилось бы не менее четырех точек в ряде разложения. В данной работе интервал делился на 60 разбиений. Этого вполне достаточно для исследования 5-й, 10-й и 15-й гармоник.

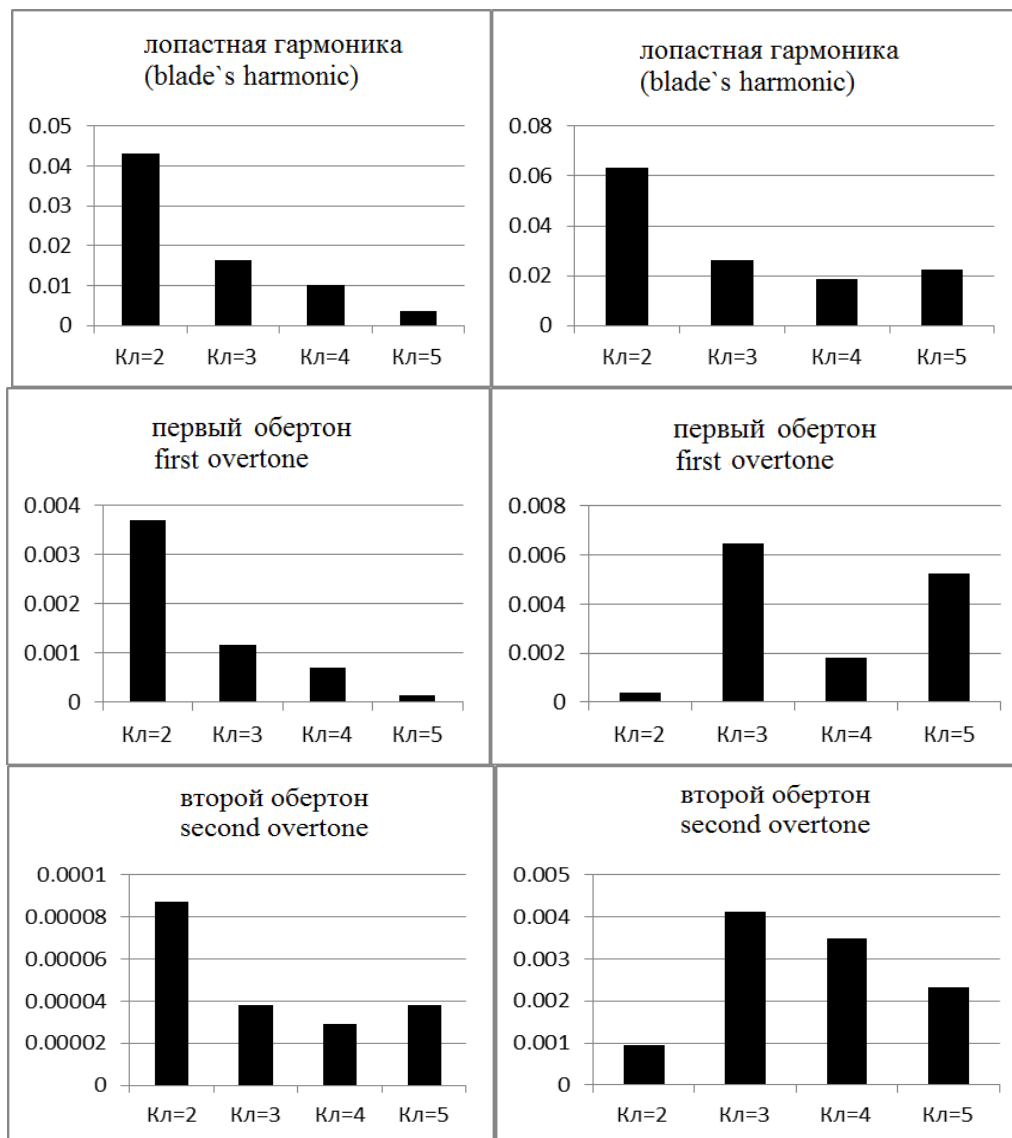


Рис. 4. Гистограммы виброперегрузок для лопастной гармоника и первого и второго обертона для несущих винтов с К = 2, 3, 4, 5 лопастями (слева – без махового движения; справа – с маховым движением)

Fig. 4. Histogram of vibrations for blade's frequency, first and second overtones for main rotors with K = 2,3,4,5 blades (left – without flapping motion, right – with flapping motion)

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ ПРИ УПРАВЛЕНИИ ВЫСОКИМИ ГАРМОНИКАМИ

Ниже представлены результаты численного исследования влияния основной, пятой (лопастной) гармоника и их обертонов 10-й и 15-й гармоника на силу тяги несущего винта. Индивидуальное управление лопастями задавалось следующим образом:

$$\begin{aligned} \varphi_5 &= \varphi_0 - NC5 \cdot A_5 \cos(5\psi) - NS5 \cdot A_5 \sin(5\psi), \\ \varphi_{10} &= \varphi_0 - NC10 \cdot A_{10} \cos(10\psi) - NS10 \cdot A_{10} \sin(10\psi), \\ \varphi_{15} &= \varphi_0 - NC15 \cdot A_{15} \cos(15\psi) - NS15 \cdot A_{15} \sin(15\psi), \end{aligned}$$

где NC5 и NS5 – коэффициенты усиления по пятой (лопастной) гармонике, а коэффициенты NC10 и NS10, NC15 и NS15, соответственно, по 10-му и 15-му обертоны.

На рис. 5, 6, 7 изображены гистограммы виброперегрузок при отсутствии управления и при применении управления по 5-й, 10-й, 15-й гармоникам. Из рисунков следует, что циклическое управление углом установки лопасти существенно влияет на амплитуду лопастной гармоники силы тяги.

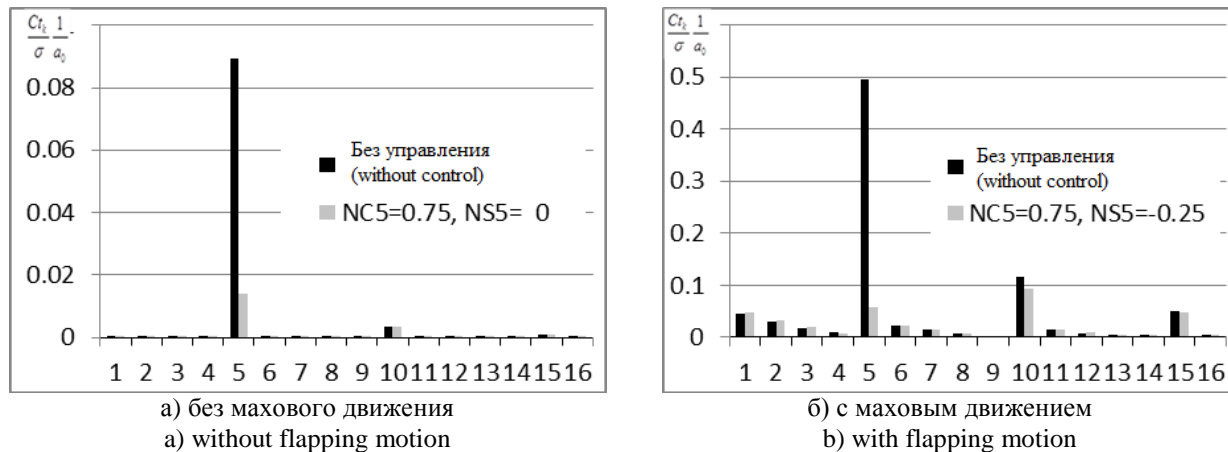


Рис. 5. Величины перегрузок, вызванных силой тяги при управлении по 5-й гармонике
Fig. 5. Values of vibrations due to thrust under fifth blade's harmonic

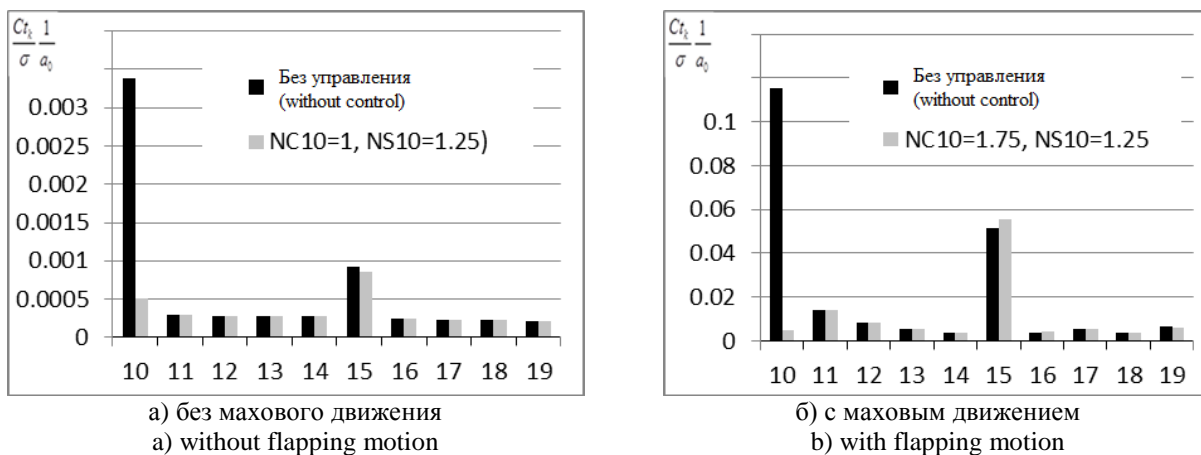


Рис. 6. Величины перегрузок, вызванных силой тяги при управлении по 10-й гармонике
Fig. 6. Values of vibrations due to thrust under tenth blade's harmonic

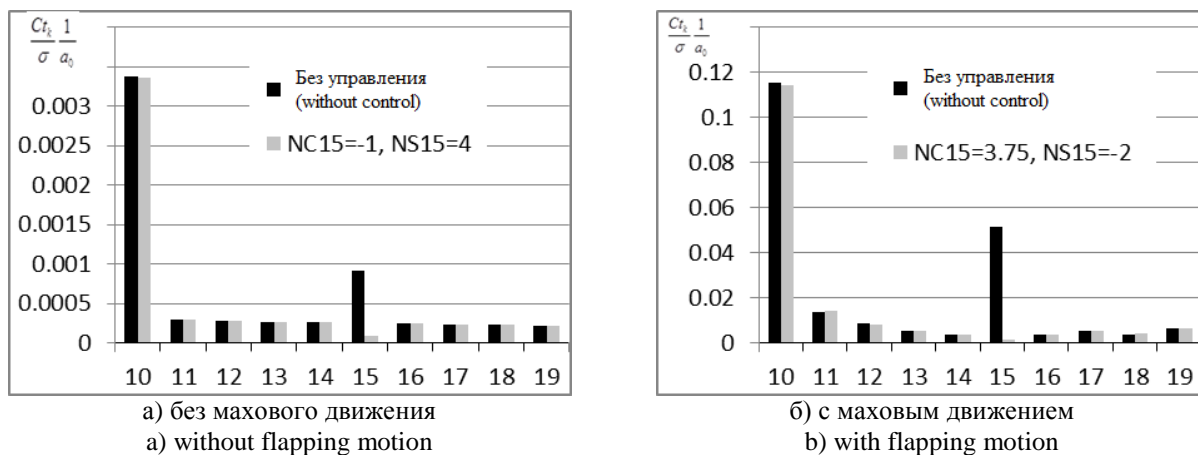


Рис. 7. Величины перегрузок, вызванных силой тяги при управлении по 15-й гармонике
Fig. 7. Values of vibrations due to thrust under tenth blade's harmonic

При применении управления по 5-й, 10-й и 15-й гармоникам вместе (рис. 8) получены аналогичные результаты. Амплитуда виброперегрузки уменьшается.

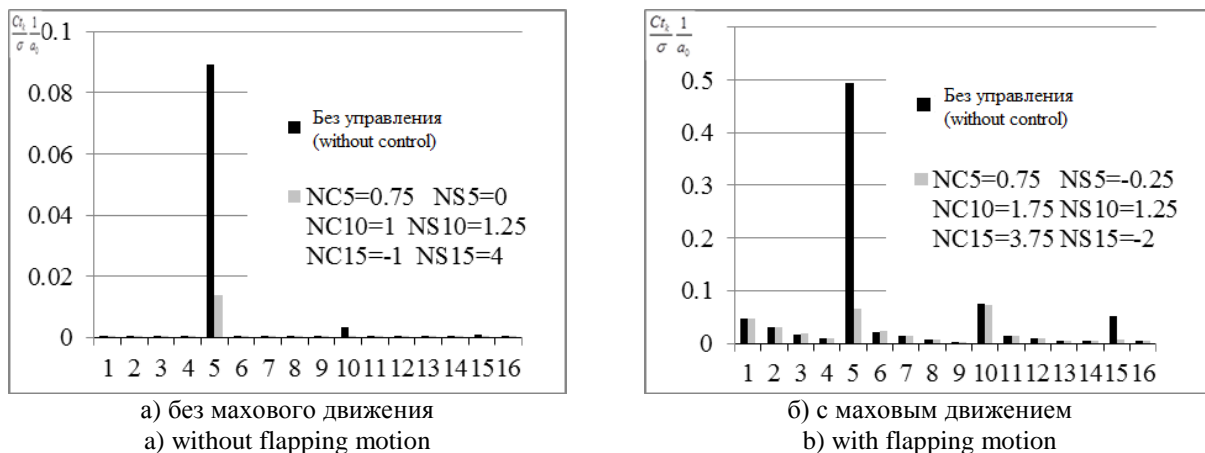


Рис. 8. Виброперегрузки, вызванные силой тяги до и после применения ИУЛ по 5-й, 10-й, 15-й гармоникам вместе

Fig. 8. Values of vibrations due to thrust under before and after using IBC by 5, 10, 15 blade`s harmonics

На рис. 9 показаны величины амплитуд лопастной гармоники коэффициента силы тяги в зависимости от коэффициентов усиления при горизонтальном полете. Из рисунка видно, что амплитуда лопастной гармоники и, соответственно, амплитуда виброперегрузки имеет минимум, таким образом, определенные значения коэффициентов перед синусом и косинусом получить можно, но на практике управление с конкретными коэффициентами нереализуемо. Необходимо выделить область допустимых значений с определенным запасом отклонения виброперегрузки от нулевого ее значения. Анализ данных результатов дает возможность оценить необходимые параметры для дополнительного управления лопастями и выработать математическую модель для конкретного вертолета.

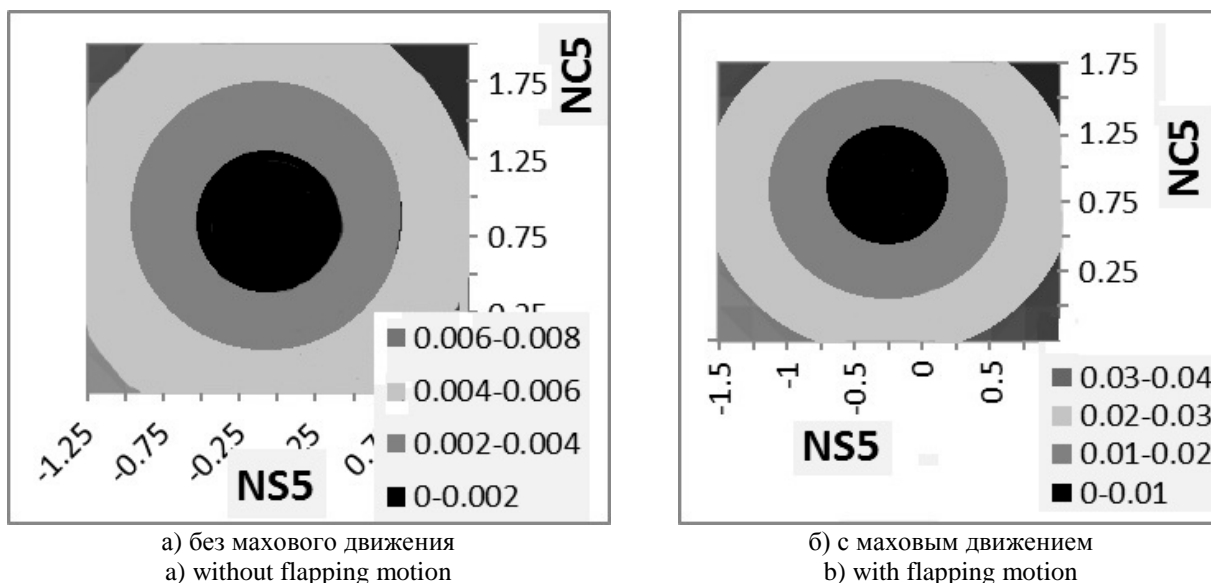


Рис. 9. Амплитуды лопастной гармоники коэффициента силы тяги в зависимости от коэффициентов усиления при управлении по лопастной гармонике

Fig. 9. Amplitude blade`s harmonic of thrust coefficient in depend on gain coefficient under blade`s harmonic control

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Выполнен анализ переменных нагрузок несущего винта с традиционной системой управления и определены наибольшие амплитуды переменной части тяги несущего винта.

Выработаны алгоритмы управления высшими гармониками циклического угла установки лопастей с использованием итерационного процесса методом покоординатного спуска.

Получены законы управления, позволяющие достичь существенного уменьшения виброперегрузок, вызванных пульсацией силы тяги, с маховым движением и без махового движения лопастей несущего винта.

Циклическое управление лопастями перспективных вертолетов по высоким (лопастным) гармоникам позволяет уменьшить переменную нагрузку, вызываемую переменной составляющей силы тяги несущего винта.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Белоцерковский С.М., Локтев Б.Е., Ништ М.И. Исследование на ЭВМ аэродинамических и аэроупругих характеристик винтов вертолетов. М.: Машиностроение, 1992. 218 с.

2. Крицкий Б.С. Математическая модель аэродинамики винтокрылого летательного аппарата // Труды ЦАГИ. 2002. Вып. № 2655. С. 50–56.

3. Математическое моделирование плоскопараллельного отрывного обтекания тел / С.М. Белоцерковский, В.Н. Котовский, М.И. Ништ, Р.М. Федоров. М.: Наука, 1988. 231 с.

4. Головкин В.А., Крицкий Б.С., Миргазов Р.М. Программа расчета аэродинамических характеристик скоростных несущих винтов вертолетов различных схем (Gr_Vega_V1.1). Свидетельство государственной регистрации программы для ЭВМ. №2013661689 от 12 декабря 2013 г.

5. <http://sdelanounas.ru/blogs/79097/> [Электронный ресурс]. (Дата обращения: 30.05.2016)

6. <http://fcp.economy.gov.ru/cgi-bin/cis/fcp.cgi/Fcp/ViewFinDoc?fcp=124&fin=92&year=2013> [Электронный ресурс]. (дата обращения: 2.06.2016).

7. http://bastion-karpenko.ru/v-37_psv/ [Электронный ресурс]. (дата обращения: 2.06.2016).

8. <http://zhukvesti.ru/articles/detail/34377/> [Электронный ресурс]. (дата обращения: 8.06.2016).

9. <http://www.tehnoomsk.ru/node/1910> [Электронный ресурс]. (Дата обращения: 8.06.2016).

10. Крицкий Б.С., Миргазов Р.М. Программа расчета виброперегрузки, вызванной пульсацией силы тяги несущего винта с индивидуальным управлением лопастями по высоким гармоникам (RC_VTOL_Vibration). Свидетельство государственной регистрации программы для ЭВМ №20166118851 от 9 августа 2016 г.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Крицкий Борис Сергеевич, доктор технических наук, главный научный сотрудник ЦАГИ, профессор МФТИ, boris.kritsky@tsagi.ru.

Миргазов Руслан Миннхатович, кандидат технических наук, начальник сектора ЦАГИ, ruslan.mirgazov@tsagi.ru.

Лэ Ван Чунг, бакалавр, студент МФТИ, levanchung.falt@gmail.com.

RESEARCH OF THE HIGH HARMONICS INDIVIDUAL BLADE CONTROL EFFECT ON VIBRATIONS CAUSED BY THE HELICOPTER MAIN ROTOR THRUST

Boris S. Kritsky^{1,2}, Ruslan M. Mirgazov¹, Le Van Chung²

¹Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Russia

²Moscow Institute of Physics and Technology (State University), Moscow, Russia

ABSTRACT

The paper presents numerical results analysis of main rotor vibration due to helicopter main rotor thrust pulsation.

The calculation method, the object of research and numerical research results with the aim to reduce the amplitude of the vibrations transmitted to the hub from the helicopters main rotor by the individual blade control in azimuth by the installation angle of blades cyclic changes are set out in the article. The individual blades control law for a five-blade main rotor based on the blade frequencies is made. It allows reducing the vibration from thrust. Research takes into account the main rotor including and excluding the blade flapping motion. The minimal vibrations regime is identified.

Numerical study of variable loads caused by unsteady flow around the main rotor blades at high relative speeds of flight, which transmitted to the rotor hub, is made. The scheme of a thin lifting surface and the rotor vortex theory are used for simulation of the aerodynamic loads on blades. Non - uniform loads caused by the thrust, decomposed on the blade harmonic and its overtones. The largest values of deviation from the mean amplitude thrust are received. The analysis of variable loads with a traditional control system is made. Algorithms of higher harmonics individual blade control capable of reducing the thrust pulsation under the average value of thrust are developed.

Numerical research shows that individual blade control of high harmonics reduces variable loads. The necessary change in the blade installation is about $\pm 0,2$ degree that corresponds to the maximum displacement of the additional control stick is about 1 mm.

To receive the overall picture is necessary to consider all six components of forces and moments. Control law with own constants will obtained for each of them. It is supposed, that each of six individual blade control laws have an impact on other components. Thus, the problem reduces to the optimization issue. The individual blade control general law will be received as a result. It will meet a lot of conflicting requirements.

Key words: helicopter, main rotor, individual blade control, aerodynamic characteristics, vibration, vortex theory.

REFERENCES

1. Belotserkovsky S.M., Loktev B.E., Nisht M.I. *Issledovanie na JeVM ajerodinamicheskikh i ajerouprugih karakteristik vintov vertoletov* [Aerodynamic and elastic characteristics of helicopter`s rotor research on computer]. Moscow. Mashinostroenie [Industrial Engineering]. 1992. 218 p.
2. Kritsky B.S. *Matematicheskaya model' aerodinamiki vintokrylogo letatel'nogo apparata* [Mathematical aerodynamics model of rotorcraft fly vehicle]. *Trudy TsAGI* [Papers of TsAGI], 2002, no. 2655, pp. 50–56. (in Russian)
3. Belotserkovsky S.M., Kotovsky V.N., Nisht M.I., Fedorov R.M. *Matematicheskoe modelirovanie ploskoparallel'nogo otryvnogo obtekanija tel* [Mathematical modeling of plane separated flow on bodies]. Moscow. Nauka [Science publ]. 1988. 231 p.
4. Golovkin V.A., Kritsky B.S., Mirgazov R.M. *Programma raschjota ajerodinamicheskikh karakteristik skorostnyh nesushhih vintov vertoljotov razlichnyh shem (Gr_Vega_V1.1). Svidetel'stvo gosudarstvennoj registracii programmy dlja JeVM № 2013661689 ot 12 dekabrja 2013 g.* [The program of calculation of aerodynamic characteristics of high-speed rotors of helicopters of various schemes (Gr_Vega_V1.1). Certificate of state registration of the computer program no. 2013661689 on December 12, 2013]. (in Russian)
5. <http://sdelanounas.ru/blogs/79097/> (accessed 30.05.2016).
6. <http://fcp.economy.gov.ru/cgi-bin/cis/fcp.cgi/Fcp/ViewFinDoc?fcp=124&fin=92&year=2013> (accessed 2.06.2016).
7. http://bastion-karpenko.ru/v-37_psv/ (accessed 2.06.20).

8. <http://zhukvesti.ru/articles/detail/34377/> (accessed 8.06.2016).

9. <http://www.tehnoomsk.ru/node/1910> (accessed 8.06.2016).

10. **Kritsky B.S., Mirgazov R.M.** *Programma raschjota vibroperegruzki, vyzvannoj pul'saciej sily tjagi nesushhego vinta s individual'nym upravleniem lopastjami po vysokim garmonikam (RC_VTOL_Vibration). Svidetel'stvo gosudarstvennoj registracii programmy dlja JeVM № 20166118851 ot 9 avgusta 2016 g.* [Abnormal vibration calculation program caused by ripple traction of rotor blades individually controlled by high harmonics (RC_VTOL_Vibration). Certificate of state registration of the computer program no. 20166118851 on August 9, 2016]. (in Russian)

INFORMATION ABOUT AUTHORS

Kritsky Boris Sergeevich, Doctor of Science, Full Professor, Chief Research Fellow of Central Aerohydrodynamic Institute, Professor of Moscow Institute of Physics and Technology, boris.kritsky@tsagi.ru.

Mirgazov Ruslan Minnkhtovich, PhD, Head of Subdivision of Central Aerohydrodynamic Institute, ruslan.mirgazov@tsagi.ru.

Le Van Chung, bachelor of Moscow Institute of Physics and Technology, levan chung.falt@gmail.com.