

УДК 629.7.023.4

*И. Н. Москаленко*

## КОМПЛЕКСНЫЙ ПОДХОД К ИССЛЕДОВАНИЯМ ЯВЛЕНИЯ ЗЕМНОГО РЕЗОНАНСА ВЕРТОЛЕТОВ

Разработана математическая модель однороторного вертолета, находящегося в условиях земного резонанса. Предложены вспомогательные математические модели амортизатора и демпфера лопасти. Определены эквивалентные жесткостные и демпферные характеристики упругих элементов. Аналитическим и экспериментальным путем определены частоты собственных колебаний конструкций вертолета. Предложенный комплексный подход позволяет прогнозировать и предотвращать возникновение земного резонанса.

*Ключевые слова:* земной резонанс, частота собственных колебаний, стойка шасси, амортизатор, вертолет.

**Введение.** Создание современной вертолетной техники в первую очередь сопряжено с удовлетворением требований прочности, надежности и безопасности. Существующий опыт проектирования и эксплуатации вертолетов показывает, что конструкция таких летательных аппаратов помимо статических и динамических нагрузок подвержена существенному повторно-переменному – колебательному нагружению. Основным источником колебаний вертолета являются переменные силы, обусловленные неравномерностью скоростей обтекания лопастей винтов. Кроме того, частоты возмущающих сил при совпадении с собственными частотами колебаний элементов фюзеляжа приводят к возникновению резонансов, как в условиях полета, так и на земле. Наиболее небезопасным, с точки зрения полного разрушения конструкции, является земной резонанс – самопроизвольно возникающие колебания вертолета на земле, с постоянно нарастающей амплитудой. Основным возмущающим фактором, обуславливающим этот процесс, является динамический дисбаланс несущего винта, имеющего вертикальные шарниры, и совершение лопастями маховых движений.

Для прогнозирования и предотвращения попадания проектируемого вертолета в земной резонанс разработан комплексный подход, который включает в себя как широкие теоретические, так и экспериментальные исследования, анализ их результатов и рекомендации к выбору характеристик конструкции.

**Формирование математической модели вертолета, находящегося в условиях земного резонанса.** В основу теоретических исследований положена математическая модель однороторного вертолета находящегося в условиях земного резонанса и предусматривающая наличие демпфирующих элементов в конструкции. Формирование такой модели заключается в построении расчетной схемы и выявлении количественных зависимостей, описывающих, явление и опирается на работы Б. Я. Жеребцова, А. И. Пожалостина и М. Л. Миля [2, 3].

Построение адекватной расчетной схемы предполагает переход от натурной колебательной системы вертолета к идеализированной механической системе «винт на упругом основании». Этот переход включает в себя принятие ряда принципиальных допущений:

- фюзеляж и лопасти несущего винта абсолютно жесткие тела;
- вертолет совершает гармонические колебания в поперечной плоскости;
- фюзеляж вертолета имеет одну степень свободы – вращение относительно узловой оси колебаний;
- тяга несущего винта равна нулю (условия стоянки);
- число лопастей несущего винта больше трех;
- аэродинамические силы на лопасти не учитываются.

Расчетная схема системы «винт на упругом основании» представлена на рис. 1.

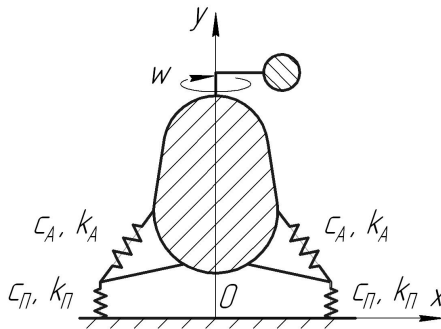


Рис. 1 – Расчетная схема системы «винт на упругом основании»

Выявление количественных зависимостей, определяющих земной резонанс сводится к составлению уравнений, однозначно описывающих динамику центров тяжести винта и упругого основания – фюзеляжа. В качестве начала отсчетов при рассмотрении колебаний фюзеляжа выбрана неподвижная декартова система координат, связанная с землей. Движение же центра тяжести винта рассматривается относительно подвижной системы координат связанной с самим колеблющимся фюзеляжем.

В математической постановке поведение вертолета в условиях резонанса описывает однородная система трех линейных дифференциальных уравнений второго порядка с постоянными коэффициентами [2]:

$$\begin{cases} \ddot{x} + 2n_0\dot{x} + p_0^2x - \frac{S_{B.III.}}{M}\ddot{\eta} = 0; \\ \ddot{\eta} + 2n_{\Pi}\dot{\eta} - (\omega^2(1 - \nu_0^2) - p_{\Pi 0}^2)\eta - 2\omega\dot{\zeta} - 2n_{\Pi}\omega\zeta - \frac{n}{2} \cdot \frac{S_{B.III.}}{I_{B.III.}}\ddot{x} = 0; \\ \ddot{\zeta} + 2n_{\zeta}\dot{\zeta} - (\omega^2(1 - \nu_0^2) - p_{\zeta 0}^2)\zeta + 2\omega\dot{\eta} + 2n_{\zeta}\omega\eta = 0, \end{cases} \quad (1)$$

где  $x(t)$ ,  $\eta(t)$ ,  $\zeta(t)$  – искомые координаты центров тяжести фюзеляжа и несущего винта соответственно;  $n_0$ ,  $n_l$  – относительные коэффициенты демпфирования шасси и лопасти соответственно;  $\omega$  – угловая скорость вращения несущего винта;  $p_0$ ,  $p_{л0}$  – частоты собственных колебаний фюзеляжа на упругом основании и лопасти (при  $\omega = 0$ ) несущего винта;  $S_{B.Ш.}$ ,  $I_{B.Ш.}$  – статический момент и момент инерции лопасти относительно вертикального шарнира;  $v_0$  – безразмерный параметр лопасти, зависящий от ее геометрических параметров;  $n$  – количество лопастей несущего винта;  $M$  – общая масса колебательной системы.

Идентификация полученной математической модели применительно к существующему вертолету требует точного определения геометрических, массово-инерционных, упруго-демпферных и частотных характеристик колебательной системы. При этом установление геометрических и массово-инерционных характеристик не представляет особой сложности и получается путем проработки конструкторской документации и проведения простых измерений на объекте исследований. В свою очередь, определение упруго-демпферных и частотных характеристик системы достаточно сложная задача, требующая создания ряда вспомогательных математических моделей и проведения натуральных экспериментов.

**Вспомогательные математические модели упругих элементов.** Упругими элементами, определяющими жесткостные и демпферные характеристики колебательной системы, являются стойки шасси и демпферы лопасти. Рабочие процессы, протекающие в этих элементах, отличаются существенной неравномерностью, периодичностью и в значительной степени обуславливают энергоемкость резонансных колебаний.

В основу разработанной вспомогательной математической модели основной стойки шасси положена система дифференциальных уравнений второго порядка, основанная на соблюдении условия мгновенного баланса усилий, возникающих в пневматике, демпфере амортизатора и газовой полости амортизатора, при общем гармоническом обжатии стойки [1]. Особенностью этой модели является то, что помимо описания динамики с ее помощью представляется возможным осуществить переход от натурной стойки с нелинейными характеристиками, к эквивалентной, обладающей постоянными коэффициентами жесткости и демпфирования. Этот переход обеспечивается за счет выполнения сохранения равенства работ энергопоглощения натурной и эквивалентной стойками.

При моделировании решение системы дифференциальных уравнений, описывающих динамику стойки, получается численным интегрированием методом Рунге–Кутты четвертого порядка точности. Результаты моделирования – баланс сил в стойке при частоте обжатия  $0,66 \text{ Гц}$  и амплитуде  $0,07 \text{ м}$ , представлен на рис. 2.

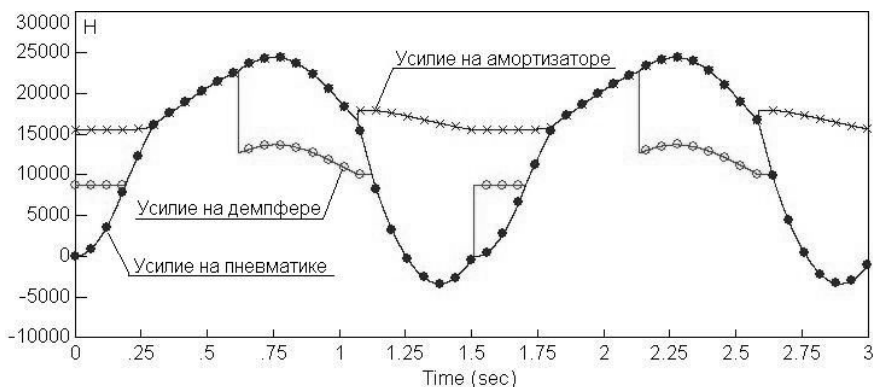


Рис. 2 – **Баланс сил в стойке основного шасси в условиях гармонических колебаний**

Верификация полученных вспомогательных моделей упругих элементов и подтверждение ряда принятых допущений требуют проведения дополнительных экспериментальных исследований. Поэтому в настоящее время ведутся работы по созданию испытательного стенда, обеспечивающего возможность опытного получения динамических характеристик амортизаторов (демпферов лопасти) в условиях земного резонанса.

**Определение частот собственных колебаний.** Основной частотной характеристикой вертолета является частота собственных колебаний, учитывающая особенности его закрепления на земле. Решение задачи определения этой частоты получено двумя независимыми путями: аналитическим и натурным экспериментом.

Аналитический путь основан на описании динамики малых колебаний системы «винт на упругом основании» как плоского тела с одной закрепленной точкой. Собственные частоты, по низшим наиболее опасным тонам колебаний таких систем, получают путем совместного решения уравнений динамики и уравнения, связывающего частоту собственных колебаний с положением узловых осей [2]. Особенности такого решения является то, что такая модель колебаний не учитывает нелинейность жесткостных характеристик упругого основания, поэтому возникает крайняя необходимость подтверждения получаемых результатов численными и натурными экспериментами.

Натурный эксперимент определения собственной частоты по первой поперечной форме колебаний фюзеляжа на упругом основании был проведен на базе испытательного участка АО «Мотор Сич». Программа проведения испытаний предусматривала искусственное контролируемое воссоздание условий земного резонанса препарированного вертолета путем повторнопеременного приложения поперечных сил к фюзеляжу в такт собственным колебаниям. Точкой приложения силы являлась втулка несущего винта вертолета. Исследования проводились для ряда случаев, соответствующих различным уровням загрузки вертолета и начального давления азота в газовых камерах амортизаторов основных стоек шасси. Препарировка вертолета

представляла собой интеграцию в его состав измерительной системы, связанной с неподвижной системой отсчета – землей, и нанесение характерной масштабной сетки на фюзеляж. Общий вид вертолета в условиях натуральных испытаний представлен на рис. 3.



Рис. 3 – Натурные испытания по определению собственной частоты колебаний

В процессе эксперимента осуществлялась одновременная регистрация величин амплитуд поперечных колебаний фюзеляжа при помощи специализированной измерительной аппаратуры (контактные резистивные датчики, блок-преобразователь, АЦП, ЭВМ) и видеотехники. Расшифровка и анализ результатов были направлены на определение собственных частот для каждого случая нагружения. Кроме того, подробно исследовалась скорость затухания колебаний после прекращения приложения переменной нагрузки (декремент затухания), так как эта скорость наиболее полно характеризует величину энергопоглощения – демпфирования шасси. Пример обработанного сигнала собственных колебаний пустого вертолета представлен на рис. 4.

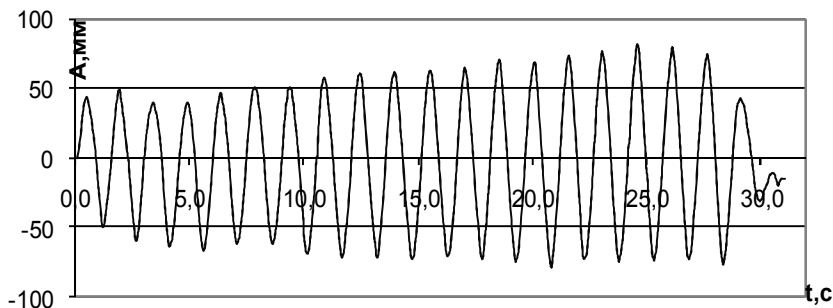


Рис. 4 – Собственные колебания пустого вертолета

**Результаты моделирования земного резонанса.** Моделирование динамики вертолета в условиях земного резонанса выполнено на ЭВМ в программном комплексе VisSim 6.0. Численное решение системы дифференциальных уравнений (1) получается методом Рунге–Кутты четвертого порядка точности. В качестве начальных условий задается отклонение центра тяжести фюзеляжа от номинального положения. Результатом решения системы являются амплитуды колебаний центров тяжести вертолета и несущего винта. Численный анализ колебательной устойчивости модели позволяет выявить границы зон возникновения нарастающих (незатухающих) колебаний – диапазоны угловых частот вращения винта, при которых возникает земной резонанс. Кроме того, модель дает возможность проводить исследование поведения системы в условиях переходного процесса раскрутки несущего винта, оценивать безопасность работы и необходимую скорость прохождения резонансных режимов. Результаты моделирования скорости однороторного вертолета в условиях земного резонанса при  $\omega = 14,4 \text{ рад/с}$  представлены на рис. 5.

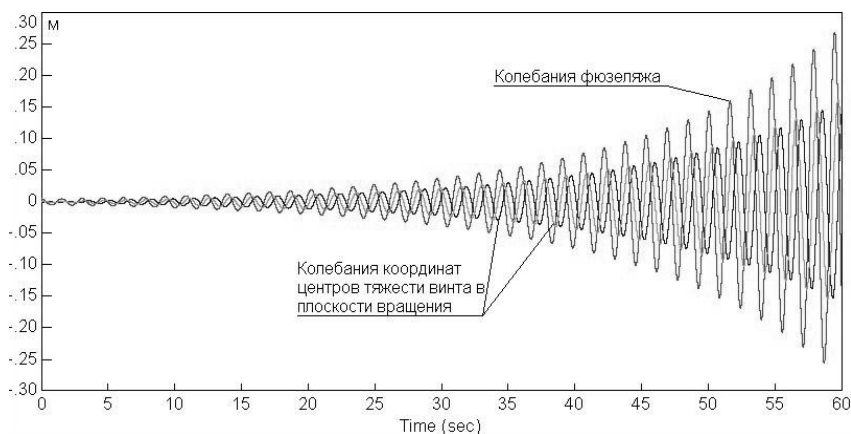


Рис. 5 – Результаты моделирования: случай возникновения земного резонанса

**Выводы.** Предложенные подходы, опирающиеся на достаточную экспериментальную базу, позволяют прогнозировать и предотвращать возникновение явления земного резонанса проектируемого вертолета еще на этапе конструкторской подготовки производства. Разработанные математические модели вертолета и упругих элементов в условиях земного резонанса дают возможность качественно и количественно подбирать такие характеристики энергопоглощающих устройств, при которых резонансные режимы будут находиться вне диапазонов рабочих режимов или же работа на них не будет приводить к колебательной неустойчивости всего вертолета.

### БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЕ ССЫЛКИ

1. **Зайцев В. Н.** Конструкция и прочность самолетов / В. Н. Зайцев. – К. : Вища шк., 1978. – 488 с.

2. **Миль М. Л.** Вертолеты расчет и проектирование. Колебания и динамическая прочность / М. Л. Миль. – М. : Машиностроение, 1967. – Том 2. – 418 с.

3. Труды Центрального Аэрогидродинамического Института им. проф. Н. Е. Жуковского. Земной резонанс вертолетов: сб. работ. – М. – 1970. – Вып. 1087.

АО «Мотор Сич»,  
Запорожье, Украина

Поступила в редколлегию 01.03.2012

*I. M. Moskalenko*

## **КОМПЛЕКСНИЙ ПІДХІД ДО ДОСЛІДЖЕНЬ ЯВИЩА ЗЕМНОГО РЕЗОНАНСУ ГВИНТОКРИЛУ**

Розроблено математичну модель однороторного гвинтокрилу, що знаходиться в умовах земного резонансу. Запропоновано допоміжні математичні моделі амортизатора та демпфера лопаті. Визначено еквівалентні жорсткісні і демпферні характеристики пружних елементів. Аналітичним та експериментальним шляхом визначені частоти власних коливань конструкцій гвинтокрила. Запропонований комплексний підхід дозволяє прогнозувати і запобігати виникненню земного резонансу.

*Ключові слова:* земний резонанс, частота власних коливань, стояк шасі, амортизатор, гвинтокрил.

*I. N. Moskalenko*

## **COMPREHENSIVE APPROACH TO RESEARCHES OF PHENOMENON HELICOPTER'S GROUND RESONANCE**

The mathematical models of helicopter's ground resonance and operations process in elastic elements have been created. Equivalent rigid's and damper's characteristics have been defined. The natural frequency of helicopter's construction has been defined with experiment. Proposed approach allows prognosticate and prevent of initiation helicopter's ground resonance as early as development stage.

*Keywords:* ground resonance; natural frequency, landing gear, shock absorber, helicopter.