

5. Gao, C. & Fan, W. (2001). An Interface Inclusion between Two Dissimilar Piezoelectric Materials. Applied Mathematics and Mechanics, Vol. 22, Issue 1, pp. 96–104.
6. Wang, X. & Shen, Y. (2002). Exact solution for mixed boundary value problems at anisotropic piezoelectric bimaterial interface and unification of various interface defects. International Journal of Solids and Structures, Vol. 39, Issue 6, pp. 1591–1619.
7. Eskandari, M., Moeini-Ardakani, S. S. & Shodja, H. M. (2009). Axisymmetric contact of a rigid inclusion embedded at the interface of a piezoelectric biomaterial. The Quarterly Journal of Mechanics and Applied Mathematics, Vol. 62, Issue 3, pp. 281–295.
8. Wang, X. & Schiavone, P. (2017). Debonded arc-shaped interface conducting rigid line inclusions in piezoelectric composites. Comptes Rendus Mecanique, Vol. 345, Issue 10, pp. 724–731.
9. Loboda, V., Kryvoruchko, A. & Lapusta, Y. (2015). Antiplane problem for an interface crack in a piezoelectromagnetic biomaterial. Visnyk Dnipropetrovskogo universitetu. Seriya «Mechanica», Issue 19, T. 2, pp. 106–117.
10. Sih, G. C. & Song, Z. F. (2003). Magnetic and electric poling effects associated with crack growth in BaTiO₃-CoFe₂O₄ composite. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 39, pp. 209–227.
11. Muskhelishvili, N. I. (1966). Some Basic Problems of Mathematical Theory of Elasticity. Moscow: Nauka.

УДК 533.63,534.23

DOI: 10.26661/2413-6549-2018-2-08

ОСОБЕННОСТИ ГЕНЕРАЦИИ ВVI-ШУМА ПРИ САМОЛЁТНОЙ ПОСАДКЕ ВЕРТОЛЁТА

Лукьянов П. В., ст. науч. сотрудник

*Национальная академия наук Украины, Институт гидромеханики,
ул. Желябова, 8/4, г. Киев, 03680, Украина*

petr_lukianov@bigmir.net

В данной работе в рамках модели аэроакустики поставлена и численно решена задача генерации ВVI-шума *sin-sin* лопастью «Blue-edge» в режиме самолётной посадки. Рассмотренный диапазон чисел Маха $0,05 < M < 0,1$ показал повышенный по сравнению с диапазоном $0,2 < M < 0,4$ уровень генерируемого шума. В частности, были замечены локальные зоны концентрации акустического шума, трансформируемые в вибрации, при этом происходит концентрация энергии колебаний на отдельных участках лопасти: в них амплитуды в 10–20 раз превышают амплитуды остального фонового шума лопасти. Решение задачи в рамках модели аэроакустики позволило для малых чисел Маха обнаружить области зарождения вибраций. Появление вибраций в полёте на пониженных скоростях приводит к крайне неблагоприятному явлению – флаттеру лопасти.

Ключевые слова: генерация ВVI-шума, вибрации, самолётная посадка, флаттер лопасти.

ОСОБЛИВОСТІ ГЕНЕРАЦІЇ ВVI-ШУМУ ПРИ ПОСАДЦІ ГЕЛІКОПТЕРА ПОДІБНО ЛІТАКУ

Лук'янов П. В., ст. наук. співробітник

*Національна академія наук України, Інститут гідромеханіки,
вул. Желябова, 8/4, м. Київ, 03680, Україна*

petr_lukianov@bigmir.net

Наведений у даній роботі аналіз наявних на сьогодні досліджень з активного контролю лопатей гелікоптера свідчить про те, що проблема зниження шуму гелікоптера залишається актуальною. Причина полягає у тому, що активний контроль лопаті дозволяє знизити вібрації, але при цьому

BVI- шум дещо зростає, оскільки вони взаємопов'язані. Одним із шляхів зниження шуму лопаті є модифікація форми лопаті ротора гелікоптера вздовж за розмахом. В даній роботі поставлено та чисельно розв'язано задачу генерації BVI-шуму sin-sin лопаттю «Blue-edge» типу для режиму посадки гелікоптера подібно літаку. Загальна задача розділяється на дві частини: 1) розрахунок аеродинамічних параметрів течії навколо лопаті ротора гелікоптера; 2) розв'язання задачі аероакустики з використанням наявних даних аеродинамічних параметрів течії. Аеродинамічна задача складається з відомого рівняння руху у формі Ейлера та рівняння нерозривності течії. Акустична задача містить у собі виведену раніше автором систему рівнянь аероакустики для загального випадку. Виконано розрахунок характеристик ближнього та дальнього звукових полів на підставі розробленого автором чисельно-аналітичного підходу. Розглянутий діапазон чисел Маху $0,05 < M < 0,1$ показав підвищений у порівнянні з діапазоном $0,2 < M < 0,4$ рівень шуму, що генерується. Зокрема, були підмічені локальні зони концентрації акустичного шуму, що трансформуються у вібрації, при цьому відбувається концентрація енергії у локальних зонах лопаті: у них амплітуди у 10–20 разів перебільшують амплітуди решти фонового шуму лопаті. У роботі вказано на причини такої трансформації: енергія потоку, що набігає на лопать, при взаємодії з лопаттю може генерувати або шум аеродинамічного походження, або трансформуватись у вібрації. Чисельний розрахунок частотного спектру виявив активацію ряду гармонік при малих кутах атаки та малих згинах лопаті. Розв'язання задачі в межах моделі аероакустики для малих чисел Маху дозволило виявити локальні зони зародження вібрацій. Поява вібрацій у польоті на понижених швидкостях, наприклад під час посадки гелікоптера по типу літака, призводить до вкрай небажаного явища – флатера лопаті, якого треба уникати.

Ключові слова: генерація BVI- шуму, вібрації, посадка по типу літака, флатер лопаті.

THE PECULARITIES OF BVI-NOISE GENERATION AT HELICOPTER AIRPLANE LANDING

Lukianov P. V., senior researcher

*National Academy of Science of Ukraine, Institute of Hydromechanics,
Zhelyabova str., 8/4, Kiev, 03680, Ukraine*

petr_lukianov@bigmir.net

An analysis of active blade control, that has been carried out in this work, shows that the problem of noise reduction being actual for today. The reason is that active blade control gives vibrations reductions but BVI-noise some increases in the same time because BVI-noise and vibrations are connected each other. So it is impossible suppress vibrations and aerodynamical noise simultaneously. One of the ways reducing BVI-noise is modification of rotor's blade along the swing. In this paper the problem of BVI-noise generation of "Blue-edge"-type sin-sin blade has been solved for helicopter airplane regime of landing. Overall problem consists of two parts: 1) calculation of aerodynamical parameters of the flow around blade of the helicopter's rotor, 2) solution of the aeroacoustical problem with using aerodynamical parameters of the flow. Aerodynamical problem consists of Euler's equation and continuity equations. Acoustical problem is based on earlier deduced by author a system of equations of aeroacoustics for general case. The sound near- and far field's parameters were calculated with use of worked out by author numerically-analytical approach. The examined range of Mach number $0,05 < M < 0,1$ detected increased level of generated noise in comparison with range of $0,2 < M < 0,4$. It was detected, in particular, the local areas of acoustical noise concentration which transformed into vibrations. The amplitudes of the noise level within the areas 10-20 times exceed the rest background blade noise. In the paper showed the reasons of such transformation: the energy of incoming flux may or generates BVI-noise or transforms into vibrations to satisfy energy conservation law. The numerical calculations of generated spectrum detected activation of series of harmonics at small angle of attack and low blade bending. Such situation was not observed for the regime of direct fly of helicopter. Solving of this problem within aeroacoustical model allowed detect origination of vibrations areas at small Mach numbers. In this situation the model can be treated as transitional one because vibrations that arise in local areas on the blade are not usually modeled with acoustical approach. At airplane landing regime the appearance of vibrations, at helicopter fly for small velocities, brings to annoying noise with slaps. It is dangerous because the situation like this may produce very unwanted effect – blade flutter which needs to escape.

Key words: BVI-noise generation, blade vibrations, airplane landing, blade flutter.

ВВЕДЕНИЕ

Проблема снижения шума вертолѐта, несмотря на значительные успехи в данном направлении, остаѐтся актуальной и в наши дни. В результате ряда экспериментальных

исследований стало известно, что при обтекании твёрдых тел со скоростями, превышающими несколько десятков метров в секунду, может возникнуть звук аэродинамического происхождения. В случае же вращающегося ротора вертолѐта концевые окружные линейные скорости вращения лопасти достигают порядка 200 м/с, что обуславливает появление аэродинамического шума. Сегодня уже известны основные источники шума вертолѐта, проведена их классификация, а главные усилия учёных направлены на поиск путей его снижения.

Ряд исследований показал, что уровень генерируемого шума можно значительно снизить [1–3], используя два подхода: 1) различный изгиб лопасти вдоль размаха; 2) активное гашение вибраций с помощью встроенных в лопасти пластин. Так, в работе [1] предложено использовать активные пьезокерамические пластины, размещѐнные равномерно вдоль поверхности лопасти с некоторым интервалом под углом 45° . Такая технология позволила снизить BVI-шум (blade-vortex interaction noise) на 2-4 Дб. В работах [2, 3] используются полимеры из микроволокон с целью снижения вибраций, возникающих на поверхности лопасти. Однако, как показали эксперименты, с уменьшением BVI-шума на 2,5-2,7 Дб одновременно возрастают низкочастотные колебания, вибрации. В работе указывается, что эти два источника шума взаимосвязаны друг с другом, и полностью избавиться от них одновременно не представляется возможным.

В работе [4] представлен обзор имеющихся на то время активных технологий для преодоления вибраций и BVI-шума. В частности, отмечается, что использование активных пьезокерамических компонентов лопасти может существенно снизить вибрации. В работе [5] изучен шум при посадке вертолѐта, лопасти которого снабжены активными гибкими пластинками. Исследования показали, что при одновременном сокращении вибраций, при горизонтальном снижении вертолѐта (самолѐтная посадка), на местности фиксируется общее повышение BVI-шума на 1-3 Дб. Для преодоления этой проблемы предлагается использовать процедуру обратного контроля [6]. Она позволяет выбрать оптимальное сокращение шума на 4 Дб, в то время как вибрации снижаются лишь на 50%, то есть от шума и вибраций одновременно избавиться не удалось. В работе [7] предложено использовать пьезокерамические активаторы с резонансной частотой 450 Гц, которые позволяют при различных манѐврах вертолѐта (вертикальный подъѐм, снижение) достичь сокращения вибраций на 45–90%.

Несмотря на то, что исследования на протяжении первого десятилетия нынешнего столетия позволили в определённой степени продвинуться в направлении активного контроля лопасти, снижения шума и вибраций, проблема всё же остаѐтся не до конца решѐнной. Об этом говорится в [8, 9]: современные вертолѐты ещё далеки от совершенства в вопросе шумности. Представленный в [8] обзор мотивирует учёных на дальнейший поиск путей снижения вибраций и шума вертолѐта в целом, более детальное изучение переходных процессов трансформации звука в вибрации.

В последние годы исследования в области снижения шума [10–17] акцентируют внимание на более детальном изучении течения вокруг лопасти ротора и использовании множества электрических датчиков, способных сообщать необходимую информацию на различных режимах полѐта. Сигналы с датчиков снимаются по 3-5 раз за время одного вращения лопасти. Так становится более ясной картина шумности лопасти. Лопасть также разделяют на отдельные части, каждая из которых изготавливается из различных материалов [10–12]. Так, в [10] акцентируют внимание на аэродинамической компоновке вертолѐта, используются активные гибкие пластины, которые способны влиять на течение непосредственно или через аэроупругий отклик лопасти. Это позволяет снизить BVI-шум на 5-7 Дб, а вибрации на 20-100%. В работе [11] предложена модель SMART ротора, лопасти которого на задней кромке и на концах имеют пьезокерамические пластины. Этим достигается снижение вибраций до 80%, а BVI-шума на 5-6 Дб в режиме снижения при больших скоростях. В

работе [12] представлена концептуальная модель современной лопасти ротора. Лопасть состоит из нескольких различных частей: передние лонжероны, внутренние составные изогнутые пластины, биморфные актуаторы, нейлоновое покрытие задней части лопасти. В работах [13–14] выполнен обзор использования активных технологий для снижения шума.

Активный контроль с использованием пьезокерамических компонентов лопасти устраняет только вибрации, а для снижения BVI-шума нужна более совершенная геометрии лопасти. Сравнительно недавно стали появляться комплексные интегрированные модели для контроля процессов генерации звука, вибраций [15], а также использование теории и методов обработки сигналов с целью активного контроля шума лопасти [16, 17]. Продолжается также поиск более точных теоретических моделей описания шума аэродинамического происхождения [18, 19].

Итак, можно подытожить анализ указанных выше двух способов уменьшения шума лопасти. В первом из способов теоретической моделью является модель звука аэродинамического происхождения в одной из существующих сегодня формулировок, например [15, 18, 19]. Научный поиск здесь сосредоточен в направлении снижения BVI-шума. Второй подход, основанный на описанном выше активном контроле [1–10], изучает проблему возникающих вибраций лопасти вертолѐта и пути их снижения. Теоретической базой этого подхода являются упрощѐнные модели вибраций, как правило, разложение вынужденных колебаний в ряды. Однако, как уже упоминалось выше, экспериментальные исследования показали, что генерируемый шум и вибрации, как два различных типа колебаний, существуют одновременно. При определённых режимах работы вертолѐта, то есть при определённом соотношении параметров течения и геометрии лопасти, они могут переходить друг в друга. Физическая модель генерации звука, её математическое описание, существенным образом отличается от описания вибраций, являющихся причиной вынужденных колебания тела, его части. Поэтому одним математическим уравнением или системой уравнений их одновременно описать нельзя: сегодня нет модели, которая могла бы описать одновременно эти два вида колебаний. Определение соотношений параметров, при которых генерируемый шум аэродинамического происхождения может трансформироваться в интенсивные колебания, вибрации, является очень важным вопросом как с теоретической точки зрения, так и практической. Действительно, возникновение на поверхности лопасти зон интенсивных вибраций, локализация энергии колебаний лопасти на практике приводит к вертолѐтному флаттеру – одному из самых неблагоприятных режимов работы ротора вертолѐта. Следовательно, необходимо дальнейшее изучение переходных режимов генерация звука-вибрации.

В данной работе поставлена и решена задача генерации BVI-шума при самолѐтном снижении вертолѐта для чисел Маха $M \leq 1$ с использованием модели генерации звука [18, 19]. Численный расчѐт, выполненный для лопасти с двойным *sin-sin* изгибом «Blue-edge» типа показал, что в данном скоростном диапазоне возникают локальные зоны вибраций вместо обычной генерации звука, то есть выявлены переходные режимы звукообразования. Таким образом, обнаружено, что при самолѐтном снижении вертолѐта возможно резкое ухудшение акустических характеристик лопасти, возникновение вибраций, приводящих к флаттеру лопасти.

Цель данной работы состоит в дальнейшем развитии разработанной ранее автором математической модели описания генерации BVI-шума лопасти «Blue-edge» типа для режима самолетной посадки вертолѐта. При этом изучить возникающие переходные процессы «генерация звука – механические вибрации» лопасти, возможное возникновение флаттера.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

В качестве тестовой лопасти возьмѐм лопасть с двойным *sin-sin* изгибом. Эта лопасть показала способность существенного снижения BVI-шума при умеренных числах Маха

($0,2 < M < 0,4$). Выясним особенности генерируемого шума в режиме самолётной посадки вертолѐта, то есть для чисел Маха $M < 0,1$ (рис. 1).

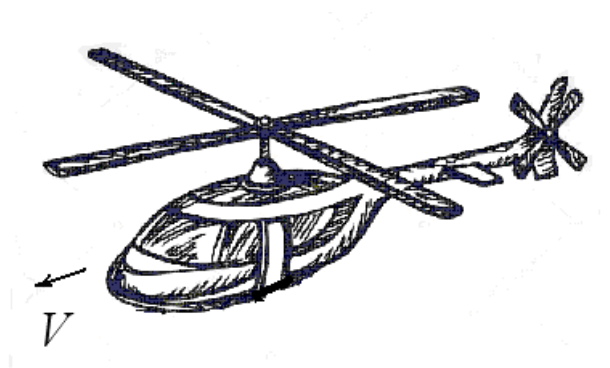


Рис. 1. Самолѐтная посадка вертолѐта

Физическая модель нагрузки на ротор вертолѐта следующая: набегающие на лопасть вихри при незначительных числах Маха моделируются в виде вихрей Тейлора как вдоль, так и поперѐк лопасти (рис. 2). Данная модель отличается от ранее используемой модели [20, 21] тем, что при малых горизонтальных скоростях полѐта вихревое течение вокруг лопасти ротора формируется более компактно. Это происходит потому, что при небольших скоростях полѐта снижается количественное влияние набегающих на переднюю кромку лопасти вихрей на процесс формирования вихревого течения в целом, а индуктивные вихри вдоль размаха лопасти – наоборот принимают на себя основную роль в формировании вихревой картины. При таком режиме полѐта происходит зарождение вибраций, то есть переходных процессов, но режим вихревого кольца полностью ещё не сформировался.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ, МЕТОД РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ

Система уравнений, описывающая идеальное сжимаемое течение вокруг лопасти [20–22], состоит из уравнения Эйлера и уравнения неразрывности:

$$\rho \frac{d\vec{v}}{dt} = -\nabla p, \quad \text{div}(\rho \vec{v}) + \frac{\partial \rho}{\partial t} = 0, \quad (1)$$

а граничным условием на поверхности лопасти является условие непротекания:

$$\vec{v}_n = \vec{0}. \quad (2)$$

Вдали от лопасти течение считается невозмущѐнным с параметрами ρ_∞, V_∞ . Уравнения (1)–(2) с учётом распределений вихрей Тейлора представляют собой аэродинамическую граничную задачу. При численных расчѐтах использовалась обезразмеренные переменные. В качестве нормировочных были взяты величины ρ_∞, V_∞ .

Для моделирования акустической задачи воспользуемся системой уравнений [18, 19]:

$$\begin{aligned} \frac{\partial^2 \rho'}{\partial t^2} - a^2 \Delta \rho' = \text{div} \left[\rho (\nabla (\vec{v} \nabla \varphi)) + \rho' \left(\nabla \left(\frac{\vec{v}^2}{2} \right) + \vec{v} \nabla \varphi \right) + \rho \cdot (\nabla \times \vec{v}) \times \nabla \varphi + \rho' \cdot (\nabla \times \vec{v}) \times \vec{v} \right] + \\ + \text{div} \left[\vec{v} \cdot \text{div} (\rho \nabla \varphi + \rho' \vec{v}) \right] + \text{div} \left[\nabla \varphi \text{div} \rho \vec{v} \right] + \nabla a^2 \cdot \nabla \rho', \end{aligned} \quad (3)$$

$$\frac{\partial \rho'}{\partial t} + \rho \nabla^2 \varphi + \nabla \varphi \cdot \nabla \rho + \rho' \text{div} \vec{v} + \vec{v} \cdot \nabla \rho' = 0. \quad (4)$$

В уравнениях (3)–(4) ρ', φ – малые возмущения плотности и звуковой потенциал соответственно. Граничное условие по акустическим скоростям содержится в (2). На большом удалении от лопасти выполняется условие излучения Зоммерфельда, которое

учтено в интегральном представлении дальнего поля. В начальный момент времени $\rho', \varphi|_{t=0} = 0$.

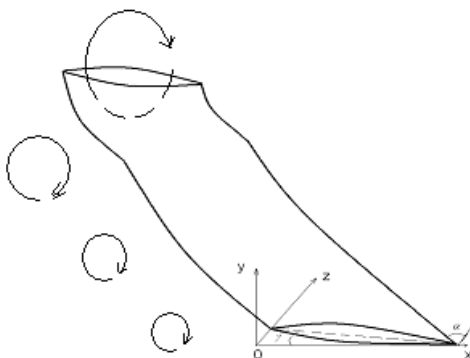


Рис. 2. Обтекание лопасти потоком

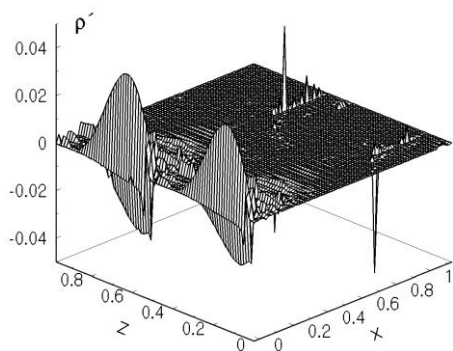
Поставленная задача решалась в прямоугольной декартовой системе координат с помощью предложенного ранее автором численно-аналитического подхода [23]. Расчётная сетка была такой же, как и в задаче [22], позволив соблюдать нужную сходимость.

БЛИЖНЕЕ ПОЛЕ

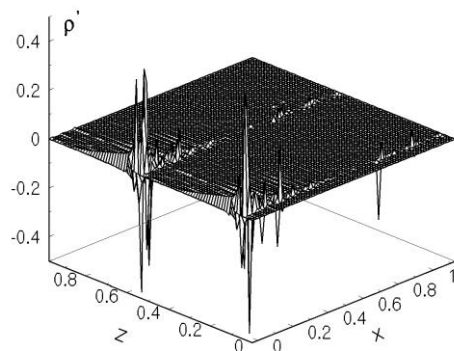
Данные расчёта ближнего поля выполнены для лопасти с двойным *sin-sin* изгибом для двух значений степени изгиба $\delta = 0,1; 0,2$. Углы атаки задавались $\gamma = 10^\circ; 5^\circ$, а угол постановки лопасти в плоскости вращения $\alpha = 60^\circ, 90^\circ$. Поперечное сечение лопасти имеет параболическую форму. Относительная степень изгиба лопасти δ одинакова для каждого из двух *sin*-изгибов лопасти. В качестве расчётной характеристики ближнего поля выбиралась безразмерная плотность ρ' . Ниже приводится анализ полученных расчётных данных в сравнении с режимом прямолинейного полёта с числами Маха $0,2 < M < 0,4$.

Данные расчёта для чисел Маха $M < 0,1$ показали интересные закономерности. На поверхностях ρ' чётко выраженные волновые фронты в передней части лопасти наблюдаются лишь для $M = 0,1$, $\alpha = 10^\circ$, $\delta = 0,2$ (рис. 3) при угле постановки лопасти $\alpha = 90^\circ$ к потоку. В случае же $\alpha = 60^\circ$ эти волновые фронты исчезают, а вместо них появляются две отчётливые зоны всплесков ρ' с существенно возросшей амплитудой. В тоже время для значений чисел Маха $0,2 < M < 0,4$, изученных в работе [22], для обоих значений угла постановки лопасти к потоку наблюдались выраженные волновые фронты синусоидальной формы. Объяснить это можно тем, что происходит трансформация энергии продольных колебаний волн (вдоль лопасти) в локализованные в виде двух серий поперечные колебания (рис. 4, 5). И эта ситуация наблюдается практически для всех приведенных в работе расчётных случаев. Для лопасти с меньшим изгибом (рис. 6) ($\alpha = 10^\circ$, $\delta = 0,1$, $M = 0,08 - 0,09$) синусоидальные волновые фронты лишь частично сохраняются, а за ними наблюдаются возмущения, которые напоминают возмущения в случае $0,2 < M < 0,4$. В ряде расчётных случаев ρ' появляются зоны, где амплитуды стремятся выйти из диапазона малых возмущений, при этом наблюдается резкая концентрация в виде пиков ρ' . И это с точки зрения физики объясняется так: продольные волновые фронты ВVI-шума уже не доминируют повсеместно на поверхности лопасти, а вместо них возникают зоны резкого возрастания амплитуды ρ' . Таким образом наблюдается *переходной процесс перерождения, трансформации звуковых колебаний в вибрации*, сопровождающийся резонансными явлениями. По мере уменьшения чисел Маха на поверхности лопасти увеличивается

количество областей вибрационной природы, амплитуда колебаний которых ρ' в 10–20 раз превышает максимальные значения амплитуд BVI-шума.

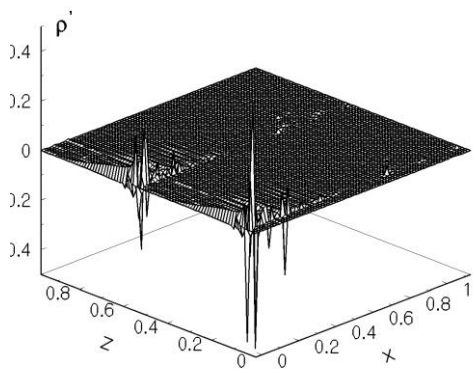


а)

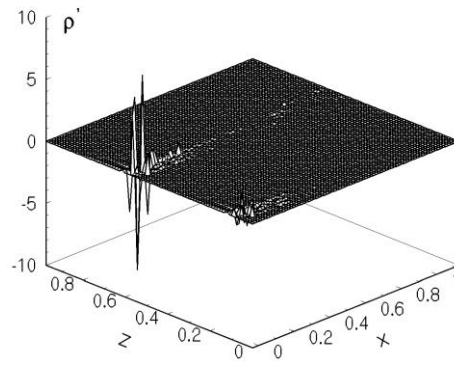


б)

Рис. 3. $\alpha = 10^\circ$, $\delta = 0,2$, $M = 0,1$: а) $\gamma = 90^\circ$; б) $\gamma = 60^\circ$

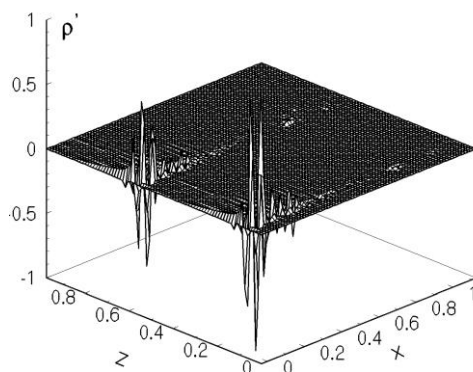


а)

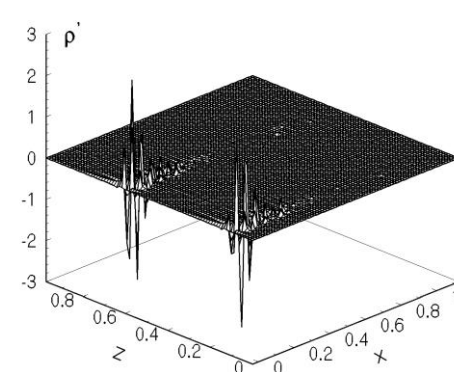


б)

Рис. 4. $\alpha = 10^\circ$, $\delta = 0,2$, $M = 0,09$: а) $\gamma = 90^\circ$; б) $\gamma = 60^\circ$

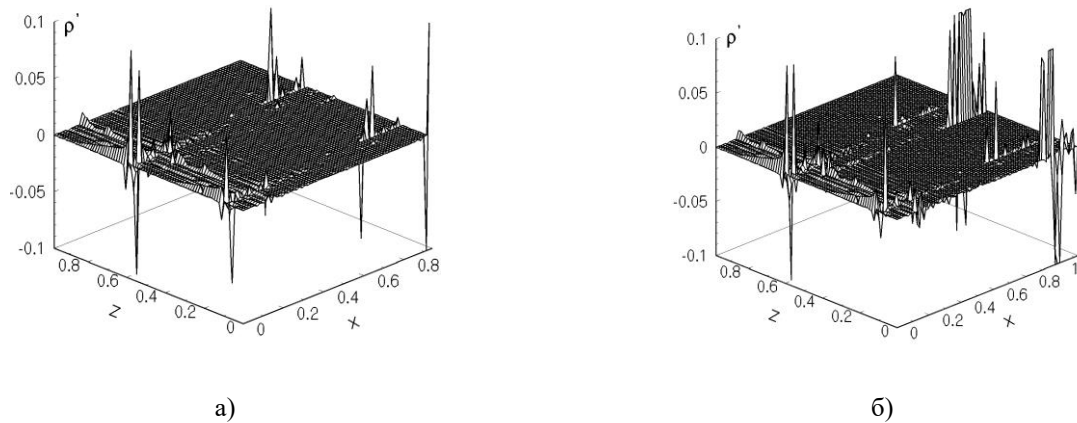
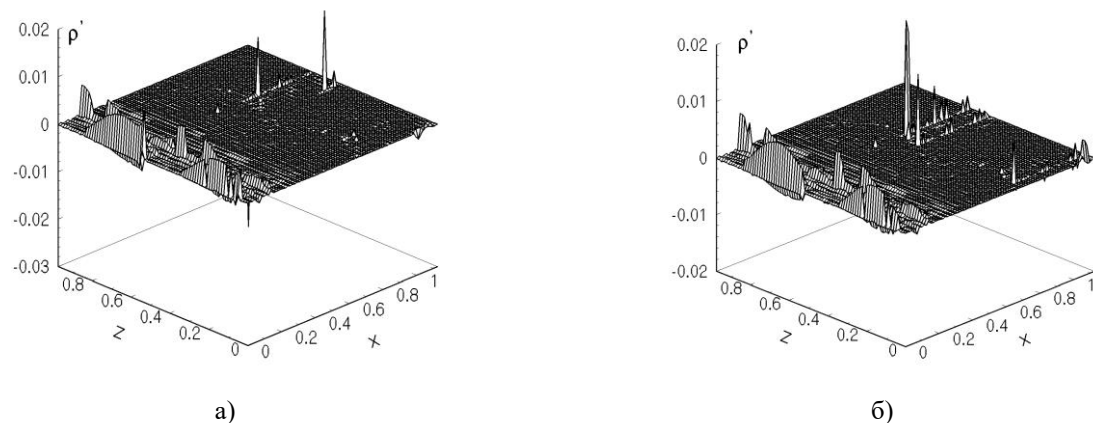


а)



б)

Рис. 5. $\alpha = 10^\circ$, $\delta = 0,2$, $M = 0,08$: а) $\gamma = 90^\circ$; б) $\gamma = 60^\circ$

Рис. 6. $\alpha = 10^\circ$, $\delta = 0,1$, $M = 0,05$: а) $\gamma = 90^\circ$; б) $\gamma = 60^\circ$ Рис. 7. $\alpha = 10^\circ$, $\delta = 0,1$, $\gamma = 90^\circ$: а) $M = 0,08$; б) $M = 0,09$

Стоит обратить внимание на тот факт, что математическая модель вибраций, если речь идёт о вибрации всего тела, описывается не системой уравнений (3)–(4), а, как уже упоминалось выше во введении, упрощёнными моделями механических колебаний. Причём требование малости амплитуды вибраций, в отличие от акустической постановки задачи, здесь отсутствует. Это различие и есть причиной того, что одним уравнением или системой уравнений ВVI-шум и вибрации вместе не удаётся описать. В тоже время используемая в данной работе акустическая модель показывает, что для малых значений чисел Маха мы локально в некоторых зонах захватываем область вибраций. Но в этой локальной области, на самом деле, акустической моделью уже пользоваться нельзя, так как нарушается требование малости возмущений акустических переменных. И приведенные в работе расчётные данные можно рассматривать как некую переходную модель, с указанными ограничениями, позволяющую обнаружить резонансные зоны на поверхности лопасти при определённых параметрах течения и конфигурации лопасти. Однако вибрации лопасти в целом поставленная выше акустическая задача не может описать: мы лишь к ним приблизились, обнаружили их. Этим и интересны представленные расчётные данные: выполнен поиск границ использования физической модели генерации ВVI-шума, объяснён процесс резкого ухудшения шумности вертолёта при самолётном снижении, которое соответствует рассмотренным в данной работе числам Маха.

В случае $\alpha = 10^\circ$, $\delta = 0,2$ локальные зоны всплесков ρ' наблюдаются в определённой части лопасти: по центру лопасти и на её крае. За ними видны всплески поперечных возмущений. Для $\alpha = 10^\circ$, $\delta = 0,1$ похожая ситуация наблюдается и в области задней кромки лопасти, где видна вторая серия продольных волновых фронтов сравнительно малой амплитуды. Следовательно, в данном расчётном случае происходит формирование и продольных, и поперечных фронтов возмущений ρ' . Это как раз и есть переходной процесс трансформации

звука в вибрации: здесь нет отчётливого разделения на вибрации или генерацию звука. На общем фоне генерации звука наблюдаются зарождение локальных зон вибраций с резким возрастанием амплитуды ρ' .

При малых значениях чисел Маха $M = 0,05$, $\delta = 0,1$, $\alpha = 90^\circ$ (рис. 6–8) наблюдаются отчётливые резонансные зоны: один-два пика существенно доминируют по амплитуде над остальными возмущениями, наблюдаемыми на поверхности лопасти. Для угла $\alpha = 60^\circ$ уже видны четыре поперечных волновых фронта. Следовательно, с уменьшением скорости набегающего потока, при самолётной посадке вертолѐта, происходит частичная трансформация продольных волновых фронтов в поперечные вибрации с появлением четко выраженных отдельных резонансных зон. Такое явление на практике может привести к резкому ухудшению устойчивости вертолѐта – флаттеру лопастей, который необходимо избегать. Для $M = 0,09$ (рис. 9) активность вибраций существенно снижается, то есть вибрации, как видно, активны в основном при малых скоростях набегающего потока.

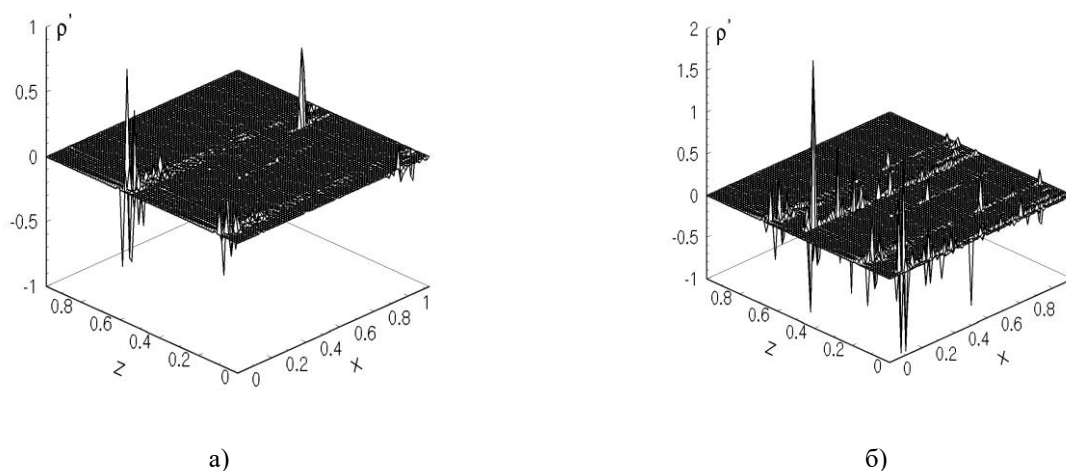


Рис. 8. $\alpha = 5^\circ$, $\delta = 0,1$, $M = 0,05$: а) $\gamma = 90^\circ$; б) $\gamma = 60^\circ$

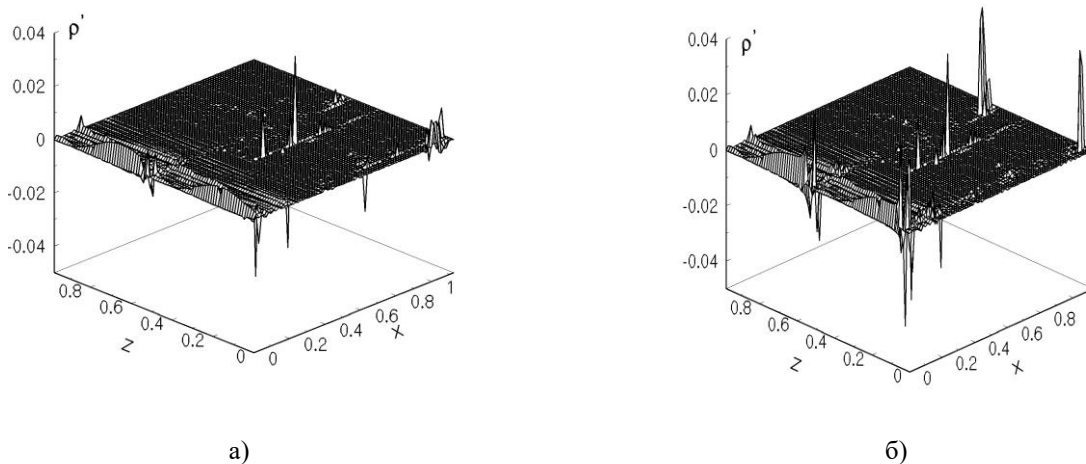


Рис. 9. $\alpha = 5^\circ$, $\delta = 0,1$, $M = 0,09$: а) $\gamma = 90^\circ$; б) $\gamma = 60^\circ$

ДАЛЬНЕЕ ПОЛЕ

Для исследования дальнего поля использовалось интегральное представление, приведенное в [22]:

$$-M_1^2 \int_S \left[\frac{F}{R} \right]_{t_1^*} dS_x + \int_S \left[\frac{1}{R} \cdot \frac{\partial \varphi}{\partial n} + \frac{1}{Ra_\infty} \frac{\partial R}{\partial n} \frac{\partial \varphi}{\partial t} - \varphi \frac{\partial(1/R)}{\partial n} \right]_{t_1^*} dS = 4\pi\varphi(x, t_1), \quad (5)$$

где

$$F = \rho [(\nabla \varphi \cdot \nabla) \bar{v} + (\bar{v} \cdot \nabla) \cdot \nabla \varphi] + \rho' (\bar{v} \cdot \nabla) \bar{v} + \bar{v} \cdot \text{div}(\rho \nabla \varphi + \rho' \bar{v}) + \nabla \varphi \text{div}(\rho \bar{v}).$$

В выражении (5) в подынтегральном выражении содержатся величины звукового потенциала φ и акустической плотности ρ' , их производные, которые вычислены выше в ближнем поле. В качестве расчётных характеристик взят уровень звукового давления L , а также его частотное наполнение – спектр.

Переходные процессы трансформации энергии продольных колебаний в поперечные колебания сказались также и на уровне генерируемого шума (рис. 10–15). Часто чередующиеся осцилляции L (чаще, чем в случае $0,2 < M < 0,4$ [22]) свидетельствуют о том, что течение характеризуется существенной неустойчивостью. Характерной особенностью здесь является повышенный уровень шума L , который также наблюдался в результатах, приведенных в работах [5–7]. Это значит, что возникающие вибрации делают неблагоприятной общую картину шумности. Результаты расчётов показали, что общий уровень шума при этом также становится выше. Наблюдатель в таком случае на местности слышит вместо обычного шума неприятный, увеличенный по уровню, надоедающий шум – смесь BVI-шума и вибраций [9, 10].

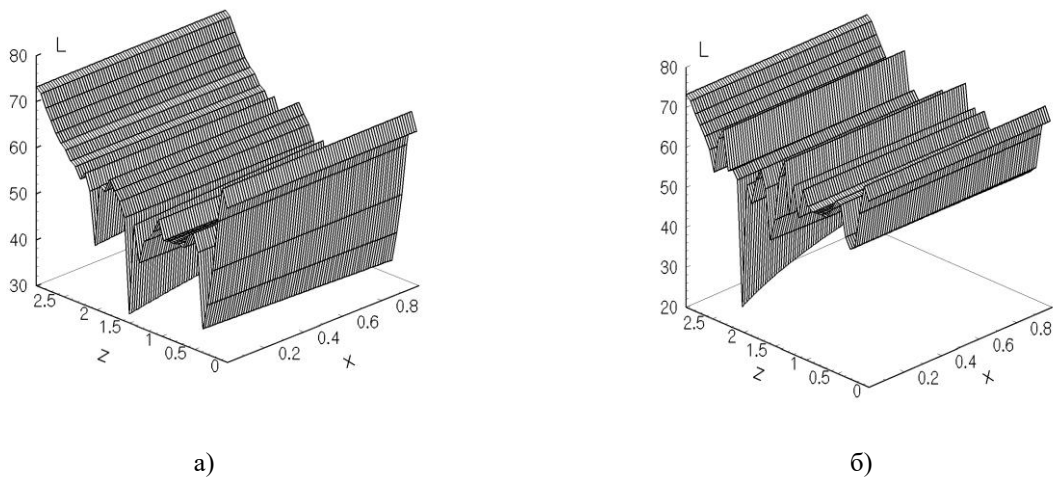


Рис. 10. $\alpha = 10^\circ$, $\delta = 0,2$, $M = 0,1$: а) $\gamma = 90^\circ$; б) $\gamma = 60^\circ$

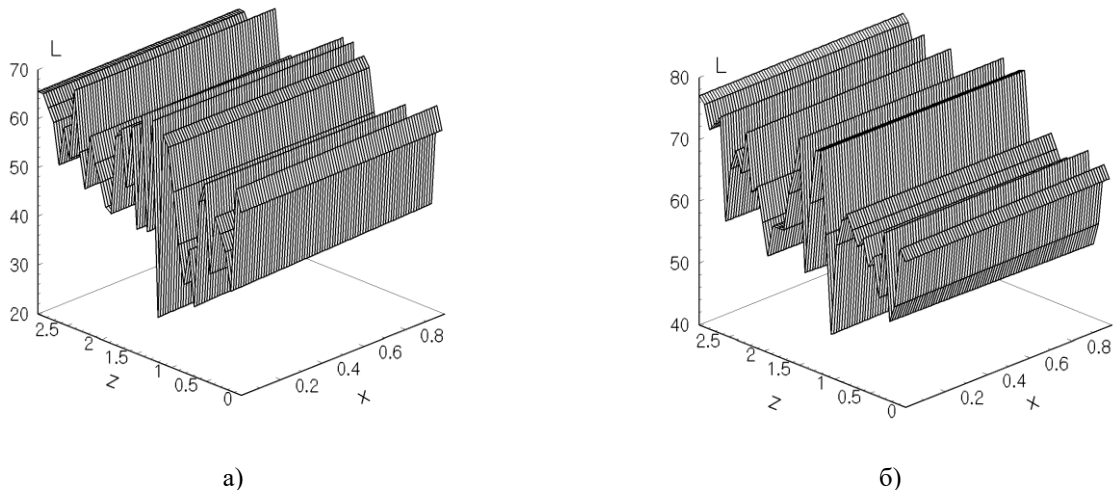


Рис. 11. $\alpha = 10^\circ$, $\delta = 0,2$, $M = 0,08$: а) $\gamma = 90^\circ$; б) $\gamma = 60^\circ$

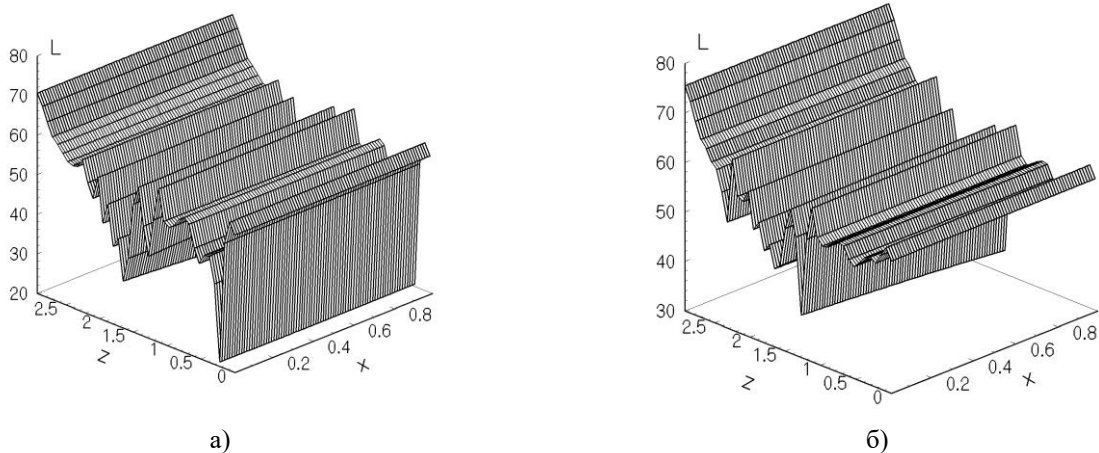


Рис. 12. $\alpha = 10^\circ$, $\delta = 0,1$, $M = 0,05$: а) $\gamma = 90^\circ$; б) $\gamma = 60^\circ$

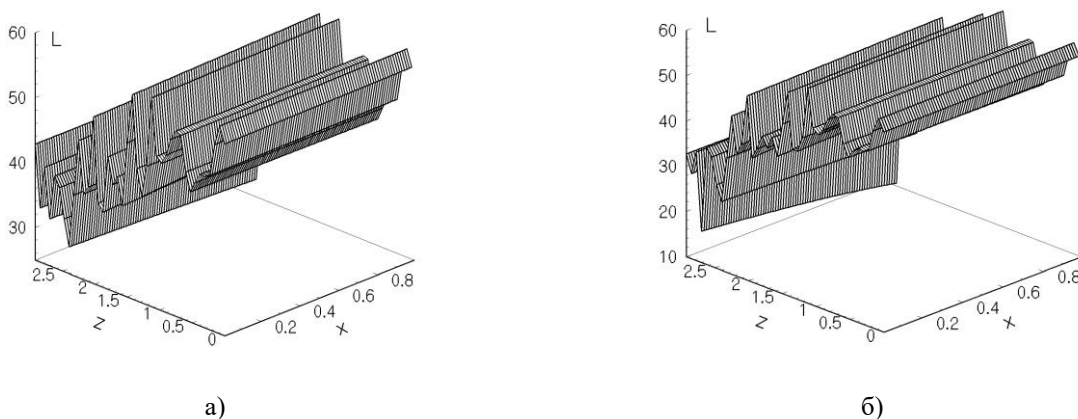
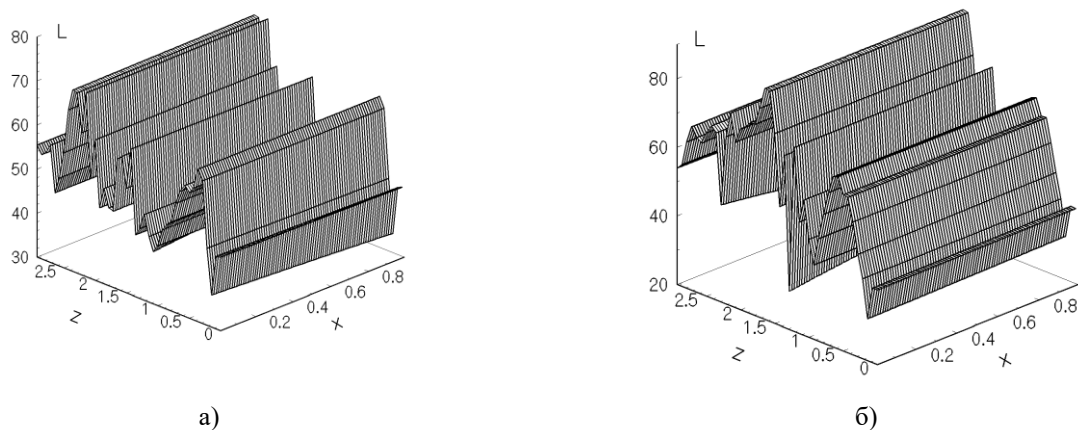
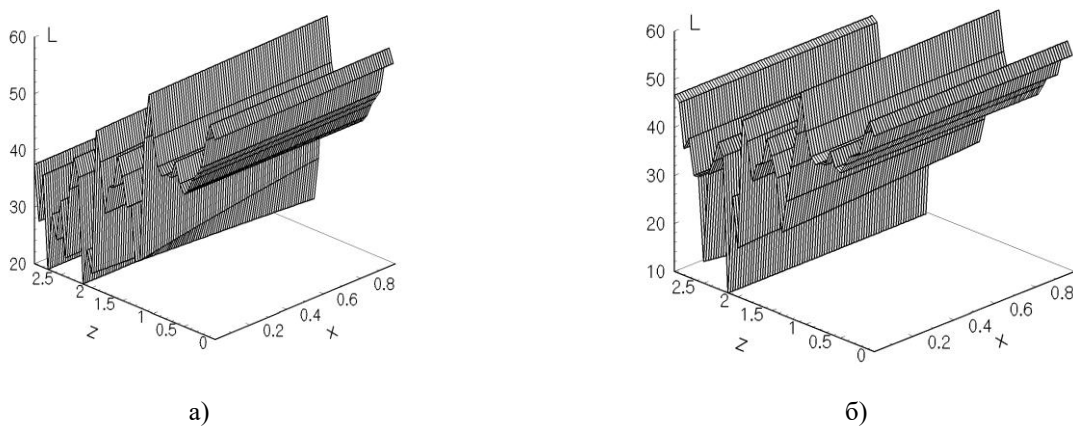


Рис. 13. $\alpha = 10^\circ$, $\delta = 0,1$, $\gamma = 90^\circ$: а) $M = 0,08$; б) $M = 0,09$

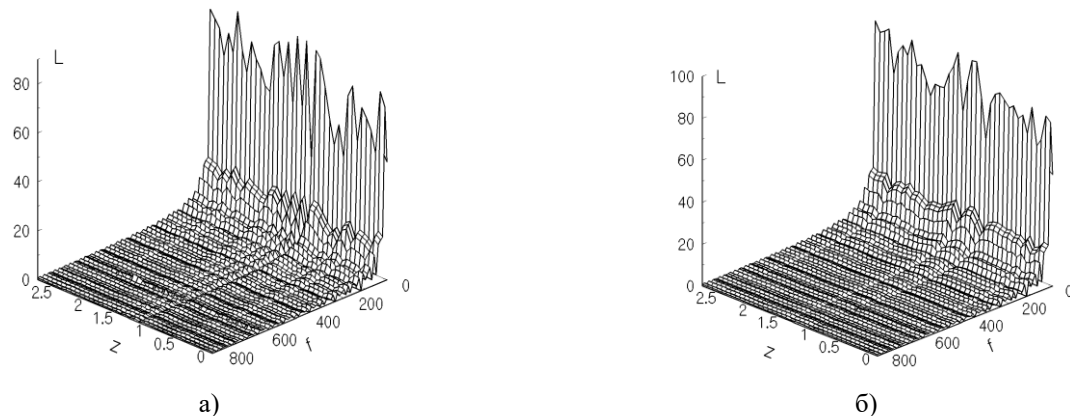
Более высокий уровень L наблюдается в случае большего изгиба лопасти и угла ($\alpha = 10^\circ$, $\delta = 0,2$) (рис. 10, 11). Для угла атаки и амплитуды изгиба $\alpha = 10^\circ$, $\delta = 0,1$ заметно возрастание уровня шума на конце лопасти для чисел Маха $M = 0,05$ (рис. 12). В случае $\alpha = 10^\circ$, $\delta = 0,1$, $M = 0,08; 0,09$ (рис. 13) уровень шума на конце лопасти, наоборот, заметно снизился. Подобная ситуация является типичной [22] для чисел Маха $0,2 < M < 0,4$. Для меньших углов атаки $\alpha = 5^\circ$, $\delta = 0,1$ (рис. 14-15) эта тенденция сохраняется.

Чтобы избежать появления вибраций, используют описанный выше активный контроль лопасти. Однако попытка снижения вибраций приводит к увеличению BVI-шума, т.к. энергия течения вокруг лопасти остаётся прежней. Использование разнообразных материалов с целью гашения вибраций никуда не отводит энергию, если она накапливается внутри них, то это может привести к тому, что они станут вторичными источниками звука. Пластины из пьезокерамических материалов используются для борьбы с вибрациями, гасят её, поглощая энергию вибраций.

Пьезокерамические материалы также используются для изготовления акустических излучателей звука. Следовательно, поглощая энергию вибраций, то есть вынужденных колебаний, пьезокерамическая пластина становится источником вторичных звуковых волн, поэтому попытка снизить активным контролем вибрации приводит в результате к повышению акустического шума в целом на 1-3 Дб.

Рис. 14. $\alpha = 5^\circ$, $\delta = 0,1$, $M = 0,05$: а) $\gamma = 90^\circ$; б) $\gamma = 60^\circ$ Рис. 15. $\alpha = 5^\circ$, $\delta = 0,1$, $M = 0,1$: а) $\gamma = 90^\circ$; б) $\gamma = 60^\circ$

Частотный спектр (рис. 16-18) показывает существенную активизацию уже не только первых пяти гармоник, как это наблюдалось в работе [22], а практически всех частот в спектре. Это свидетельствует о том, что вихревая составляющая течения играет основную роль. Не шум вращения теперь доминирующий, а вихревой шум – шум, содержащий весь частотный спектр. Если в случае $\alpha = 10^\circ$, $\delta = 0,2$ уровень гармоник постепенно понижался с ростом частоты, то уже в случае $\alpha = 10^\circ$, $\delta = 0,1$ заметна активизация гармоники в районе 650 Гц. В случае же $\alpha = 5^\circ$, $\delta = 0,1$ мы наблюдаем повсеместную активизацию значительного количества гармоник во всей частотной области.

Рис. 16. $\alpha = 10^\circ$, $\delta = 0,2$, $M = 0,08$: а) $\gamma = 90^\circ$; б) $\gamma = 60^\circ$

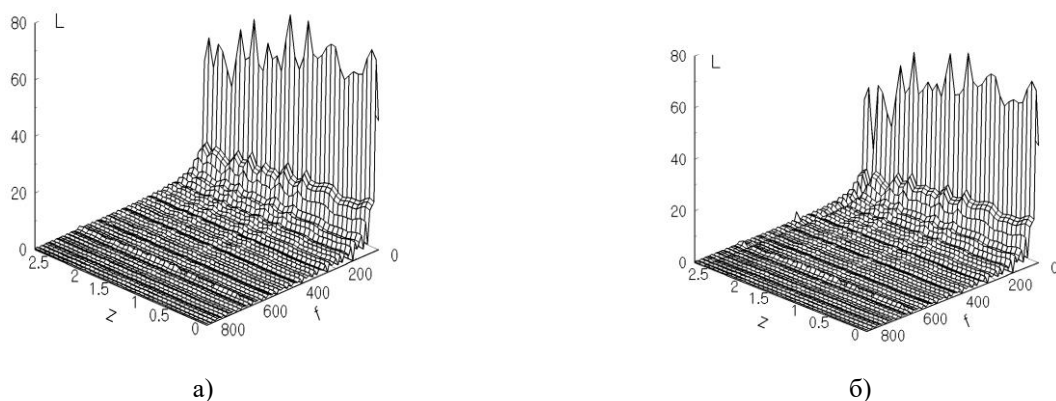


Рис. 17. $\alpha = 10^\circ$, $\delta = 0,1$, $\gamma = 90^\circ$: а) $M = 0,08$; б) $M = 0,09$

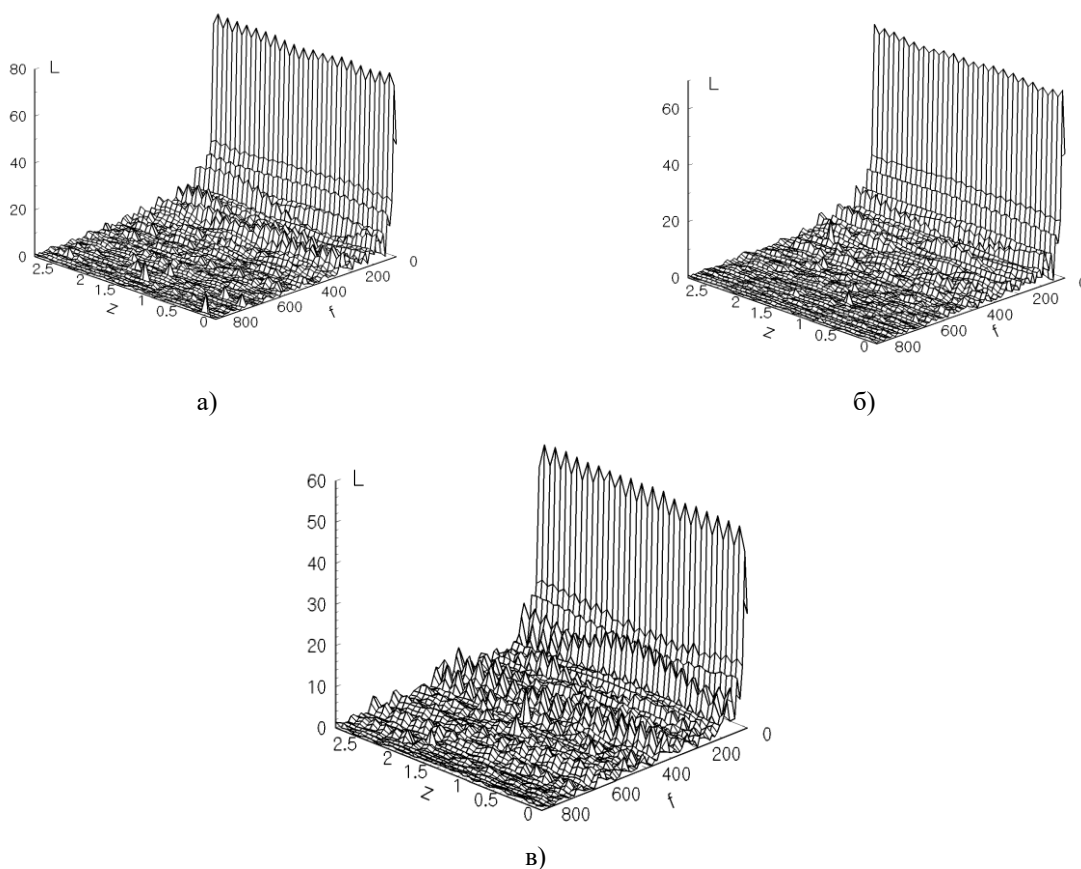


Рис. 18. $\alpha = 5^\circ$, $\delta = 0,1$: а) $M = 0,05$, $\gamma = 60^\circ$; б) $M = 0,05$, $\gamma = 90^\circ$; в) $M = 0,09$, $\gamma = 90^\circ$

ВЫВОДЫ

1. Поставлена и решена задача генерации шума *sin-sin* лопастью в режиме самолётной посадки вертолёта, при малых числах Маха.
2. Численный расчёт показал реализацию переходного режима течения, то есть течения, в котором присутствуют как BVI-шум, так и области вибраций. В этом течении в отдельных локальных областях происходит частичная трансформация энергии генерации звука в энергию вибраций, которая может стать причиной флаттера лопасти. Приводится объяснение того, почему активный контроль вместе со снижением вибраций привносит дополнительное повышение уровня BVI-шума.
3. Данные расчёта показали, что общий уровень генерируемого шума в режиме самолётной посадки выше, чем для основного режима прямолинейного полёта. При этом заметна

активизация большого количества гармоник в спектре для малых углов атаки и степени изгиба лопасти, чего не наблюдалось для режима прямолинейного полёта вертолётa.

4. Дальнейшие исследования в данном направлении могут быть направлены на поиск оптимальных параметров лопасти с целью оптимизации баланса шум – вибрации.

ЛИТЕРАТУРА

1. Chen Peter C., Barder James D., Evens Robert A. D., Niemczuk John. Blade-vortex interaction noise reduction with active twist smart rotor technology. *Smart Materials and Structures*. 2001. Vol. 10, N 1. P. 77–85.
2. Booth Earl R., Wilbur Jr. Matthew L. Acoustic Aspects of Active-twist Rotor control. *American Helicopter Society 58-th Annual Forum*, Montreal, Canada, June 11–14, 2002. Montreal, 2002. P. 15.
3. Booth E. R., Wilbur M. L. Acoustics Aspects of Active-Twist Rotor Control. *Journal of American Helicopter Society*. 2004. Vol. 49, N 1. P. 3–10.
4. Thankkar Dipali, Garguli Ranjan. Active twist control of smart helicopter Rotor – a survey. *Journal of aerospace science and technologies*. 2005. Vol. 57, N 4. P. 20.
5. Patt Df., Liu L., Friedmann P. P. Rotocraft Vibration Reduction and Noise Prediction Using a Unified Aeroelastic Response Simulation. *Journal of the American Helicopter Society*. 2005. P. 95–106.
6. Patt Daniel, Liu Li, Friedmann Peterz P.. Helicopter Noise reduction by actively Controlled Flaps. *11-th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, Monterey, California, May 23–25, 2005.
7. Hofinger M., Leconte P. Development of an active flap rotor model. *6-th ONERA-DLR aerospace Symposium*. Berlin, June 22–23, 2004. P. 14.
8. Kessler Ch. Paper 045-I. Active Rotor Control for Helicopters: Motivation and Survey on Higher Harmonic Control. *CEAS Aeronautical Journal*. 2011. Vol. 1, N 1–4. P. 3–22.
9. Kessler Ch. Paper 045-II. Active Rotor Control for Helicopters: individual blade control and swashplateless rotocraft designs. *CEAS Aeronautical Journal*. 2011. Vol. 1, N 1–4. P. 23–54.
10. Le Pape A., Lienard G., Bally J. Active Flow Control for Helicopters. *Journal Aerospace Lab*. 2013. Issue 6. P. 12.
11. Straub Fr., Anand V. R., Birchette Terry. SMART Rotor Development and Win-Tunnel Test. *50th European Rotocraft Forum*, Hamburg, Germany, Sept. 22–23, 2009. Hamburg, 2009. P. 56.
12. Thornburgh Robert P., Kreshock Andrew R., Wilbu Mattew L., Sekula Martin K., Shen Jinwei. Continuous Trailin-Edge Flaps for Primary Flight Control of a Helicopter Main Rotor. *AHS 70-th Annual Forum*. Montreal, Quebec, Canada, May 20–22, 2014. Montreal, Quebec, 2014. P. 13.
13. Marques Pascual. A Review of Active Blade Twist Technology: Part I – Actuation Concepts. *International Journal of Unmanned Systems Engineering*. 2014. Vol. 2, N 2. P. 16–25.
14. NASA, DLR, ONERA, JAXA. Status Report. Helicopter Noise Reduction Technology. 2015. 56 p.
15. Saetti Umberto, Horn Joseph F., Brentner Kenneth, Vilafana Willca, Wachspress Dan. Rotocraft Simulations with Coupled Flight Dyanamics, Free Wake and Acoustics. *AHS Journal*. 2016. P. 1–12.
16. Zhao Yanyu, Shi Yongjie, Xu Guohua. Helicopter Blade-Vortex Interaction Airload and Noise Prediction Using Coupling CFD/VWM Method. *Applied Sciences*. 2017. 7, 381. 20 p.
17. Yang Lu, Jianbo Fong. A time-Domain Active Vibration Control Algorithm For Helicopter Based on Prior Error Channel Identification Strategy. *Hindawi Shock and Vibration*. 2018. Vol. 2018. doi: <http://doi.org/10.1155/2018/2870896>.
18. Лукьянов П. В. Об одной модели аэроакустики вязкого сжимаемого газа. Часть I. Анализ существующих моделей, вывод разрешающей системы уравнений. *Акустичний вісник*. 2013–2014. Т. 16, № 2. С. 18–30. URI: <http://dSPACE.nbuv.gov.ua/handle/123456789/116200>.
19. Лукьянов П. В. Об одной модели аэроакустики вязкого сжимаемого газа. Часть II. Шум близкого взаимодействия вихря и лопасти вертолётa. *Акустичний вісник*. 2013–2014. Т. 16, № 3. С. 31–40. URI: <http://dSPACE.nbuv.gov.ua/handle/123456789/116219>.
20. Лукьянов П. В. Моделирование BVI-шума двуллопастного ротора вертолётa. *Акустичний вісник*. 2015. Т. 17, № 1. С. 48–60. URI: <http://dSPACE.nbuv.gov.ua/handle/123456789/116236>.

21. Лукьянов П. В. Влияние закругления конца лопасти на шум взаимодействия вихрь-лопасть. *Акустичний вісник*. 2015. Т. 17, № 2. С. 23–37. URI: <http://dspace.nbu.gov.ua/handle/123456789/116240>.
22. Лукьянов П. В. Снижение ВVI-шума ротора вертолёта с помощью лопасти с двойным изгибом. *Вісник Черкаського університету. Серія: Прикладна математика. Інформатика*. 2017. № 1–2. С. 50–64.
23. Лукьянов П. В. Об одном численно-аналитическом подходе к решению задачи генерации звука тонким крылом. Часть II. Схема применения для нестационарных задач. *Акустичний вісник*. 2012. Т. 15, № 3. С. 45–52. URI: <http://dspace.nbu.gov.ua/handle/123456789/116180>.

REFERENCES

1. Chen, Peter C., Barder, James D., Evens, Robert A. D. & Niemczuk, John (2001). Blade-vortex interaction noise reduction with active twist smart rotor technology. *Smart Materials and Structures*, Vol. 10, no. 1, pp. 77-85.
2. Booth, Earl R. & Wilbur, Jr. Matthew L. (2002, June). Acoustic Aspects of Active-twist Rotor control. American Helicopter Society 58-th Annual Forum, (p. 15), Montreal, Canada.
3. Booth, E. R. & Wilbur, M. L. (2004). Acoustics Aspects of Active-Twist Rotor Control. *Journal of American Helicopter Society*, Vol. 49, no. 1, pp. 3-10.
4. Thankkar, Dipali & Garguli, Ranjan (2005). Active twist control of smart helicopter Rotor – a survey. *Journal of aerospace science and technologies*, Vol. 57, no. 4, p. 20.
5. Patt, Df., Liu, L. & Friedmann, P. P. (2005). Rotocraft Vibration Reduction and Noise Prediction Using a Unified Aeroelastic Response Simulation. *Journal of the American Helicopter Society*, pp. 95-106.
6. Patt, Daniel; Li, Liu & Friedmann, Peterz P. (2005, May). Helicopter Noise reduction by actively Controlled Flaps. 11-th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Monterey, California.
7. Hofinger, M. & Leconte, P. (2004, June). Development of an active flap rotor model. 6-th ONERA-DLR aerospace Symposium, (p. 14), Berlin.
8. Kessler, Ch. (2011). Paper 045-I. Active Rotor Control for Helicopters: Motivation and Survey on Higher Harmonic Control. *CEAS Aeronautical Journal*, Vol. 1, no. 1-4, pp. 3-22.
9. Kessler, Ch. (2011). Paper 045-II. Active Rotor Control for Helicopters: individual blade control and swashplateless rotocraft designs. *CEAS Aeronautical Journal*, Vol. 1, no. 1-4, pp. 23-54.
10. Le Pape, A., Lienard, G. & Bally, J. (2013). Active Flow Control for Helicopters. *Journal Aerospace Lab*, Issue 6, p. 12.
11. Straub, Fr., Anand, V. R. & Birchette, Terry (2009, Sertember). SMART Rotor Development and Win-Tunnel Test. 50th European Rotocraft Forum, (p. 56), Hamburg, Germany.
12. Thornburgh, Robert P., Kreshock, Andrew R., Wilbu, Mattew L., Sekula, Martin K. & Shen, Jinwei (2014, May). Continuous Trailin-Edge Flaps for Primary Flight Control of a Helicopter Main Rotor. *AHS 70-th Annual Forum*, (p. 13), Montreal, Quebec, Canada.
13. Marques, Pascual (2014). A Review of Active Blade Twist Technology: Part I – Actuation Concepts. *International Journal of Unmanned Systems Engineering*, Vol. 2, no. 2, pp. 16-25.
14. (2015). NASA, DLR, ONERA, JAXA. Status Report. Helicopter Noise Reduction Technology.
15. Saetti, Umberto; Horn, Joseph F.; Brentner, Kenneth; Vilafana, Willca & Wachspress, Dan (2016). Rotocraft Simulations with Coupled Flight Dyanamics, Free Wake and Acoustics. *AHS Journal*, pp. 1-12.
16. Yanyu Zhao, Yongjie Shi, Guohua Xu. Helicopter Blade-Vortex Interaction Airload and Noise Prediction Using Coupling CFD/VWM Method. *Applied Sciences*. 2017. 7, 381. 20 p.
17. Lu, Yang & Fong, Jianbo (2018). A time-Domain Active Vibration Control Algorithm For Helicopter Based on Prior Error Channel Identification Strategy. *Hindawi Shock and Vibration*, Vol. 2018. doi: <http://doi.org/10.1155/2018/2870896>.

18. Lukianov, P. V. (2013-2014). On one model for aeroacoustics of viscous compressible gas. Part I. Analysis of existing models, deducing of resolving system of equations. Akustychnyi visnyk, Vol. 16, no. 2, pp. 18-30. Retrieved from: <http://dspace.nbu.gov.ua/handle/123456789/116200>.
19. Lukianov, P. V. (2013-2014). On one model for aeroacoustics of viscous compressible gas. Part II. Noise of the near helicopter blade-vortex interaction. Akustychnyi visnyk, Vol. 16, no. 3, pp. 31-40. Retrieved from: <http://dspace.nbu.gov.ua/handle/123456789/116219>.
20. Lukianov, P. V. (2015). Modeling the BVI-noise of the two-blade helicopter rotor. Akustychnyi visnyk, Vol. 17, no. 1, pp. 48-60. Retrieved from: <http://dspace.nbu.gov.ua/handle/123456789/116236>.
21. Lukianov, P. V. (2015). The effect of blade tip truncation type on the BVI-noise level. Akustychnyi visnyk, Vol. 17, no. 2, pp. 23-37. Retrieved from: <http://dspace.nbu.gov.ua/handle/123456789/116240>.
22. Lukianov, P. V. (2017). Decline of BVI-noise of rotor of helicopter by means of blade with a double bend. Сниження BVI-шума ротора вертольота с помощью лопасти с двойным изгибом, Visnyk Cherkaskoho universytetu. Serii: Prykladna matematyka. Informatyka, No. 1-2, pp. 50-64.
23. Lukianov, P. V. (2012). On one numerical-analytical approach to solving of a problem on sound generation by a thin wing. Part II. A schematic of application to non-stationary problems. Akustychnyi visnyk, Vol. 15, no. 3, pp. 45-52. Retrieved from: <http://dspace.nbu.gov.ua/handle/123456789/116180>.

УДК 681.3:771.537.442

DOI: 10.26661/2413-6549-2018-2-09

ФУНКЦІОНАЛЬНА МОДЕЛЬ ОСНОВНИХ БІЗНЕС-ПРОЦЕСІВ СИСТЕМИ «РАНОК»

Мильцев О. М., Кондрат'єва Н. О., Леонт'єва В. В.

*Запорізький національний університет,
вул. Жуковського, 66, м. Запоріжжя, 69600, Україна*

alexmyltsev@gmail.com

У статті розглядається функціональна модель основних бізнес-процесів системи рекурсивного аналізу на образних компонентах – РАНОК. Система представлена сімома підсистемами, яким відповідають сім основних бізнес-процесів.

Опис функції трьох змінних на мові FORTU виконується підсистемою аналітичного опису моделі. Далі задана на мові FORTU функція використовується у попередній візуалізації досліджуваного об'єкта, що виконується підсистемою попередньої візуалізації і формує зображення досліджуваного об'єкта, та у формуванні тривимірного воксельного масиву даних і формує тривимірний воксельний масив компонентів нормалей. На базі цього масиву компонентів нормалей формуються набори тривимірних воксельних графічних образів-моделей підсистемою побудови графічних образів-моделей функції, які використовуються у підсистемі візуалізації графічних образів-моделей функції для отримання зображення графічних образів-моделей у растровому форматі. Також набір базових М-образів може бути використаний у підсистемі уточнення воксельних структур даних, а набір диференційних М-образів – у підсистемі градієнтного аналізу з подальшою візуалізацією результатів аналізу. Додаткова підсистема компілятора формульної мови FORTU використовується разом з підсистемами аналітичного опису моделі, попередній візуалізації досліджуваного об'єкта та побудови воксельних структур даних, для забезпечення компіляції досліджуваної функції трьох змінних. Всі інші підсистеми працюють тільки з воксельними структурами даних.

Всі моделі бізнес-процесів виконані у нотаціях IDEF0 та IDEF3.

Ключові слова: моделювання, R-функція, аналіз функцій, диференційні характеристики функцій, рух просторового градієнту, воксельний масив даних, образ-модель, графічний М-образ, РАНОК.