

5. Otchet o NIR po teme VI/810. M., MGAVT, 1997. Pereoborudovanie energoustanovki rechnyh teplohodov gorodskih linij Moskovskogo regiona (na primere teplohoda proekta R-51 "Moskva") dlya raboty na szhatom prirodnom gaze.
6. Informacionnyj portal «Studizba» Kurs lekcij "Avtomobil'nye dvigateli".
7. Trevor Braun 2019 – «MAN Energy Solutions: an ammonia engine for the maritime sector» .
8. Modina, M. A., Khekert, E. v., Voskanyan, A. A., Pismenskaia, Y. v., Epikhin, A. I., & Shkoda, V. v. (2021). Bioindication and biomonitoring assessment of the state of atmospheric air and soil in the study area. IOP Conference Series: Earth and Environmental Science, 867(1). <https://doi.org/10.1088/1755-1315/867/1/012072>
9. Modina, M. A., Khekert, E. v., Epikhin, A. I., Voskanyan, A. A., Shkoda, V. v., & Pismenskaya, Y. v. (2021). Ways to reduce harmful emissions from the operation of power plants in special environmental control areas. IOP Conference Series: Earth and Environmental Science, 867(1). <https://doi.org/10.1088/1755-1315/867/1/012104>
10. Modern requirements in the field of air pollution with sulfur oxides from ships / M. A. Modina, E. V. Heckert, A. I. Epikhin [et al.] // Operation of marine transport. – 2021. – № 3(100). – Pp. 88-91 – DOI 10.34046/aumsuomt100/12.
11. Engovatova V.V., Dmitrenko E.V., SHkoda V.V., Solomnikova N.V., Modina M.A. Bezopasnost' zhiznedeyatel'nosti i ohrana truda rabotnikov promyshlennykh predpriyatij. CHast' 2. Uchebnoe posobie / Krasnodar, 2020.
12. Studenikin D.E., Bovan S.D., Hekert E.V., Modina M.A. Ispol'zovanie nejronnykh setej dlya organizacii vizual'nogo nablyudeniya// Morskije intellektual'nye tekhnologii. 2019. № 4-3 (46).
13. Sovremennye trebovaniya v oblasti zagryazneniya vozduшной sredy oksidami sery s sudov / M. A. Modina, E. V. Hekert, A. I. Epihin [i dr.] // Ekspluatatsiya morskogo transporta. – 2021. – № 3(100). – S. 88-91. – DOI 10.34046/aumsuomt100/12.
14. Ocenka vzryvoopasnosti zernovoj pyli pri provedenii peregruzochnyh rabot metodami lazernogo zondirovaniya / I. A. Sarychev, E. V. Hekert, P. V. CHartij, V. G. SHemanin // Lazerno-informacionnye tekhnologii v medicine, biologii, geokologii i na transporte - 2020 : trudy XXVIII Mezhdunarodnoj konferencii, Novorossijsk, 07–12 sentyabrya 2020 goda. – Novorossijsk: Penzenskij gosudarstvennyj universitet, 2020. – S. 266-270.
15. Ocenka vzryvoopasnosti zernovoj pyli pri provedenii peregruzochnyh rabot metodami lazernogo zondirovaniya / I. A. Sarychev, E. V. Hekert, P. V. CHartij, V. G. SHemanin // Lazerno-informacionnye tekhnologii v medicine, biologii, geokologii i na transporte - 2020 : trudy XXVIII Mezhdunarodnoj konferencii, Novorossijsk, 07–12 sentyabrya 2020 goda. – Novorossijsk: Penzenskij gosudarstvennyj universitet, 2020. – S. 266-270.
16. Novorossijskaya bora i avarijnye situacii s sudami vo vremya ee dejstviya / L. B. Astreina, S. I. Kondrat'ev, N. A. SHtyrhunova, M. M. Murasin // Ekspluatatsiya morskogo transporta. – 2021. – № 3(100). – S. 60-67. – DOI 10.34046/aumsuomt100/7.

УДК: 534.611.

DOI: 10.34046/aumsuomt102/28

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ КРОМОЧНОГО ШУМА ВИНТОВ

М.Е. Бондаренко, PhD, руководитель группы (Великобритания)

И.П. Бойчук, кандидат технических наук

В статье представлено численное моделирование кромочного шума, вызываемого воздействием турбулентности пограничного слоя на лопатке винта с ее задней кромкой. Предсказание шума выполняется при помощи полуаналитической модели широкополосного шума, основанной на модели Амита. Спектр поверхностного давления вычисляется при помощи полуэмпирических моделей. Представленная модель хорошо отражает тенденцию кривой звукового давления на высоких и низких частотах, а также положение максимума давления. Модель чувствительна к выбору модели частотного спектра поверхностного давления.

Ключевые слова: спектр турбулентного давления, кромочный шум.

NUMERICAL SIMULATION OF THE ROTOR TRAILING EDGE NOISE

M. Bondarenko, I. Boychuk

The paper presents numerical simulation of trailing edge noise. This noise is due to the interaction of turbulence boundary layer on rotor blade with its trailing edge. Noise prediction is performed using a semi-analytical broadband noise model based on the Amiet model. Modeling of surface pressure caused by a turbulent boundary layer is performed using various semi-empirical models. The developed model well reflects the

trend of the general spectral characteristics at high and low frequencies. The simulation results depend on the choice of the surface pressure spectrum model.

Keywords: surface pressure spectrum, trailing edge noise.

Введение

Одним из источников широкополосного шума винтов является собственный шум [1], который в зарубежной литературе называют шумом задней кромки (trailing edge). Основным механизмом генерации шума является взаимодействие турбулентности пограничного слоя с задней кромкой лопасти [2]. Методы предсказания шумового излучения, вызванного взаимодействием турбулентности с задней кромкой, можно разделить на две основные группы: полуаналитические модели, которые часто предполагают, что лопасти представляют собой тонкие ненагруженные плоские пластины, и численные модели, которые способны задавать реальную геометрию аэродинамического профиля.

Для прогнозирования широкополосного шума задней кромки, излучаемого вращающимися лопастями, обычно используются два подхода. Первый основан на точном уравнении Фокса Уильямса и Хоукинга (FW-H) [3]. Вторым подходом состоит в аппроксимации кругового движения лопастей серией перемещений лопастей на бесконечно малом расстоянии (упрощенный альтернативный подход Амита [4]). Оба подхода дают приблизительно одинаковый результат, но метод Амита значительно экономит расчетное время в том случае, когда функция отклика аэродинамического профиля определяется на основании вычислительной гидродинамики [5].

В настоящей работе для моделирования шума задней кромки ротора с учетом влияния некомпактных источников рассматривается модель [6].

1 Модель широкополосного шума задней кромки

Для определения собственного шума рассмотрим винтовентилятор (открытый ротор). Такой подход применим, поскольку собственный

шум по определению не зависит от какого-либо взаимодействия между роторами. Поэтому окончательный результат может быть непосредственно применен к обоим роторам независимо. Но такой подход, кроме того, в дальнейшем дает возможность учета влияния равномерного потока, сходящего с лопаток переднего, на звуковое излучение собственного шума заднего ротора.

Для того, чтобы указать местоположение элемента акустического источника на лопасти заднего винта по отношению к наблюдателю в дальнем поле, вводятся две координатные системы: сферическая система координат (r_0, θ, ψ_0) , определяющая расположение центра диска заднего ротора относительно наблюдателя, и декартова система координат (x_2, y_2, z_2) , определяющая расположение элемента акустического точечного источника на лопасти по отношению к центру диска заднего ротора. На рис. 1 показано схематическое изображение открытого ротора, системы координат, расположение элемента точечного источника на лопатках заднего ротора.

Вектором элементарной силы dF задан элемент акустического точечного источника на лопасти.

Когда турбулентность в пограничном слое на лопасти взаимодействует с ее задней кромкой, каждая лопасть ротора испытывает случайный нестационарный перепад давления Δp (рис. 2), что приводит к излучению широкополосного шума. Предполагается, что турбулентность пограничного слоя является статистически стационарной, поскольку она проходит через заднюю кромку со скоростью Uc (гипотеза Тейлора).

Уровень звукового давления (SPL), вызванного взаимодействием турбулентности с задней кромкой лопасти, задается выражением [6]:

$$SPL = 10 \log_{10} \left(\frac{2 \times 2\pi \times S_{pp}(r_0, \theta, \omega)}{P_{ref}^2} \right),$$

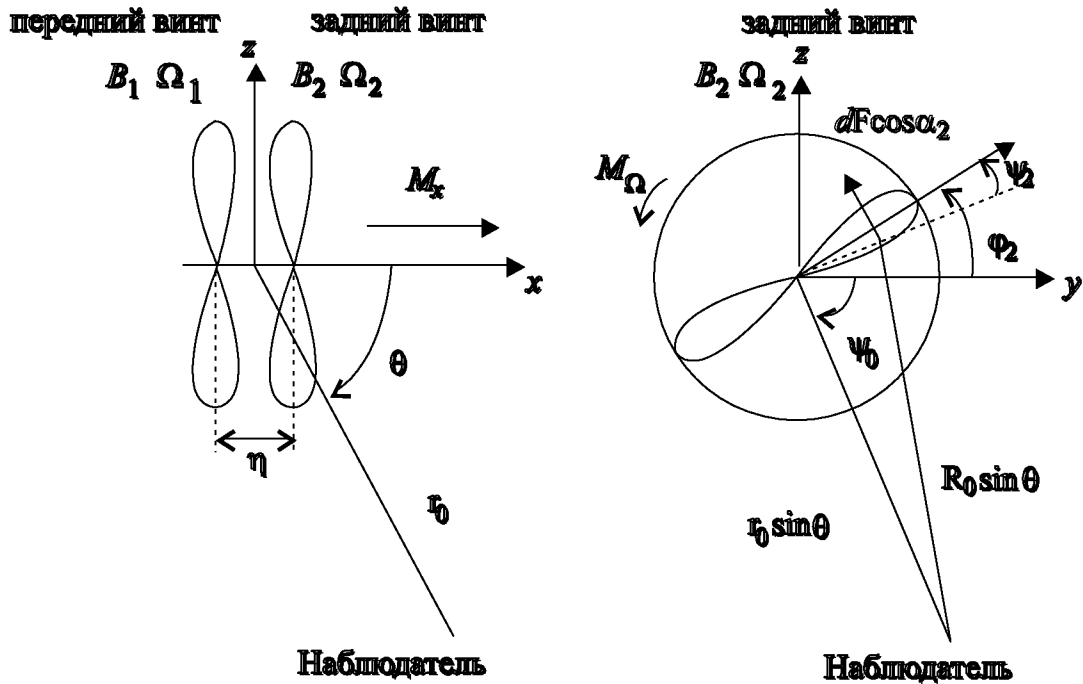
где

$$P_{ref} = 2 \times 10^{-5} \text{ (Па)}, \quad S_{pp}(r_0, \theta, \omega) = \frac{B}{2\pi} \left(\frac{k_0 b}{r_0} \right)^2 \Delta r \sum_{l=-\infty}^{\infty} D_l(\theta, \alpha, \omega) \left| L^{TE}(0, K_{X,l}, \kappa_l) \right|^2 S_{qq}(0, K_{X,l}) \quad (1)$$

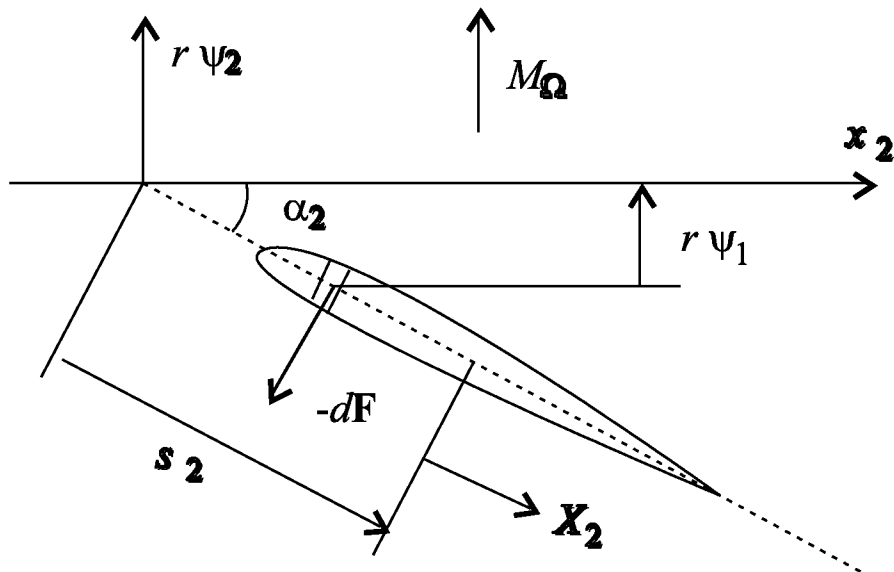
- спектральная плотность звукового давления, B - число лопастей винта, k_0 - акустическое волновое число, b - середина хорды лопатки, r_0 - расстояние между наблюдателем и центром диска ротора, Δr - ширина полосы, D - член, описывающий направленность акустического излучения, L^{TE} - аэроакустический интеграл связи вдоль хорды профиля.

$$S_{qq}(k_r, k_x) = \frac{1}{\pi} l_r(k_x U_C, k_r) \Phi_{pp}(k_x U_C) - \text{спектральная плотность поверхностного давления,}$$

l_r - масштаб продольной корреляции, Φ_{pp} - частотный спектр турбулентных пульсаций.



a)



б)

Рисунок 1 – Схема ротора: система координат а) и силовая нагрузка на профиле б) [6].

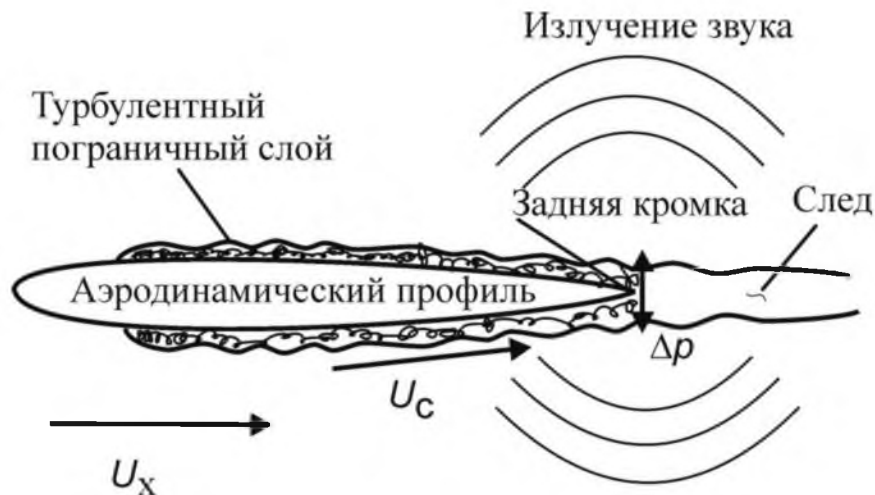


Рисунок 2 – Механизм образования широкополосного шума задней кромки лопасти [2]

1.1 Модели спектра турбулентного давления Φ_{pp}

Чтобы использовать модель шума, заданную уравнением (1), требуется точная оценка спектра поверхностного давления Φ_{pp} . Согласно [7], частотный спектр турбулентного давления на стенке можно разделить на четыре области (рисунок 3):

- диапазон низких частот при $\omega\delta/U_X \leq 5$;
- диапазон средних частот при $5 \leq \omega\delta/U_X \leq 100$;
- диапазон перекрытия при $100 \leq \omega\delta/U_X \leq 3U_X\delta/\nu$;
- диапазон высоких частот при $\omega\delta/U_X^2 \geq 3$.

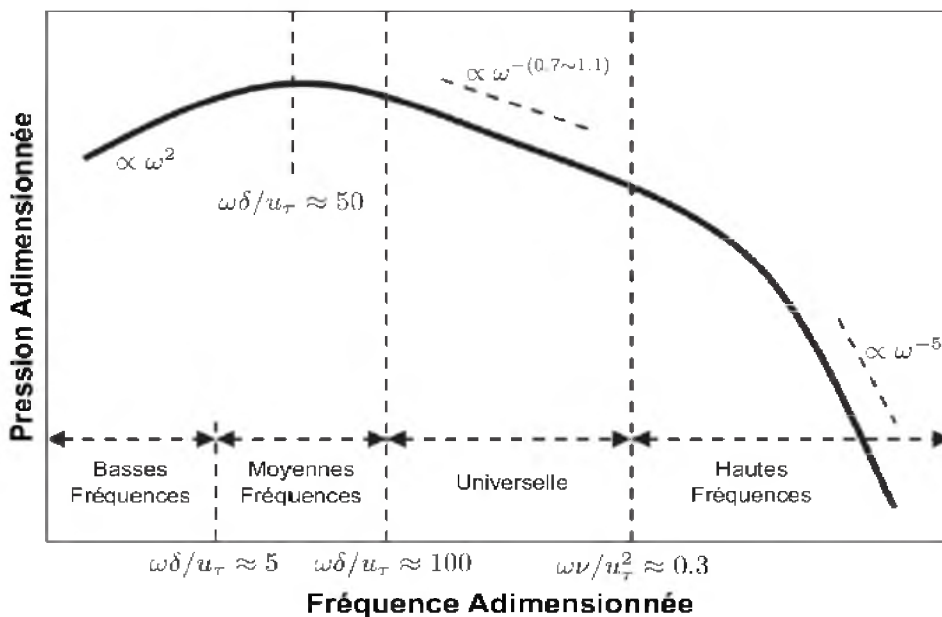


Рисунок 3 – Частотный спектр турбулентного давления на стенке [8]

В низкочастотном диапазоне Φ_{pp} аппроксимируется как квадрат круговой частоты (ω^2), в высокочастотном диапазоне - как ω^{-5} , и в диапазоне перекрытия - как ω^{-1} . В случае, когда отсутствуют значения Φ_{pp} , полученные в ре-

зультате измерений или точных расчетов при помощи численных методов, для прогнозирования шума задней кромки необходимы полуэмпирические модели Φ_{pp} . Поскольку Φ_{pp} чувствителен к изменениям градиента давления и не существует универсального масштабирования спектра поверхностного давления Φ_{pp} , задание

полуэмпирических моделей для Φ_{pp} , которые соответствуют любой форме профиля и условиям обтекания, довольно проблематично. Существуют полуэмпирические модели, основанные на измерениях поверхностного давления на ненагруженных пластинах [6, 8, 9] и на аэродинамических профилях [6].

Для исследования выбирались следующие модели:

- модели плоских пластин: Willmarth-Roos-Amiet, Chase-Howe, Goody, Смольякова;
- модели аэродинамического профиля: Kim-George, Розенберга, Glegg-Jochault.

Все представленные эмпирические модели в той или иной мере аппроксимируют спектр турбулентного давления в каждой частотной области. Каждая из этих областей характеризуется разными масштабами и разными наклонами в частотном спектре. Для измерения спектра давления и переменных, от которых он зависит, используют масштабы, определенные из параметров потока. Цель состоит в том, чтобы иметь возможность накладывать спектры давления, полученные при различных условиях. Такой метод масштабирования широко используется, особенно в эмпирических моделях спектра давления. Однако в случае турбулентного потока в пограничном слое использование этого метода является сложным, учитывая количество масштабов длины, скорости и давления, которые можно использовать для его характеристики [9]. Это означает, что не существует удовлетворительного универсального масштаба, позволяющего наложить различные доступные экспериментальные спектры давления. Фактически, все предложенные масштабы давления и времени действительны только для определенных диапазонов частот, в которых они позволяют накладывать спектры.

Рассмотренные выше эмпирические модели, кроме модели Розенберга, требуют очень мало параметров. Сравнение частотных спектров турбулентных пульсаций в случае безградиентного обтекания плоской пластины показали, что на средних частотах спектры достигают пика примерно на той же частоте и с очень близкими значениями почти для всех моделей, кроме модели Смольякова [9, 10]. Положение этих максимумов соответствует характерным зонам. Максимальное значение спектра Смольякова достигается

для более высокой частоты и оно выше, чем у других моделей. На высоких частотах только спектр Goody обладает всеми характеристиками, описанными в литературе. Полуэмпирическая модель Розенберга более детальна, чем другие представленные модели на основе подхода Коркоса. Эта модель предназначена для того, чтобы быть более устойчивой к изменениям конфигураций аэродинамического профиля. Тем не менее, для вычисления градиента давления, который входит в модель, мало сведений. Эта модель требует верификации на большом наборе экспериментальных данных. Модель же Glegg-Jochault строго применима только к аэродинамическим профилям NACA0012.

2 Результаты моделирования

Проводилось сравнение результатов моделирования с данными [6]. Предсказание шума задней кромки проводилось согласно формулы (1) для 10 продольных полос. На рисунке приведены результаты моделирования при частоте вращения ротора 3002 об/мин. В качестве модели частотного спектра поверхностного давления выбрана модель Чейза-Хоу. Сравнение с экспериментом показало, что модель предсказывает завышенный максимум уровня звукового давления 4 дБ. При этом положение этого максимума смещено в сторону низких частот. Модель хорошо отразила тенденцию кривой шума на низких и высоких частотах, при этом завысив уровень звукового давления до 6 дБ/

Заключение

Представленная модель позволяет производить предсказание шума задней кромки лопатки. Модель хорошо отражает тенденцию кривой звукового давления на высоких и низких частотах, а также положение максимума давления. Модель чувствительна к выбору модели частотного спектра поверхностного давления. Различие в теоретических и экспериментальных данных может достигать 6 дБ в зависимости от модели частотного спектра. Избежать этого можно в том случае, если определять функцию отклика аэродинамического профиля на основании вычислительной гидродинамики.

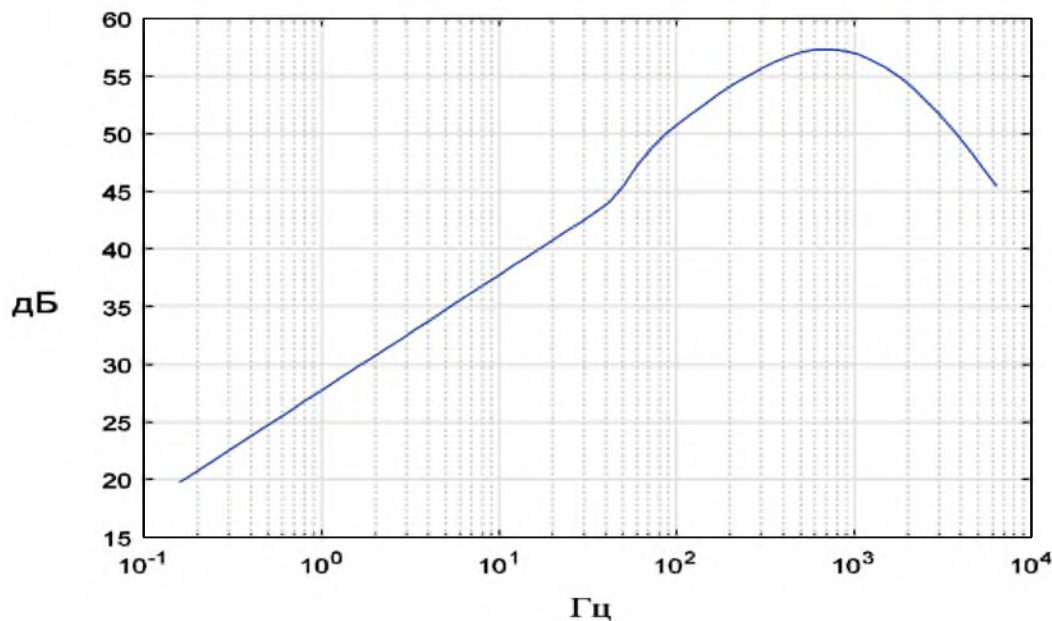


Рисунок 4 - Уровень звукового давления

Литература

1. Бойчук И.П., Гринек А.В., Бойчук А.И. Предсказание широкополосного шума открытого ротора при помощи аналитического моделирования // Морские интеллектуальные технологии. – 2020. – № 4(50). – Т. 4, — С. 86-91.
2. T.F. Brooks, D.S. Pope, and Marcolini M.A. Airfoil Self-Noise and Prediction// Technical Report 1218, NASA, 1989.
3. J.E. Ffowcs Williams and D.L. Hawkings Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion // Philosophical Transactions of the Royal Society of London A (Mathematical and Physical Sciences), 264(1151):321-342, 1969.
4. R.W. Paterson and R.K. Amiet Noise of a Model Helicopter Rotor Due to Ingestion of Turbulence. // Technical Report 3213, NASA, 1979.
5. Blandeau, V. P., Joseph, P.F. Broadband Noise Due to Rotor-Wake/Rotor Interaction in Contra-Rotating Open Rotors // AIAA Journal. 49, 5; 1057-1066, 2011.
6. Blandeau V.P. Aerodynamic Broadband Noise from Contra-Rotating Open Rotors. 183p, 2011.
7. Brooks T. F., Pope D. S., and Marcolini M. A. Airfoil Self-Noise and Prediction// Technical Report 1218, NASA, 1989.
8. Slama M. Thèse présentée pour obtenir le grade universitaire de docteur, 146p, 2017.
9. Смольяков А. В. Вычисление спектров псевдозвуковых флуктуаций пристеночных давлений в турбулентных пограничных слоях// Акустический журнал. – 2000. – Том 46. – № 3. – С. 401-407.
10. Ефимцов В. М. Характеристики поля пристеночных турбулентных пульсаций давления при больших числах Рейнольдса// Акустический журнал. – 1982. – Том 28. – № 4. – С. 491-497

References

- 1.Bojchuk I.P., Grinek A.V., Bojchuk A.I. Predskazanie shirokopolosnogo shuma otkrytogo rotora pri pomoshchi analiticheskogo modelirovaniya // Morskie intellektual'nye tekhnologii. – 2020. – № 4(50). – Т. 4, — S. 86-91.
- 2.T.F. Brooks, D.S. Pope, and Marcolini M.A. Air-foil Self-Noise and Prediction// Technical Report 1218, NASA, 1989.
- 3.J.E. Ffowcs Williams and D.L. Hawkings Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion // Philosophical Transactions of the Royal Society of London A (Mathematical and Physical Sciences), 264(1151):321-342, 1969.
- 4.R.W. Paterson and R.K. Amiet Noise of a Model Helicopter Rotor Due to Ingestion of Turbulence. // Technical Report 3213, NASA, 1979.
- 5.Blandeau, V. P., Joseph, P.F. Broadband Noise Due to Rotor-Wake/Rotor Interaction in Contra-Rotating Open Rotors // AIAA Journal. 49, 5; 1057-1066, 2011.
- 6.Blandeau V.P. Aerodynamic Broadband Noise from Contra-Rotating Open Rotors. 183p, 2011.
7. Brooks T. F., Pope D. S., and Marcolini M. A. Airfoil Self-Noise and Prediction// Technical Report 1218, NASA, 1989.
- 8.Slama M. Thèse présentée pour obtenir le grade universitaire de docteur, 146p, 2017.
- 9.Smol'yakov A. V. Vychislenie spektrov psevozvukovykh fluktuacij pristenochnykh davlenij v turbulentnykh pogranichnykh sloyah// Akusticheskij zhurnal. – 2000. – Tom 46. – № 3. – S. 401-407.
10. Efimcov V. M. Harakteristiki polya pristenochnykh turbulentnykh pul'sacij davleniya pri bol'shikh chislah Rejno'l'dsa// Akusticheskij zhurnal. – 1982. – Tom 28. – № 4. – S. 491-497