

УДК 534.121

## РОЛЬ СТРУКТУРНОГО ШУМА В ГЕРМОКАБИНЕ САМОЛЕТА ОТ ВИБРАЦИОННОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

© 2016 г. В. С. Бакланов

ПАО “Туполев”

105005 Москва, Набережная акад. Туполева 17

E-mail: baklanov@tupolev.ru

Поступила в редакцию 13.07.2015 г.

Эволюция авиационных двигателей нового поколения идет в направлении перехода от степени двухконтурности 4–6 к повышенной степени двухконтурности (8–12). Это приводит к существенному расширению вибрационного спектра двигателей со сдвигом в низкочастотный диапазон вследствие понижения частоты вращения ротора вентилятора, что в свою очередь требует новых решений для снижения структурного шума от вибрационного воздействия двигателя для обеспечения комфорта в кабине экипажа и салонах самолета.

*Ключевые слова:* двигатель, степень двухконтурности, вентилятор, вибрационный спектр, ударные волны, звукопоглощающая конструкция, структурный шум.

DOI: 10.7868/S0320791916040043

### ВВЕДЕНИЕ

Сорок лет назад на самолеты начали устанавливать турбовентиляторные двигатели увеличенной степени двухконтурности (4.0–6.0). С тех пор они определяют стратегическое развитие авиации – снижение шума на местности, обеспечивая выполнение норм ИКАО, повышение топливной эффективности и улучшение экологических характеристик по выбросам. Опыт эксплуатации этих двигателей показал, что произошло существенное перераспределение источников шума [1]. При значительном снижении шума струи двигатель остается основным источником шума, но теперь это шум вентилятора как в передней, так и задней полусферах.

Исследования, проводимые по Программе малозумного самолета (Quiet Technology Demonstrator 1) выявили наличие так называемого “пилообразного шума”, зафиксированного в переднем салоне самолета-демонстратора B.777-200 ER с двигателем Trent 800, степень двухконтурности 6.0 [2]. Результаты исследования генерирования пилообразного шума публиковались несколькими авторами начиная с 70-х годов, с момента введения в эксплуатацию на самолетах двигателей большой степени двухконтурности [3–5].

Если принимать вентилятор идеальным, включающим абсолютно идентичные лопатки в однорядном поле, то частотный спектр регулярных пилообразных волн будет состоять только из энергии на гармониках частот следования лопаток. На практике (в пределах производственных

допусков) лопатки имеют небольшие изменения в профиле, межлопаточном расстоянии и угле установки [6]. Установлено [7], что изменения в мощности ударных волн в основном связаны с изменениями в угле установки лопаток, и возникающие нерегулярные образования повторяются один раз за поворот вала вентилятора. В результате частотный спектр нерегулярных пилообразных компонентов состоит из длинного ряда гармоник, отстоящих друг от друга на частоту вращения вала вентилятора.

Вращающаяся система ударных волн к срезу воздухозаборника превращается в сильно нерегулярное образование, где большая часть энергии сосредоточена на гармониках вращения вала вентилятора, частоты которых оказываются как ниже, так и выше частоты следования лопаток [8]. Поэтому шум, излучаемый из воздухозаборников двигателей увеличенной степени двухконтурности в дальнее поле и по направлению к стенке фюзеляжа, состоит из многократных тонов частот, кратных частоте вращения вала вентилятора, что отмечается и в спектре шума переднего пассажирского салона самолета-демонстратора QTD1 [2].

С развитием двигателей большой тяги (30–40 тс) диаметром 280–300 см и с относительно короткими воздухозаборниками пилообразный шум стал чрезвычайно важной проблемой для большей части пассажирского салона [9]. Мероприятия, проводимые по уменьшению шума на самолетах-демонстраторах QTD1 и QTD2 [10, 11], были связаны с борьбой в источнике (широкохордные лопатки, шевроны) и на путях распространения

(увеличение площади звукопоглощающих панелей на входе воздухозаборника двигателей и повышение их эффективности). Это вызывало снижение внешнего акустического воздействия на обшивку фюзеляжа как в передней части, так и в хвостовой части гермокабины (применением шевронов), что привело к определенным успехам в уменьшении и внутреннего шума в гермокабине.

Однако, кроме облучения борта самолета, воздействие ударных волн на колесо вентилятора генерирует широкий спектр вибраций вентилятора, которые через опоры вала вентилятора передаются на корпус двигателя и через опорные связи (узлы крепления двигателей) распространяются по конструкции в виде структурного шума. Пилообразный шум — это одна сторона (высокочастотная часть) ожидаемого спектра шума в гермокабине самолетов нового поколения с двигателями большой двухконтурности. Другой стороной спектра является низкочастотная часть, 0–300 Гц, куда входят роторные частоты валов двигателей, в том числе вала вентилятора, и низкочастотные составляющие газоздушного тракта. В то же время, вне рассмотрения остается структурный шум, обусловленный вибрационным воздействием двигателей, который передается через опорные связи (узлы крепления) на конструкцию планера и переизлучается в кабину.

#### СПЕКТР ВИБРАЦИОННОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

Ближайшие 10–15 лет мы будем иметь дело с самолетами, оснащенными турбовентиляторными двигателями с повышенной степенью двухконтурности (8.5–12): ПД-14, семейством двигателей Leap, GE9X, TRENT 1000, TRENT XWB и семейством двигателей типа PW1000G. Применение двигателей с повышенной степенью двухконтурности обеспечит существенное снижение расхода топлива (на 12–16%). Самолеты, оснащенные такими двигателями, могут успешно выполнить будущие шумовые стандарты 2017 года.

Повышенная степень двухконтурности двигателя приводит не только к значительному увеличению акустической мощности вентилятора, но и к изменению спектра вибрационного воздействия этих двигателей. Одна из необходимых мер борьбы с ударными волнами — снижение окружной скорости вентилятора, что приводит к снижению частоты вращения вала вентилятора и требует для сохранения эффективности тихоходной турбины низкого давления путем увеличения числа ступеней и количества лопаток.

По такому традиционному пути пошли ряд фирм (SNECMA и GE), разрабатывающие новый двигатель LEAP-X со степенью двухконтурности 8–10. Этот двигатель обеспечивает существенное снижение шума и повышение топливной эффективности в сравнении с двигателем CFM-56 (установленным на самолетах В.737 и А.320) для

его замены в 2016–2017 гг. Серьезное техническое соревнование развернулось между фирмами за оснащение узкофюзеляжных самолетов нового поколения на замену В.737 и А.320, занимающих 80% парка магистральных самолетов. И здесь выявились ограничения развития двигателей — не столь высокая топливная эффективность (не оптимальный режим работы турбины низкого давления), большой вес (многоступенчатая, до 6–7 ступеней, турбина низкого давления).

Чтобы сохранить скорость вращения турбины низкого давления и сократить число ступеней, необходимо развязать валы вентилятора и турбины установкой редуктора, что обеспечивает оптимальные скорости — низкую для вала вентилятора и высокую для турбины. Фирма PW представила такой редукторный двигатель PW1000G, на основе которого разработано целое семейство двигателей для самолетов нового поколения A320NEO, MC-21, Bombardier CSeries и Mitsubishi MRJ.

Вибрационный спектр турбовентиляторных двигателей существенно расширяется со сдвигом в низкочастотный диапазон вследствие пониженной частоты вращения ротора вентилятора (особенно в случае применения редуктора). Некоторые гармоники газоздушного тракта (например, вращающегося вихря), обусловленные частотой вращения вала вентилятора, уже оказываются в области инфразвука (рис. 1) [12].

Первая лопастная гармоника шума вентилятора снижается в 1.5–2 раза (до 500 Гц для редукторного двигателя) [13] не только из-за снижения частоты вращения вала вентилятора, но и уменьшения числа лопаток вентилятора. Эти составляющие и будут определять спектр динамического воздействия двигателей, передаваемый через узлы крепления на конструкцию планера. Уровень этих составляющих в большой степени определяется условиями на входе вентилятора вследствие возможности генерирования аэродинамического дисбаланса длинными лопатками вентилятора.

Для планера современного самолета характерно наличие нескольких десятков собственных форм колебаний в низкочастотной части спектра (рис. 1, таблица). Взаимодействие некоторых из них с возмущающим воздействием силовой установки может привести к генерированию в кабинах самолетов дискретных низкочастотных составляющих шума высокого уровня [12]. Для обеспечения комфортных условий работы экипажа и безопасности полета при выборе силовой установки для самолетов нового поколения, наряду с решением проблем снижения шума на местности, необходимо включать разработку высокоэффективной системы виброзащиты экипажа и пассажиров [14].

При выборе виброзащиты гермокабины самолета на первое место выходят средства снижения виброактивности двигателей и передачи вибра-



Рис. 1. Изменение частотных характеристик в процессе эволюции двигателей.

ций по конструкции, где наиболее эффективным представляется встраивание блоков виброизоляции в узлы крепления двигателей. Но какие бы средства виброзащиты (активные или пассивные) ни применялись, для обоснованного выбора параметров блоков виброизоляции необходима расчетная модель, учитывающая реальные динамические характеристики конструкций как двигателя, так и планера в местах опорных связей.

### ОЦЕНКА ОЖИДАЕМОГО СТРУКТУРНОГО ШУМА

Сегодня для прогноза акустических характеристик кабины проводят совместное рассмотрение нескольких аналитических моделей. Если расчетные модели планера, пилона и кабины достигают учета несколько тысяч степеней свободы, то двигатель, как правило, принимают за абсолютно твердое тело (с учетом его массы и инерционных моментов). Это является результатом многолетней традиции успешного расчета флаттера, где модель двигателя как твердого тела (в низком диапазоне частот, до 15 Гц) и сегодня справедлива.

В ОКБ А.Н. Туполева разработка силовой установки каждого нового поколения самолетов сопровождалась комплексными исследованиями по решению виброакустических проблем. В ходе проведенных исследований была разработана модель многосвязной колебательной системы двигатель—крепление—планер, учитывающая реальные динамические свойства современных кон-

струкций (динамические податливости корпусов двигателей и конструкции планера в местах опорных связей) [15]. Также были экспериментально определены динамические характеристики, такие как динамическая податливость, корпусов ряда двухконтурных турбовентиляторных двигателей (НК-8-2У, НК-144, Д30-КУ, PC-90А), существенно различающихся степенью двухконтурности (от 0.5–1.1 до 2.5–5.0), а также планеров ряда магистральных самолетов — ТУ-154, ТУ-154М, ТУ-204 [15].

Таблица

Форма колебаний планера	Частота, Гц
Кручение стабилизатора	32.5
Горизонтальный изгиб крыла III	29
Кручение крыла III	22.9
Кручение крыла II	16.6
Горизонтальный изгиб крыла II	15.5
Вертикальный изгиб фюзеляжа III	13.4
Кручение крыла I	11.7
Изгиб крыла III	11.4
Вертикальный изгиб фюзеляжа	8.6
Изгиб крыла II	6.45
Горизонтальный изгиб крыла I	5.3
Изгиб фюзеляжа I	3.05
Изгиб крыла I	1.9

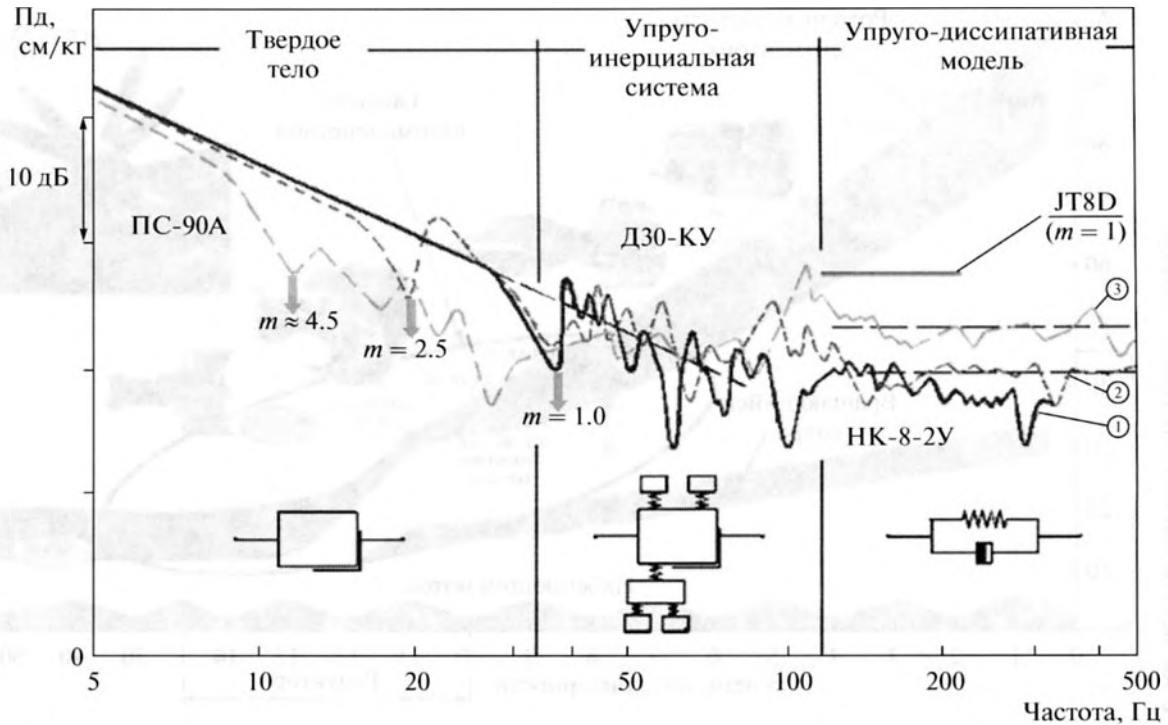


Рис. 2. Динамическая податливость корпуса двигателя для переднего пояса крепления (для двигателей разной степени двухконтурности  $m$ ).

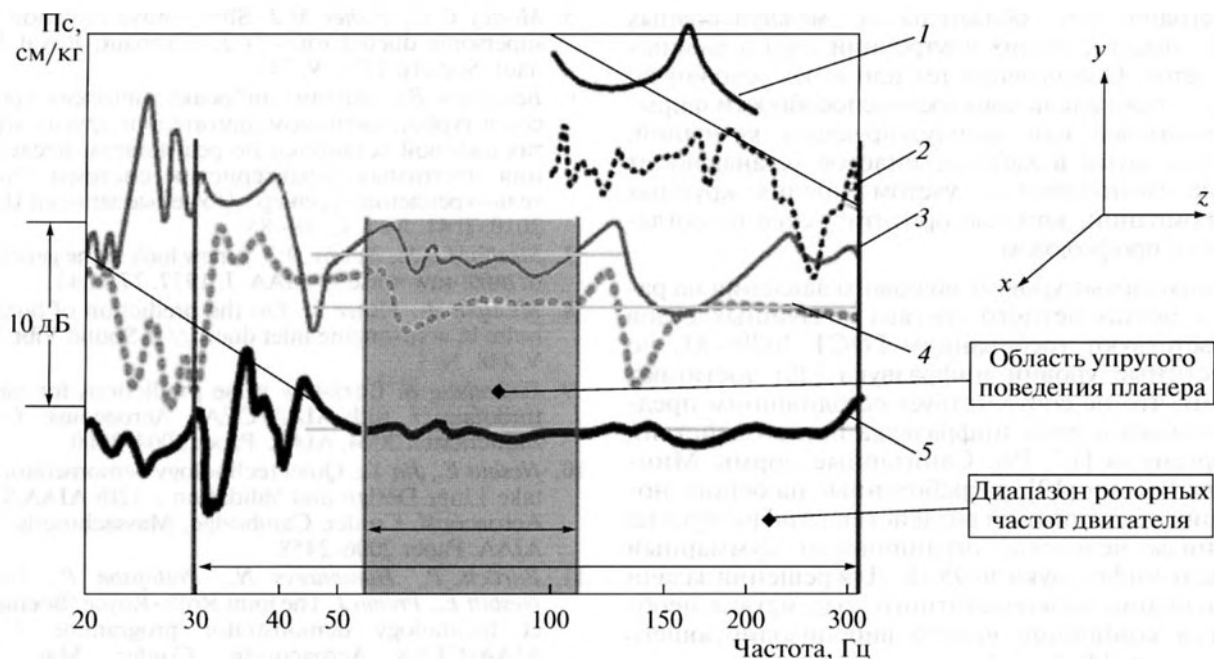
Обобщение проведенных исследований показало, что в широком диапазоне частот вращения роторов двигателей динамическое поведение корпуса двигателя отвечает модели упруго-инерционной системы или упруго-диссипативного элемента с существенным отличием от идеализированной модели авиационного газотурбинного двигателя (ГТД) как твердого тела (рис. 2) [16]. Динамическое поведение корпусов современных авиационных ГТД отвечает модели твердого тела до 20–40 Гц, в зависимости от степени двухконтурности. При увеличении степени двухконтурности до 8–12 следует ожидать, что верхняя граница динамического поведения двигателя как твердого тела не будет превышать 10 Гц.

Динамическое поведение планера (в местах установки кронштейнов крепления двигателей) в основном зависит от частотного диапазона. Принятое во многих расчетных моделях упругое поведение планера характерно для довольно узкого диапазона частот, 30–100 Гц, не охватывающего диапазона роторных частот двух- трехвалльных двигателей (рис. 3). На основе полученных динамических характеристик корпусов двигателей и конструкции планера сделаны расчеты ожидаемого шума от вибрационного воздействия двигателя [14].

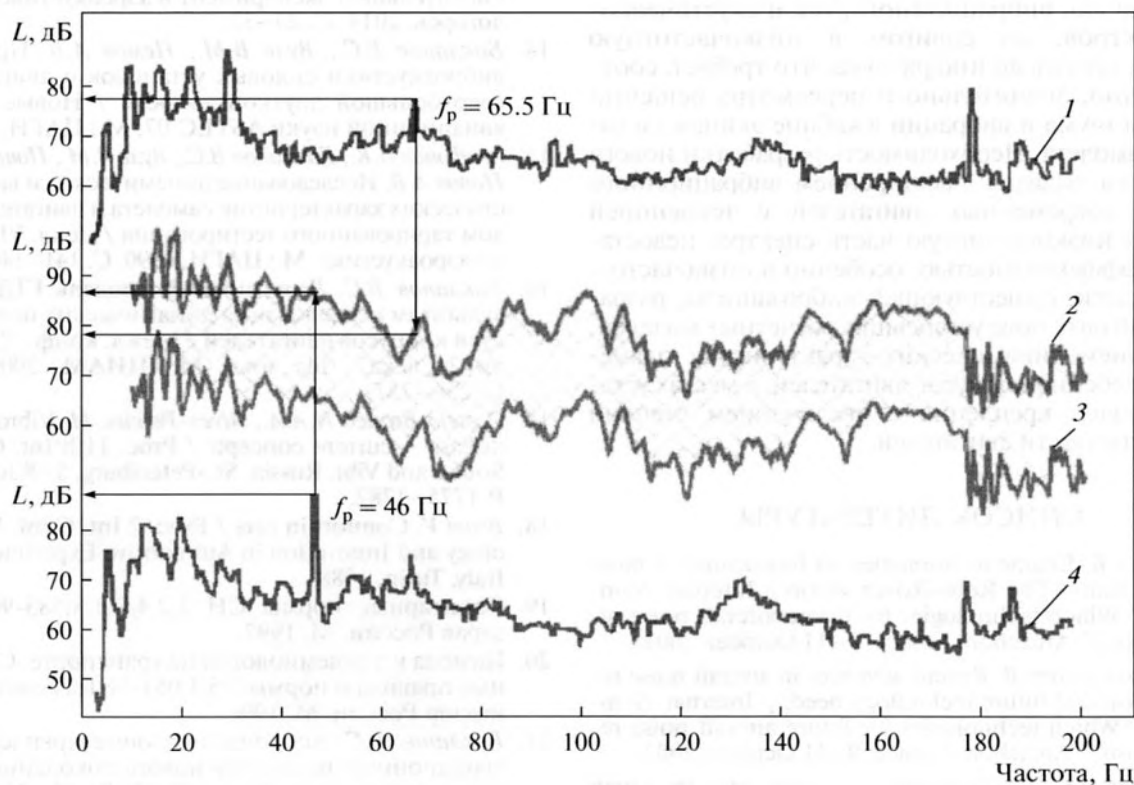
Сравнение ожидаемого шума и экспериментальных данных (рис. 4) показывает не только хорошую сходимость уровня роторной гармоники вентилятора  $f_p$  на разных режимах работы двига-

теля (кривые 1, 4), но и указывает на возможность генерирования низкочастотных составляющих высокого уровня (кривая 2) при эксплуатационном уровне вибрации двигателя. Расчеты показывают, что уровень низкочастотных составляющих при эксплуатационном уровне вибраций двигателей большой степени двухконтурности  $V_E = 10$  мм/с (кривая) может достигать 100 дБ. Это подтверждено исследованиями на самолете-демонстраторе QTD2 (B.777 с двигателями GE90-115B, степень двухконтурности которых равна 8.7), где низкочастотные составляющие возвышаются в общем спектре на 30–40 дБ [10].

Новейшие исследования показывают, что низкочастотный шум в октавной полосе 31 Гц, и особенно в инфразвуковом диапазоне с октавными полосами 8 и 16 Гц, является вредным фактором, влияющим на здоровье и работоспособность человека [17]. Это связано с тем, что частоты многих внутренних органов человека лежат в инфразвуковом диапазоне [18]. Низкочастотные акустические колебания инфразвукового диапазона по характеру своего действия сходны с воздействием вибрации, т.к. оказывают непосредственное воздействие на головной мозг. В связи с этим допустимые уровни инфразвука на рабочих местах операторов, например, экипажа самолета, выполняющих работы различной степени интеллектуально-эмоциональной напряженности, должны существенно ужесточиться в соответствии с санитарными нормами [19].



**Рис. 3.** Динамическая податливость планера в местах крепления двигателя: 1 – кронштейн DC-9; 2 – кронштейн Ту-154М; 3 – податливость планера в Z-направлении; 4 – податливость планера в Y-направлении; 5 – податливость планера в X-направлении.



**Рис. 4.** Сравнение экспериментального и прогнозируемого (расчетного) структурного шума в кабине самолета: 1, 4 – экспериментальные данные,  $V_E = 10$  мм/с; 2, 3 – расчетные данные для уровня вибрации  $V_E = 10$  мм/с и  $V_E = 1$  мм/с соответственно.

Сегодня нет обязательных международных норм, лимитирующих внутренний шум в кабинах самолетов. Обеспечение тех или иных условий по шуму – показатель конкурентоспособности фирм-изготовителей или эксплуатирующих компаний. Уровень шума в кабинах пилотов устанавливает фирма-изготовитель с учетом мнения крупных авиакомпаний, которые ориентируются на соглашения с профсоюзом.

Допустимые уровни звукового давления на рабочих местах летного состава воздушных судов соответствуют требованиям ГОСТ 20296-81, но допустимые уровни инфразвука [20] достигают 110 дБ, что не соответствует современным представлениям о роли инфразвука при воздействии на организм [17, 19]. Санитарные нормы Минздрава России [19], разработанные на основе новейших исследований воздействия инфразвука на организм человека, ограничивают суммарный уровень инфразвука до 95 дБ. Для решения задачи уменьшения низкочастотного воздействия необходима концепция нового виброизолирующего крепления [14, 21, 22].

## ВЫВОДЫ

Дальнейшее развитие двигателестроения подтверждает отмеченную при рассмотрении известных двигателей тенденцию существенного расширения как вибрационного, так и акустического спектров, со сдвигом в низкочастотную область, вплоть до инфразвука, что требует, соответственно, значительного пересмотра решений проблем шума и вибрации в кабине экипажа и салона самолета. Необходимость разработки нового крепления вызвана: расширением вибрационного спектра современных двигателей с тенденцией сдвига в низкочастотную часть спектра; недостаточной эффективностью, особенно в низкочастотной области, существующей виброзащиты, разработанной на основе устаревших расчетных моделей; изменением динамических характеристик планеров, и особенно корпусов двигателей, в местах установки узлов крепления с увеличением степени двухконтурности двигателей.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Parker R.* Engine technologies for future aircraft noise reduction—The Rolls-Royce vision / Internat. Sympos. “Which technologies for future aircraft noise reduction?” Arcachon. France. 9–11 October. 2002.
2. *Shivashankara B.* Recent advances in aircraft noise reduction and future technology needs / Internat. Sympos. “Which technologies for future aircraft noise reduction?” Arcachon. France. 9–11 October. 2002.
3. *Philpot M.G.* The buzz-saw noise generated by a high duty transonic compressor // ASME. 1970. Paper № 70-GT-54.
4. *Pickett G.F.* Prediction of the spectral content of combination tone noise // J. Aircraft. 1972. V. 9.
5. *Morfeý C.L., Fisher M.J.* Shock-wave radiation from supersonic ducted rotor // J. Aeronaut. Royal Aeronaut. Society. 1970. V. 74.
6. *Бакланов В.С.* Анализ виброакустических процессов в турбореактивном двигателе и других агрегатах силовой установки по результатам исследования частотных характеристик системы “двигатель–крепление–планер” // Ученые записки ЦАГИ. 2010. Т. 41. № 1. С. 78–85.
7. *Stratford B.S., Newby D.R.* A new look at the generation of buzz-saw noise // AIAA. J. 1977. 77–1343.
8. *McAlpin A., Fisher M.* On the prediction of buzz-saw noise in aero-engine inlet ducts // J. Sound Vibr. 2001. V. 248. № 1.
9. *Uellenberg S.* Buzz-saw noise predictions for modern turbofans / 10th AIAA/CEAS Aeroacoust. Confer. Manchester. 2004. AIAA. Paper 2004–3000.
10. *Nesbitt E., Jia Yu.* Quiet technology demonstrator 2 Intake Liner Design and Validation / 12th AIAA/CEAS Aeroacoust. Confer. Cambridge, Massachusetts. 2006. AIAA. Paper 2006–2458.
11. *Bartlett P., Humphreys N., Phillipson P., Lan J., Nesbitt E., Premo J.* The joint Rolls-Royce/Boeing quiet technology demonstrator programme / 10th AIAA/CEAS Aeroacoustic Confer. May. 2004. Manchester.
12. *Baklanov V.* Interaction of power plant with airframe of new generation aircraft // 4th European Confer. Air-space Sciences (EUCASS). St-Petersburg. 2011.
13. *Бакланов В.С., Коновалов И.С.* Эволюция самолетов нового поколения – с какими спектрами будет иметь дело аэроакустика? / 5-я Всерос. конф. “Вычислительный эксперимент в аэроакустике”. Светлогорск. 2014. С. 29–32.
14. *Бакланов В.С., Вуль В.М., Пемов А.В.* Проблемы виброакустики силовых установок с двигателями сверхбольшой двухконтурности / Новые рубежи авиационной науки ASTEC’07. М.: ЦАГИ, 2007.
15. *Агафонов В.К., Бакланов В.С., Вуль В.М., Попков В.И., Попов А.В.* Исследование динамических и виброакустических характеристик самолета и двигателя методом тарированного тестирования / Докл. VIII конф. по аэроакустике. М.: ЦАГИ, 1990. С. 141–144.
16. *Бакланов В.С.* Динамическая модель ГТД по результатам исследования динамических податливостей корпусов двигателей / Межд. конф. “Двигатели 21 века”. Тез докл. М.: ЦИАМ, 2000. Ч. 1. С. 256–257.
17. *Castelo Branco N.A.A., Alves-Pereira M.* Vibroacoustic disease – current concepts / Proc. 11th Int. Congress Sound and Vibr. Russia. St.-Petersburg. 5–8 July. 2004. P. 1775–1782.
18. *Bruel V.* Comfort in cars / Proc. 2 Int. Conf. Methodology and Innovation in Automotive Experimentation. Italy, Turin, 1988.
19. Санитарные нормы СН 2.2.4/2.1.8.583-96 Минздрав России. М. 1997.
20. Гигиена и эпидемиология на транспорте. Санитарные правила и нормы 2.5.1.051-96 Госкомсанэпиднадзор России. М. 1996.
21. *Бакланов В.С.* Виброизолирующее крепление для авиационных двигателей нового поколения // Техника воздушного флота. 2012. Т. 86. № 2(707). С. 49–60.
22. *Baklanov V.* New generation engines mount must become green / Int. Conf. Greener Aviation: Clean Sky breakthroughs. Belgium. Brussels. 2014.