

## ОПТИМИЗАЦИЯ НЕЗАКАПОТИРОВАННЫХ ЛОПАТОК ВИНТОВЕНТИЛЯТОРА НА ОСНОВЕ 3D-ОБРАТНОЙ ЗАДАЧИ С ЦЕЛЬЮ УМЕНЬШЕНИЯ ЕГО ТОНАЛЬНОГО ШУМА

© 2018

- В. И. Милешин** кандидат физико-математических наук, начальник отделения;  
Центральный институт авиационного моторостроения  
имени П.И. Баранова (ЦИАМ), г. Москва;  
[mileshin@ciam.ru](mailto:mileshin@ciam.ru)
- А. А. Россихин** кандидат физико-математических наук, начальник сектора;  
Центральный институт авиационного моторостроения  
имени П.И. Баранова (ЦИАМ), г. Москва;  
[rossikhin@ciam.ru](mailto:rossikhin@ciam.ru)
- С. В. Панков** начальник отдела;  
Центральный институт авиационного моторостроения  
имени П.И. Баранова (ЦИАМ), г. Москва;  
[pankov@ciam.ru](mailto:pankov@ciam.ru)
- С. К. Щипин** кандидат технических наук, заместитель главного конструктора;  
АО «Российская самолётостроительная корпорация «МиГ», г. Москва;  
[sershchipin@mail.ru](mailto:sershchipin@mail.ru)

Представлены результаты газодинамической и аэроакустической оптимизации формы лопадки незакапотированного биротативного винтовентилятора с использованием 3D-обратной задачи. На основе нестационарных 3D уравнений Навье-Стокса выявлено, что одним из основных источников тонального шума является взаимодействие концевых вихрей первого ротора со вторым и потенциальное взаимодействие роторов. С использованием метода 3D-обратной задачи аэродинамическая нагрузка была перераспределена по высоте лопаток первого и второго роторов таким образом, чтобы уменьшить интенсивность концевых вихрей и потенциальное взаимодействие роторов при возможном увеличении тяги винтовентилятора. Для проверки акустических характеристик модифицированного винтовентилятора проведено моделирование тонального шума исходного и модифицированного винтовентиляторов с использованием аэроакустического программного комплекса ЦИАМ 3DAS. Получено ближнее акустическое поле и диаграммы направленности в дальнем поле. Тональный шум вентилятора был снижен на 4 дБ для режимов взлёта и посадки без потерь тяги и коэффициента полезного действия.

*Открытый биротативный винтовентилятор; тональный шум; диаграмма направленности; 3D-обратная задача; 3D уравнения Навье-Стокса; аэродинамические характеристики винтовентилятора.*

---

**Цитирование:** Милешин В.И., Россихин А.А., Панков С.В., Щипин С.К. Оптимизация незакапотированных лопаток винтовентилятора на основе 3D-обратной задачи с целью уменьшения его тонального шума // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 1. С. 87-99.  
DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-87-99

### Введение

Принципиальным моментом при разработке и оптимизации биротативных винтовентиляторов является обеспечение требуемого уровня акустической эмиссии при сохранении высоких аэродинамических характеристик [1]. Для этого необходимо иметь ряд инструментов для расчёта и оптимизации аэродинамических и акустических характеристик винтовентиляторов.

В ЦИАМ была разработана и верифицирована математическая модель биротативного вентилятора [2], которая позволяла рассчитывать с высокой степенью точности аэродинамические и акустические характеристики открытых биротативных винтовентиляторов.

Ключевым моментом этой модели является определение уровня акустической эмиссии в источнике. Предварительные расчёты 3D-вязкого потока с учётом нестационарного взаимодействия венцов исходного варианта винтовентилятора показали, что основными источниками тонального шума является потенциальное газодинамическое взаимодействие роторов, а также взаимодействие концевых вихрей от лопаток первого ротора со вторым ротором. За лопатками второго ротора концевые вихри от лопаток обоих венцов могут взаимодействовать друг с другом. Следовое взаимодействие мало из-за больших диаметров винта и им можно пренебречь. Таким образом, для расчёта ротор-ротор взаимодействия было принято решение ограничиться нелинейными невязкими уравнениями для возмущений.

Наличие подобной математической модели, а также понимание механизмов генерации тонального шума позволяет приступить к оптимизации биротативного винтовентилятора с целью снижения тонального шума в источнике.

### Описание метода

На рис. 1 приведена общая схема исследования и оптимизации биротативного винтовентилятора и названия солверов ЦИАМ, которые решают соответствующие задачи.

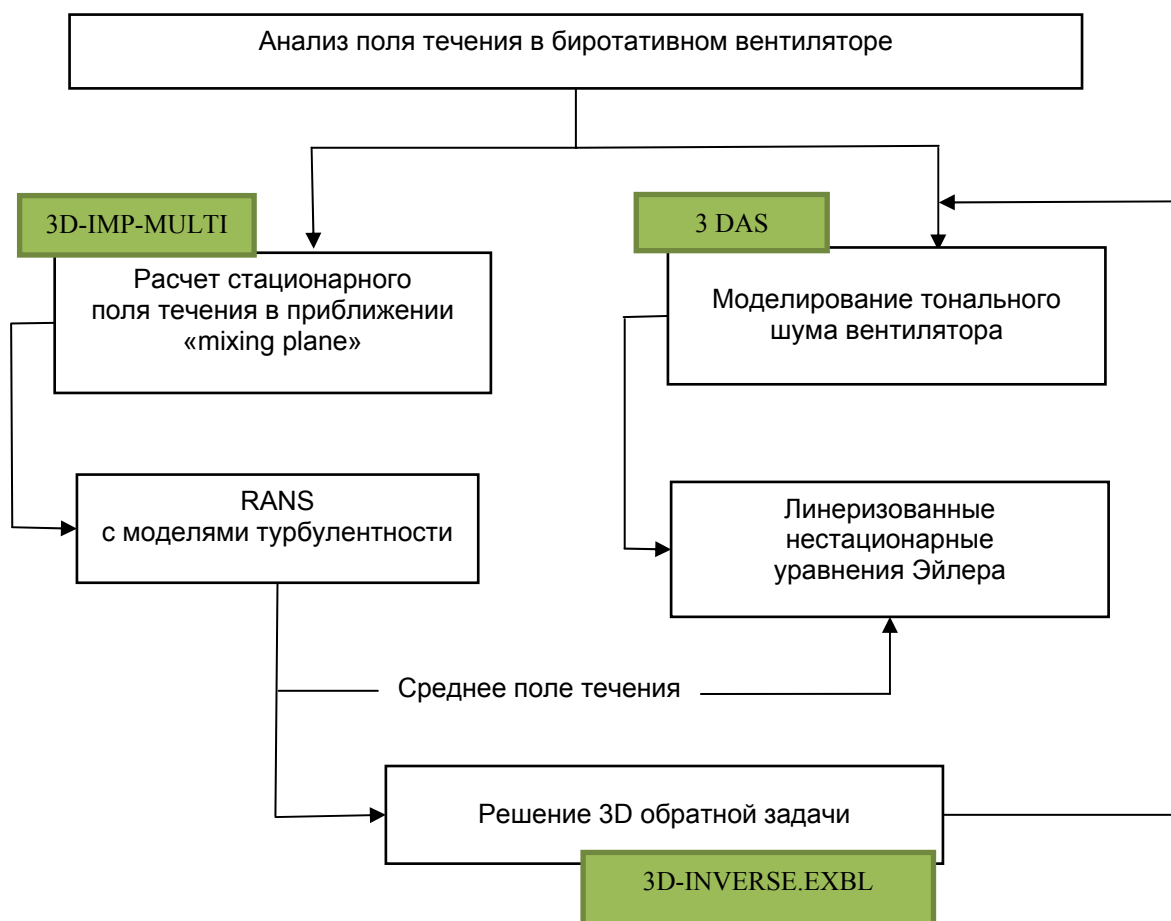


Рис. 1. Общая схема исследования и оптимизации биротативного винтовентилятора

Сначала при помощи программного комплекса ЦИАМ «3D-IMP-MULTI» для расчёта 3D вязких трёхмерных течений сжимаемого газа (в рамках уравнений Навье-Стокса в приближении «Mixing plane») проводится расчёт стационарного вязкого поля течения в винтовентиляторе [3]. Метод адаптирован для учёта системы регулирования, кинематических и других особенностей биротативных винтовентиляторов. Для решения уравнений Навье-Стокса используется неявная схема, порядок точности которой по пространственным координатам выше второго, а также алгебраическая модель турбулентности Болдуина-Ломакса с пристеночными функциями.

На основе результатов этого расчёта проводится анализ аэродинамических характеристик биротативных винтовентиляторов. В этом приближении предварительно выполнены расчёты основных эксплуатационных режимов – «Взлёт» ( $H_n = 0$ ,  $M_n = 0$ ,  $U_{e,np} = 229,7$  м/с); «Отрыв, набор» (МСА,  $H_n = 1$  км,  $M_n = 0,35$ ,  $U_{e,np} = 235,4$  м/с); «Крейсер» (МСА,  $H_n = 11$  км,  $M_n = 0,75$ ,  $U_{e,np} = 207,5$  м/с). Затем расчёт повторяется на более подробной сетке для того, чтобы получить среднее стационарное поле течения для расчёта акустических источников ротор-ротор взаимодействия.

Расчёт акустических источников ротор-ротор взаимодействия в ближнем поле проводится при помощи нелинейных невязких уравнений для возмущений программным комплексом ЦИАМ 3DAS [2]. Программный комплекс 3DAS для пространственной аппроксимации и аппроксимации по времени использует схемы вычислительной акустики (CAA). Дискретизация по пространству построена на основе метода конечных объёмов с использованием обобщённой на метод конечных объёмов DRP (Dispersion Relation Preserving Scheme) схемы [4]. Для дискретизации уравнений по времени использована оптимизированная 4-шаговая схема Рунге-Кутты (LDDRK – Low Dissipation and Dispersion Runge-Kutta Schemes) второго порядка [5]. Для расчёта акустических характеристик в дальнем поле используется подход Ffowcs Williams и Hawkings [6], который интегрирован в тот же комплекс программ.

Акустический расчёт позволяет выявить основные источники шума. Затем проводится их анализ и выработка рекомендаций на изменение конфигурации серийного винтовентилятора с целью их устранения или минимизации до нужных величин.

Изменение конфигурации производится таким образом, чтобы сохранить аэродинамические и режимные характеристики вентилятора (тягу, обороты и др.). Это делается с помощью изменения стреловидности профилей лопастей.

Изменение стреловидности производится с помощью утилит профилирования лопаток, а изменение формы профилей – с помощью решения обратной задачи с условием сохранения заданной тяги.

Для решения обратной задачи используется программный комплекс ЦИАМ 3D-INVERSE.EXBL [7-9].

### Оптимизация винтовентилятора

В соответствии с вышеописанной методикой были проведены аэродинамические и акустические расчёты исходного варианта вентилятора (рис. 2, вариант V0) и модифицированного варианта (рис. 3, вариант V1).

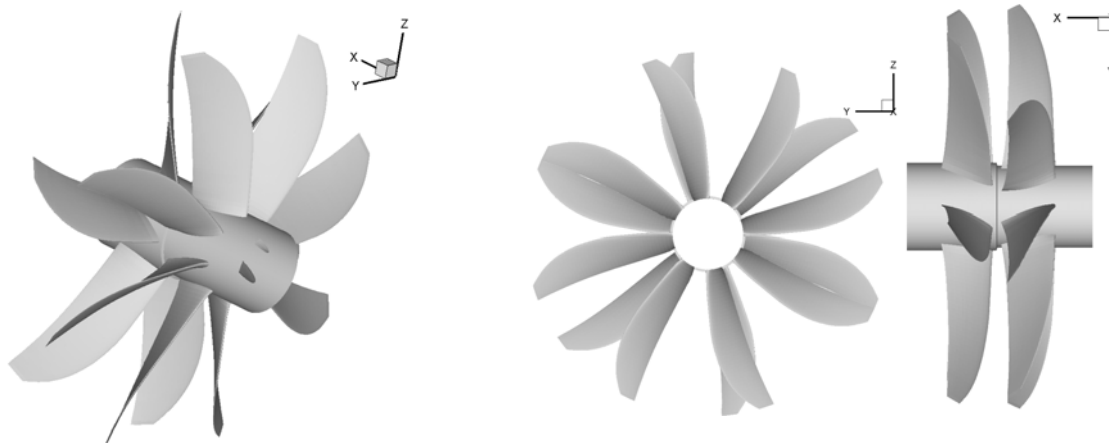


Рис. 2. Исходный вариант винтовентилятора V0

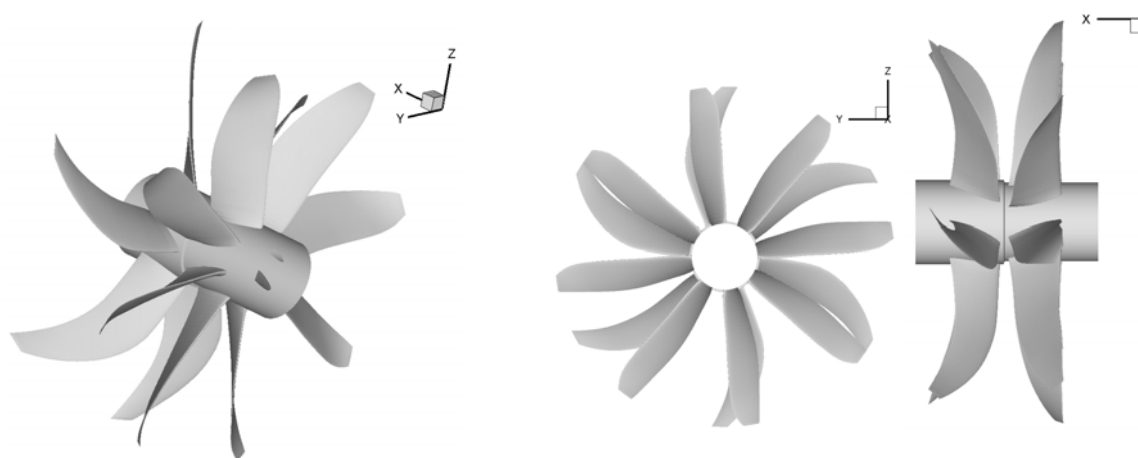


Рис. 3. Модифицированный вариант винтовентилятора V1

Оптимизация проводилась для режима «Взлёт» ( $H = 0, M = 0$ ).

Расчётная область и расчётная сетка для расчёта стационарного вязкого поля течения в винтовентиляторе показана на рис. 4. Сетка содержит  $100 \times 64 \times 40$  ячеек между двумя соседними лопастями.

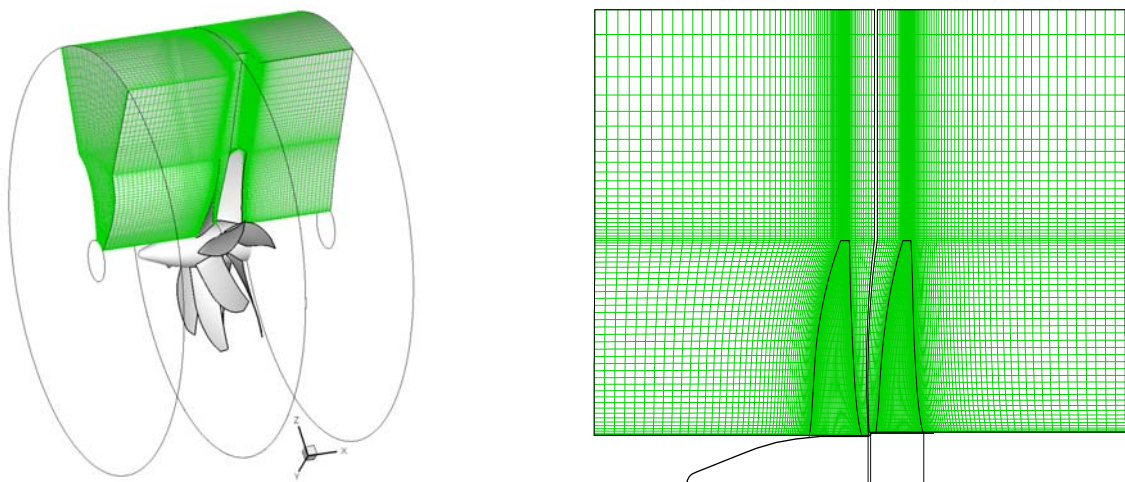


Рис. 4. Расчётная область и расчётная сетка для расчёта стационарных аэродинамических характеристик вентилятора в приближении «mixing plane»

На рис. 5, а приведено поле чисел Маха в осевом и цилиндрических (60% высоты лопатки) сечениях для исходного варианта винтовентилятора V0. Как видно из полученных результатов, концы лопаток первого и второго роторов очень сильно нагружены, что приводит к значительному потенциальному взаимодействию роторов на концевых сечениях. Большой перепад давления между спинкой и корытом на концах лопаток приводит также к генерации значительных концевых вихрей и сильному шуму от взаимодействия вихрей, сходящихся с первого ротора, со вторым ротором.

На рис. 5, б приведено поле числа Маха в осевом и цилиндрических (60% высоты лопатки) сечениях модифицированного винтовентилятора V1. Сравнивая с распределением давления исходной конфигурации, видим, что концы лопаток первого и второго роторов существенно разгружены, что привело к снижению потенциального взаимодействия роторов в концевых сечениях и уменьшило интенсивность концевых вихрей. Стационарный расчёт показал, что модифицированный вентилятор имеет на 8% больше тяги по отношению к исходному.

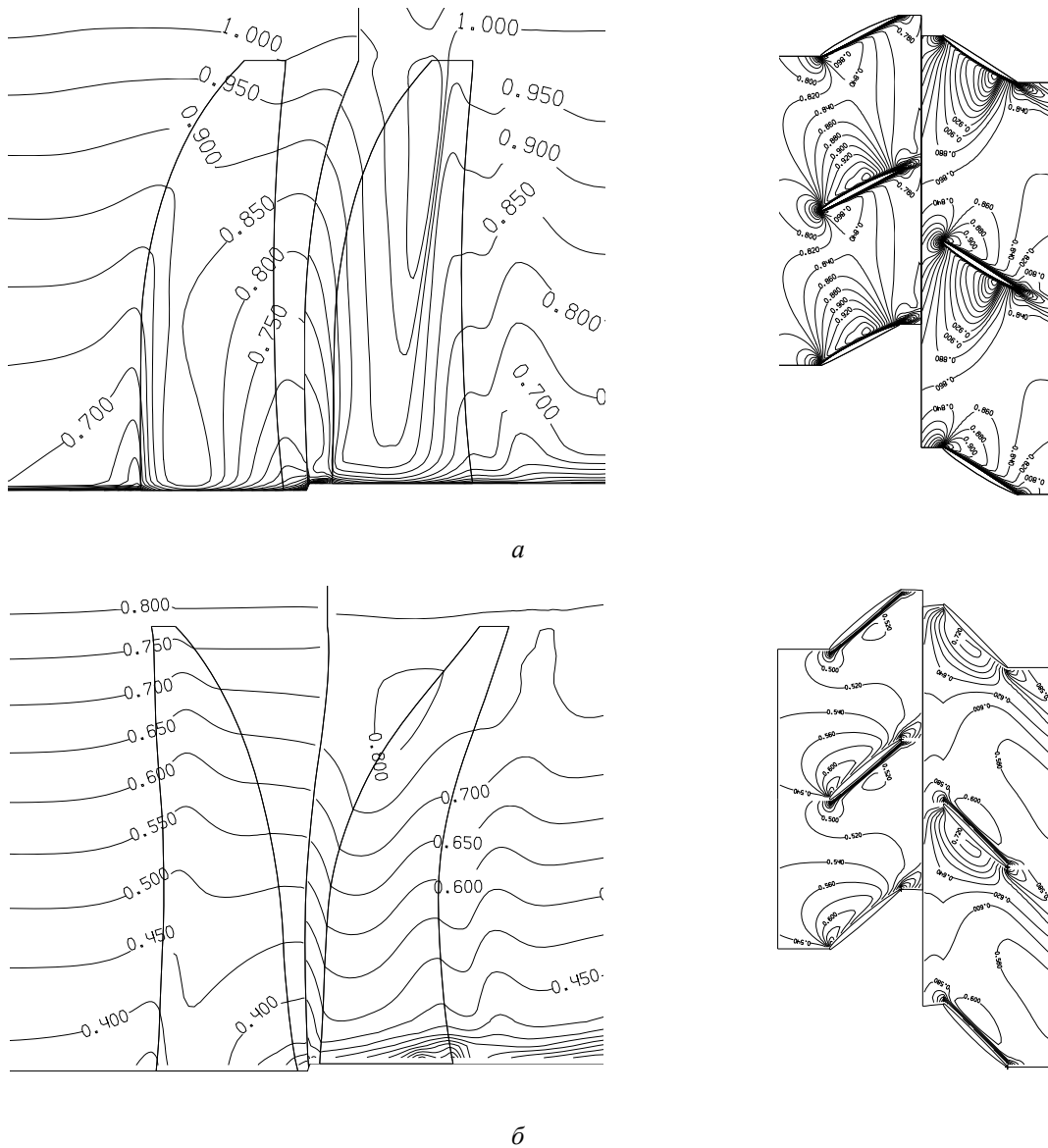


Рис. 5. Поле числа Маха в осевом и цилиндрических (60% высоты лопатки) сечениях: а – исходный винтовентилятор V0; б – модифицированный винтовентилятор V1

Таким образом, после анализа структуры источников тонального шума были выработаны следующие рекомендации:

1. Разнести концы лопастей без изменения зазора на втулке; изменить стреловидность первого винта на обратную и максимально увеличить прямую стреловидность второго винта. Это приведёт к снижению вихревого и потенциального взаимодействия на концах винта (рис. 3).

2. Перераспределить нагрузку по размаху лопасти винта, разгрузив концевые сечения и подгрузив средние сечения.

3. Перераспределить нагрузку по хорде профиля, уменьшив её величину в окрестности передней кромки.

На рис. 3 показан модифицированный вариант винтовентилятора. Для изменения стреловидности лопастей была использована утилита профилировки. Для перераспределения нагрузки решалась 3D-обратная задача, причём новое распределение давления по поверхности лопаток задавалось так, чтобы суммарная тяга винта существенно не изменялась.

Укажем, что обратная задача [7-9] строится на задании предпочтительного распределения статического давления на поверхности лопатки, заданной толщине лопатки и разности статических давлений (называемой нагруженностью) в соответствующих точках лопатки. Входные и выходные газодинамические параметры берутся из решения прямой задачи о течении в биротативном винтовентиляторе и остаются неизменными в процессе решения обратной задачи.

Анализ исходного варианта V0 первого рабочего колеса R1 в точке рабочей линии на оборотах  $n = 100\%$  показывает, что при высоте лопатки  $80\% \leq \bar{h} \leq 100\%$  максимум нагрузки ( $L_{ini}$ ) расположен в окрестности передней кромки лопатки, что хорошо видно на рис. 6. Указанный максимум нагрузки  $L_{ini}$  снижает коэффициент полезного действия вентилятора и может являться источником генерации тонального шума. На основе трёхмерной обратной задачи рабочее колесо R1 было перепроектировано с целью получения более равномерного распределения нагрузки  $L_{mod}$  вдоль хорды лопатки. С этой целью были модифицированы распределения статического давления на стороне разрежения лопатки во всех сечениях от втулки до периферии. На рис. 6 показан пример такой модификации для четырёх сечений лопатки по высоте:  $\bar{h} = 50\%, 65\%, 80\%$  и  $95\%$ . На рисунке видно, что для модифицированного распределения статического давления обрезан пик давления в окрестности передней кромки. Но если для сечений лопатки  $80\% \leq \bar{h} \leq 100\%$  нагрузка была уменьшена ( $L_{mod} < L_{ini}$ ), то для сечений лопатки  $35\% \leq \bar{h} \leq 80\%$  нагрузка на лопатку была увеличена ( $L_{mod} > L_{ini}$ ), чтобы компенсировать её уменьшение на периферии лопатки и в окрестности передней кромки. Для этого линия модифицированного распределения статического давления проводилась подобно линии для исходного давления на спинке лопатки, но несколько ниже исходной линии. Это необходимо для сохранения суммарной нагрузки в каждой лопатке. Здесь под нагрузкой понимается площадь между двумя кривыми, соответствующими статическому давлению на корыте и спинке.

Далее для каждой ячейки конечно-разностной сетки при  $x = \text{const}$  вычисляется разность статических давлений на корыте и спинке лопатки, которая потом остаётся постоянной во время решения 3D-обратной задачи и используется в этой задаче в качестве граничного условия на поверхности лопатки. 3D обратная задача решается на основе программного комплекса 3D-INVERSE.EXBL, разработанного в ЦИАМ.

Аналогичная процедура перераспределения нагрузки по поверхности лопатки была применена и для второго ротора R2.

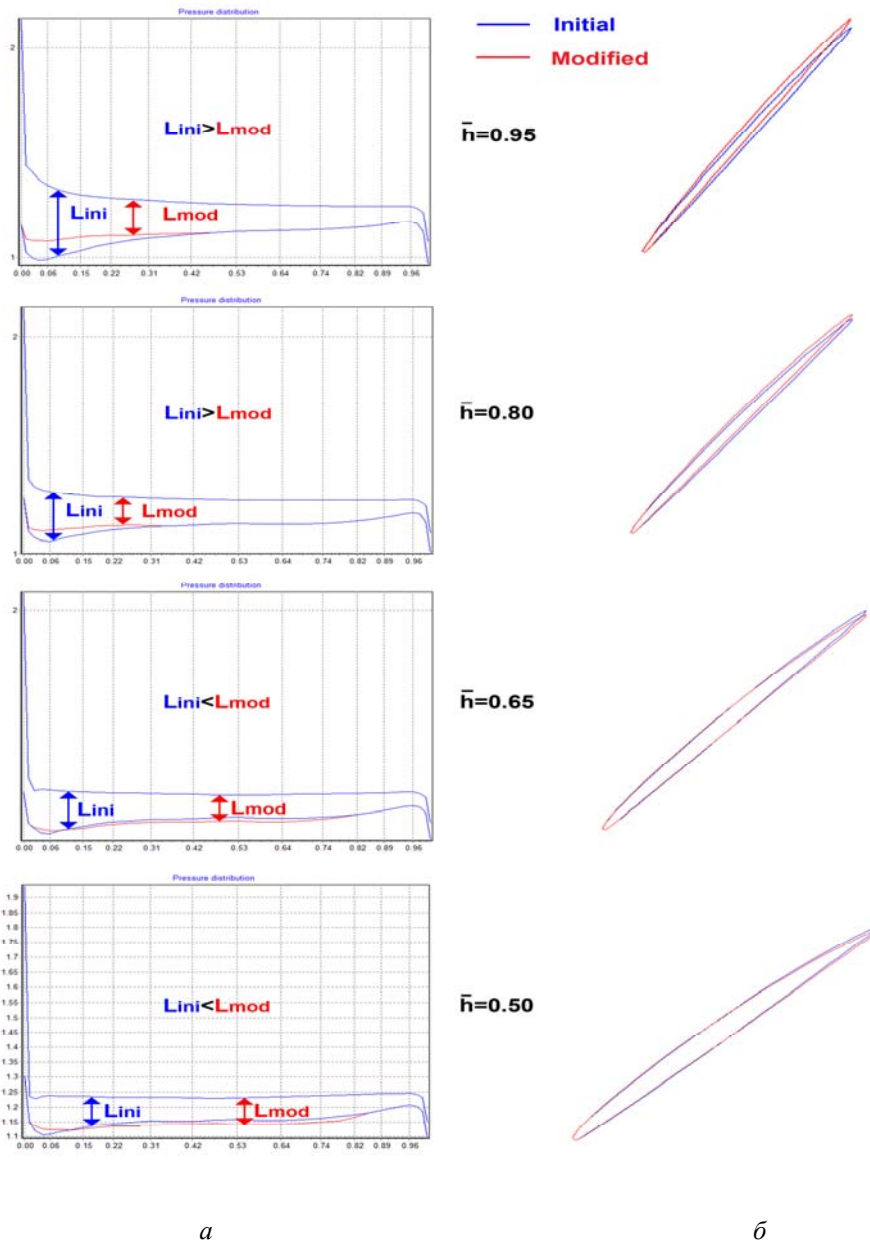


Рис. 6. Распределение давления и сравнение профилей:

- а – распределение статического давления по спинке и корыту профиля по высоте лопатки ( $\bar{h}$ ) первого ротора R1 для исходного и модифицированного вариантов винтовентилятора;
- б – сравнение профилей для четырёх сечений высоты лопатки ( $\bar{h}$ ) первого ротора R1 для исходного и модифицированного вариантов винтовентилятора

На рис. 7 приведено мгновенное поле нестационарного статического давления исходного V0 и модифицированного V1 вариантов винтовентилятора в сечении, проходящем через середину хорды конца лопатки второго ротора. Как видно из рисунка, снижение нагрузки на концах лопаток ротора привело к перераспределению статического давления. У модифицированного варианта V1 уменьшилась зона низкого давления на конце верхней части лопатки и максимум зоны повышенного давления сместился ближе к оси вентилятора. Это привело к снижению шума (с точки зрения потенциального взаимодействия) из-за смещения зон максимальных возмущений в зо-

ну более низких относительных скоростей. Подобная модификация лопаток на первом роторе приводит к снижению интенсивности концевых вихрей и снижению шума взаимодействия концевого вихря первого ротора со вторым ротором.

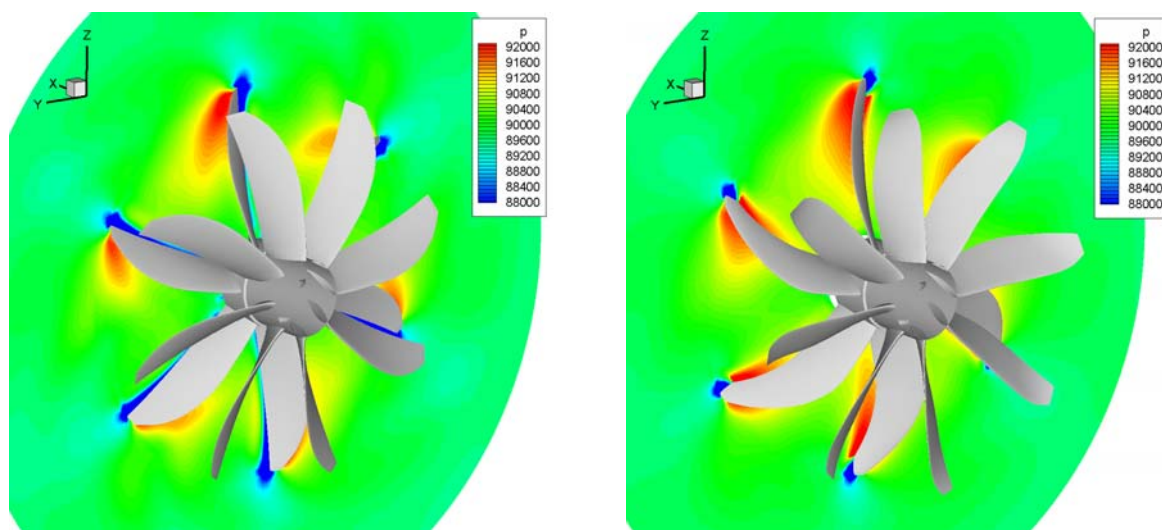


Рис. 7. Мгновенное поле нестационарного статического давления на втором роторе для исходного (слева) и модифицированного (справа) вариантов винтовентилятора в сечении, проходящем через середину хорды конца лопатки R2

Для нестационарного расчёта акустических характеристик комплексом программ 3DAS сетка была построена до полного периода по угловой координате, как это показано на рис. 8, и разбита на блоки по границам твёрдых поверхностей и интерфейсов скользящих сеток. Таким образом, сетка для нестационарного расчёта содержит 210 блоков и 1 792 000 ячеек. Размер ячеек сетки между винтами и окружным направлением позволяет адекватно разрешить волны с частотами не больше чем 500 Гц.

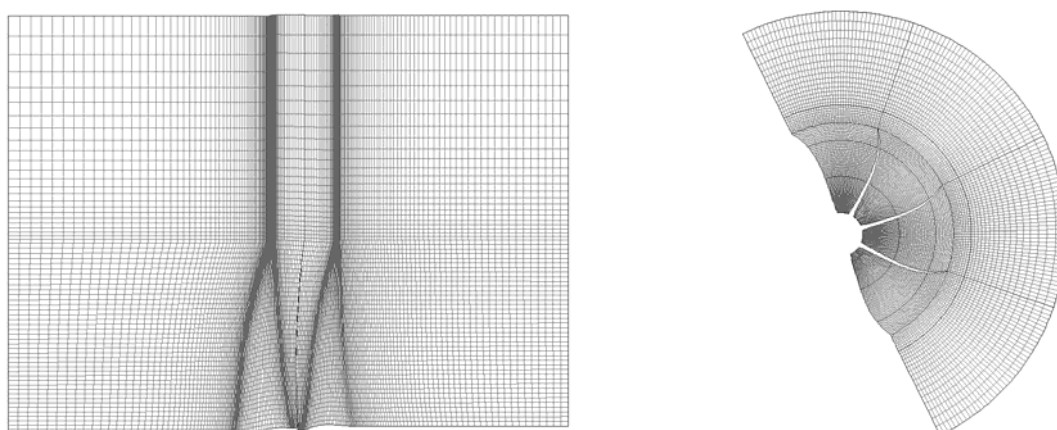


Рис. 8. Расчётная сетка в продольном (слева) и поперечном (справа) сечениях переднего колеса винтовентилятора

На рис. 9 приведено нестационарное поле статического давления установленного по времени нестационарного решения в цилиндрическом сечении на расстоянии  $R = 1,54$  м от оси винта исходного винтовентилятора V0. На рис. 10 приведено нестационарное поле статического давления установленного по времени нестационарного решения в цилиндрическом сечении на расстоянии  $R = 1,54$  м от оси винта модифицированного винтовентилятора V1.



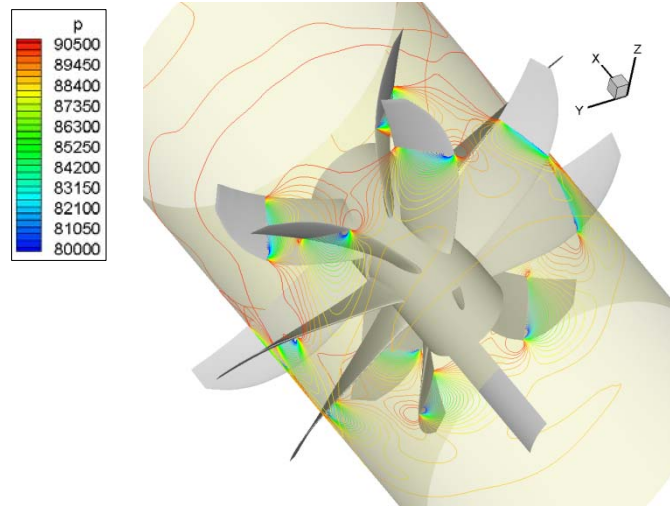


Рис. 9. Поле нестационарного статического давления исходного варианта винтовентилятора (установившийся периодический режим)

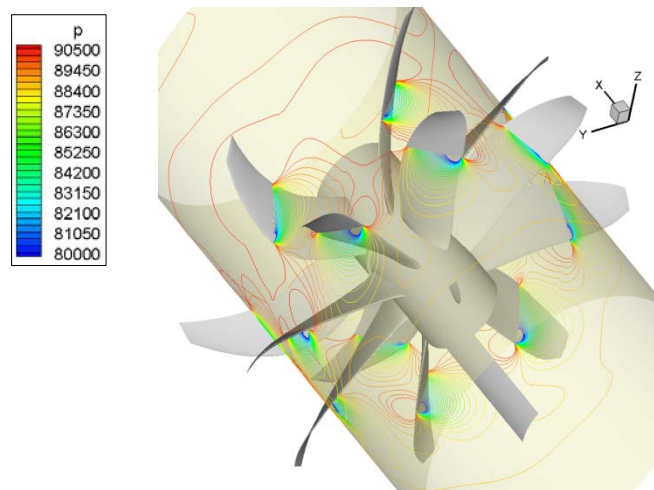


Рис. 10. Поле нестационарного статического давления модифицированного варианта винтовентилятора (установившийся периодический режим)

Для предсказания тонального шума в дальнем поле были использованы уравнения Ffowcs – Williams и Hawkins. При помощи этих уравнений значения возмущений с поверхности интегрирования пересчитываются в дальнее звуковое поле. При расчёте излучения шума винтовентилятора регистрация давления производилась в точках, удалённых от его центра на расстоянии  $R = 50$  м и расположенных по окружности с шагом 20 градусов.

На рис. 11 приведено сравнение диаграмм направленности суммарных уровней звукового давления модифицированного V1 и исходного варианта V0 винтовентилятора. На рис. 12 показано снижение суммарного уровня шума в различных направлениях для модифицированного винтовентилятора по отношению к исходному варианту V0. Видно, что наибольшее снижение суммарного уровня шума достигается для углов, меньших 50 градусов. Для этого же диапазона углов наблюдается максимум интенсивности излучения, что обеспечивает снижение шума винтовентилятора в целом.

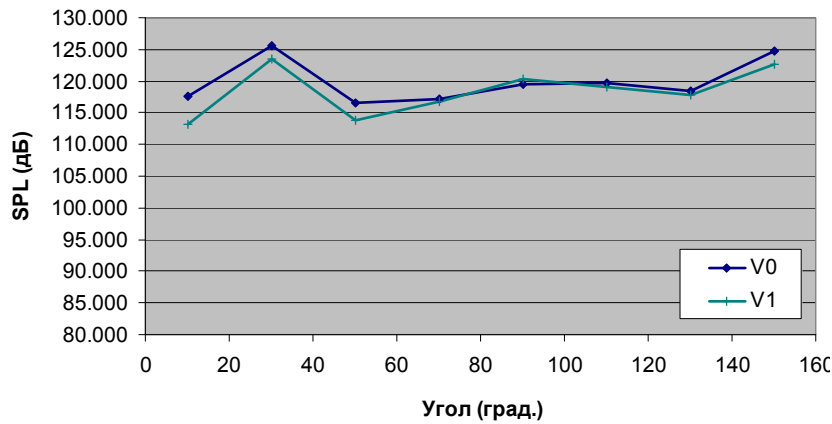


Рис. 11. Диаграмма направленности суммарного уровня звукового давления, снятая на  $R=50$  м для исходного и модифицированного вариантов винтовентилятора

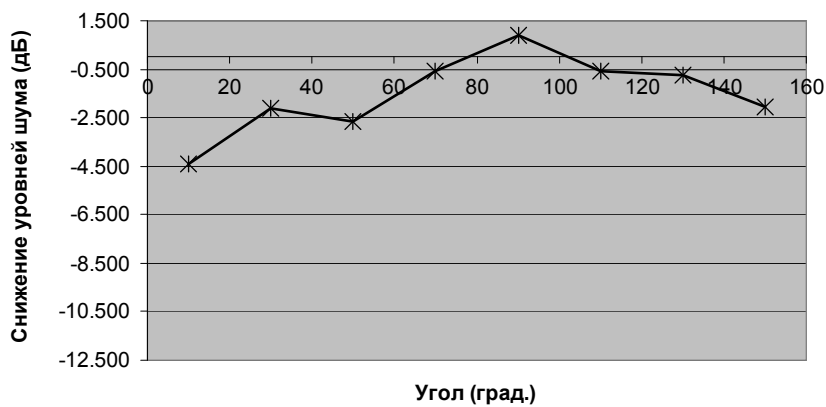


Рис. 12. Снижение суммарного уровня шума в различных направлениях для модифицированного винтовентилятора

На рис. 13 приведено сравнение расчётных диаграмм направленности суммарных уровней звукового давления с данными натурального эксперимента, проведённого на экспериментальном самолёте для трёх вариантов винтовентиляторов с различным расстоянием между винтами. Как видно, результаты расчёта хорошо согласуются с результатами эксперимента. Расхождение в диаграмме направленности для углов в диапазоне 30-130 градусов не превышает 5 дБ. В двух крайних точках расхождение составляет 7-10 дБ.

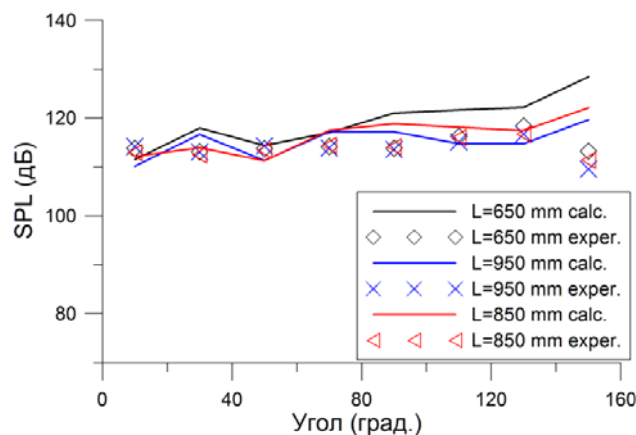


Рис. 13. Диаграмма направленности суммарного уровня звукового давления для трёх вариантов винтовентиляторов с различным расстоянием между винтами

Проведённый пересчёт в EPNdB показывает, что модифицированный вариант вентилятора V1 шумит слабее на 2 EPNdB на режиме «Взлёт» (в одной контрольной точке). При этом модифицированный вентилятор имеет на 8% больше тяги, чем исходный.

По описанной выше методологии оптимизации лопастей вентилятора были рассмотрены ещё пять конфигураций лопаток. Данные конфигурации отличались от варианта V1 величиной нагруженности и, соответственно, тягой винтовентилятора.

На рис. 14 приведены значения тяги шести вариантов винтовентилятора (V1...V6), а на рис. 15 – уровни снижения шума относительно исходного варианта. Из приведённых результатов можно отметить варианты V5 и V6, которые дают максимальное снижение шума на 4 EPNdB в одной контрольной точке для режимов взлёта и посадки, однако с некоторым снижением тяги. Интересна модификация V2, которая имеет увеличенную на 26% тягу относительно исходного варианта V0 и при этом на 0,7 EPNdB меньший уровень шума.

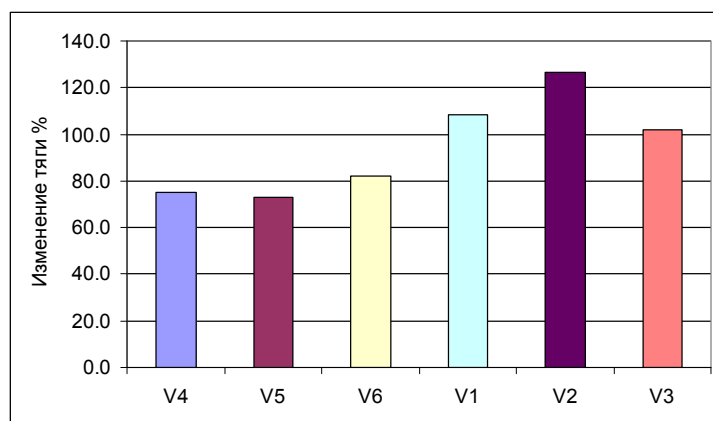


Рис. 14. Значения тяги шести вариантов винтовентилятора V1÷V6 в процентах от тяги исходного варианта V0

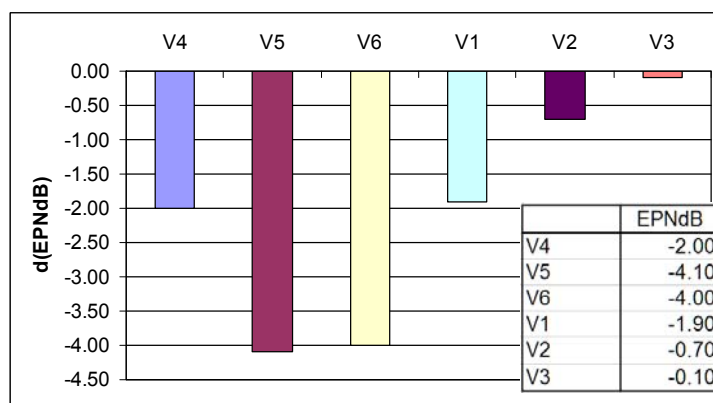


Рис. 15. Значения снижения уровней шума для шести вариантов винтовентилятора V1÷V6 относительно исходного варианта V0

### Заключение

На основе разработанного метода проведена оптимизация биротативного винтовентилятора на режиме взлёта. Показано, что модифицированный вариант вентилятора шумит слабее на 2 EPNdB на режиме «Взлёт» (в одной контрольной точке) и при этом имеет на 8% больше тяги по отношению к исходному варианту.

### **Библиографический список**

1. Benzakein M. GEAE Propulsion Vision for the 21<sup>st</sup> Century // Proceedings of the International Gas Turbine Congress. 2003. Tokyo, Japan, November 2-7, Keynote Speech 7.
2. Brailko I.A., Milesin V.I., Nyukhtikov M.A., Pankov S.V. Computational and experimental investigation of unsteady and acoustic characteristics of counter – Rotating fans // Proceedings of the ASME Heat Transfer/Fluids Engineering Summer Conference. 2004. V. 2B. P. 871-879. DOI: 10.1115/ht-fed2004-56435
3. Milesin V.I., Orekhov I.K., Pankov S.V., Panin V.A. Computational and Experimental Investigation of Flow in Counter Rotating Prop fans Including Revers Thrust Regimes // XVI International Symposium on Air breathing Engines. Cleveland, Ohio, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.
4. Tam C.K.W., Webb J.C. Dispersion-Relation-Preserving schemes for computational acoustics // Journal of Computational Physics. 1993. V. 107, Iss. 2. P. 262-281. DOI: 10.1006/jcph.1993.1142
5. Hu F.Q., Hussaini M.Y., Manthey J. Low-Dissipation and – Dispersion Runge-Kutta Schemes for Computational Acoustics. NASA Report, 1994. 26 p.
6. Williams J.E.F., Hawkings D.L. Sound Generated by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion // Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences. 1969. V. 264, Iss. 1151. P. 321-342. DOI: 10.1098/rsta.1969.0031
7. Milesin V.I., Orekhov I.K., Shchipin S.K., Startsev A.N. New 3D inverse Navier-Stokes based method used to Design turbomachinery blade rows // Proceedings of the ASME Heat Transfer/Fluids Engineering Summer Conference. 2004. V. 2. P. 881-889. DOI: 10.1115/HT-FED2004-56436
8. Milesin V.I., Orekhov I.K., Shchipin S.K., Startsev A.N. 3D inverse design of transonic fan rotors efficient for a wide range of RPM // Proceedings of the ASME Turbo Expo. 2007. V. 6. P. 341-352. DOI: 10.1115/GT2007-27817
9. Milesin V.I., Orekhov I.K., Fateyev V.A., Shchipin S.K. Effect of tip clearance on flow structure and integral performances of six-stage HPC // Proceedings of ISABE International Conference, ISABE-2007-1179, 2007.

### **OPTIMIZATION OF OPEN COUNTER – ROTATION FAN BLADES ON THE BASIS OF SOLVING A 3D NAVIER-STOKES INVERSE PROBLEM WITH THE AIM OF REDUCING TONAL NOISE**

© 2018

- |                        |   |
|------------------------|---|
| <b>V. I. Milesin</b>   | Candidate of Science (Physics and Mathematics), Head of Division;<br>Central Institute of Aviation Motors (CIAM), Moscow, Russian Federation;<br><a href="mailto:milesin@ciam.ru">milesin@ciam.ru</a>     |
| <b>A. A. Rossikhin</b> | Candidate of Science ( Physics and Mathematics.), Head of Sector;<br>Central Institute of Aviation Motors (CIAM), Moscow, Russian Federation;<br><a href="mailto:rossikhin@ciam.ru">rossikhin@ciam.ru</a> |
| <b>S. V. Pankov</b>    | Head of Department;<br>Central Institute of Aviation Motors (CIAM), Moscow, Russian Federation;<br><a href="mailto:pankov@ciam.ru">pankov@ciam.ru</a>   |
| <b>S. K. Shchipin</b>  | Candidate of Science (Engineering), Deputy Chief Designer;<br>Russian Aircraft Corporation MiG, Moscow, Russian Federation;<br><a href="mailto:sershchipin@mail.ru">sershchipin@mail.ru</a>               |

The paper presents some results of gas-dynamic and aero-acoustic optimization of the blade profile of an unducted counter-rotation fan (CRF) by using a 3D inverse problem. It was established on the basis of unsteady-state 3D Navier-Stokes equations that the interaction of tip vortices of the first and second rotors as well as potential interaction of the rotors is one of the key sources of tonal noise. Using the 3D solver of the inverse problem, aerodynamic loads are redistributed along the height of the blades of R1 and R2 rotors so as to reduce tip vortex intensity and potential rotor interaction in case of possible increase of the CRF thrust. To check the acoustic characteristics of the modified CRF, tonal noise modeling was carried out for the original and modified CRFs using CIAM's aero-acoustic 3DAS solver for the solution of unsteady-state equations. The near acoustic field and directivity diagrams in the far field were found. The fan tonal noise in take-off and landing was decreased by 4 dB without any thrust or efficiency losses.

*Unducted counter-rotating fan; tonal noise; directivity diagrams; 3D-inverse problem solution; 3D Navier-Stokes equations; fan aerodynamic characteristics.*

*Citation:* Mileshein V.I., Rossikhin A.A., Pankov S.V., Shchipin S.K.. Optimization of open counter – rotation fan blades on the basis of solving a 3D Navier-Stokes inverse problem with the aim of reducing tonal noise. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 1. P. 87-99. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-1-87-99

## References

1. Benzakein M. GEAE Propulsion Vision for the 21<sup>st</sup> Centure. *Proceedings of the International Gas Turbine Congress*. 2003. Tokyo, Japan, November 2-7, Keynote Speech 7.
2. Brailko I.A., Mileshein V.I., Nyukhtikov M.A., Pankov S.V. Computational and experimental investigation of unsteady and acoustic characteristics of counter – Rotating fans. *Proceedings of the ASME Heat Transfer/Fluids Engineering Summer Conference*. 2004. V. 2B. P. 871-879. DOI: 10.1115/ht-fed2004-56435
3. Mileshein V.I., Orekhov I.K., Pankov S.V., Panin V.A. Computational and Experimental Investigation of Flow in Counter Rotating Prop fans Including Revers Thrust Regimes. *XVI International Symposium on Air breathing Engines*. Cleveland, Ohio, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.
4. Tam C.K.W., Webb J.C. Dispersion-Relation-Preserving schemes for computational acoustics. *Journal of Computational Physics*. 1993. V. 107, Iss. 2. P. 262-281. DOI: 10.1006/jcph.1993.1142
5. Hu F.Q., Hussaini M.Y., Manthey J. Low-Dissipation and – Dispersion Runge-Kutta Schemes for Computational Acoustics. NASA Report, 1994. 26 p.
6. Williams J.E.F., Hawkings D.L. Sound Generated by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion. *Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*. 1969. V. 264, Iss. 1151. P. 321-342. DOI: 10.1098/rsta.1969.0031
7. Mileshein V.I., Orekhov I.K., Shchipin S.K., Startsev A.N. New 3D inverse Navier-Stokes based method used to Design turbomachinery blade rows. *Proceedings of the ASME Heat Transfer/Fluids Engineering Summer Conference*. 2004. V. 2. P. 881-889. DOI: 10.1115/HT-FED2004-56436
8. Mileshein V.I., Orekhov I.K., Shchipin S.K., Startsev A.N. 3D inverse design of transonic fan rotors efficient for a wide range of RPM. *Proceedings of the ASME Turbo Expo*. 2007. V. 6. P. 341-352. DOI: 10.1115/GT2007-27817
9. Mileshein V.I., Orekhov I.K., Fateyev V.A., Shchipin S.K. Effect of tip clearance on flow structure and integral performances of six-stage HPC. *Proceedings of ISABE International Conference, ISABE-2007-1179*, 2007.