DOI: 10.15593/2224-9982/2015.41.04

УДК 534-13

Р.Н. Колегов, А.А. Синер

ОАО «Авиадвигатель», Пермь, Россия

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АКУСТИЧЕСКИХ РЕЗОНАНСНЫХ ЯВЛЕНИЙ В КАНАЛАХ ПЕРЕПУСКА ВОЗДУХА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Проведено численное моделирование собственных резонансных частот канала перепуска воздуха авиационного двухконтурного двигателя. Получены результаты численных расчетов собственных частот полости перепуска в ANSYS CFX. В расчетах для возбуждения полости канала перепуска на входной границе задавался широкополосный шум (120 дБ), фильтрованный в диапазоне частот от 200 до 1000 Гц, и поток со скоростью 60 м/с, что приводит к проявлению резонанса на собственной частоте полости. В расчете вдоль всей проточной части были установлены микрофоны, в которых записывалось статическое давление. На основании полученных сигналов было сделано Фурье-преобразование и построены спектры. Анализируя полученные спектры при различных граничных условиях по температуре, сделали вывод, что расчеты в ANSYS CFX позволяют получить физически правильные результаты. В работе представлены результаты расчетов мероприятий для изменения собственной частоты канала перепуска за компрессором низкого давления (КНД). Мероприятия, главным образом, сводятся к изменению объема полости. Было предложено сделать четыре отверстия, соединяющих канал перепуска с проточной частью КНД. В статье дана оценка эффективности данного мероприятия. Результаты численных расчетов в ANSYS CFX собственной частоты хорошо согласуются с аналитическими и экспериментальными данными.

Ключевые слова: каналы перепуска, резонансные явления в каналах авиационного двухконтурного двигателя, собственная частота, авиационный двигатель, компрессор низкого давления, компрессор высокого давления, уравнения Навье – Стокса, преобразование Фурье.

R.N. Kolegov, A.A. Siner

OJSC "Aviadvigatel", Perm, Russian Federation

NUMERICAL SIMULATION OF THE ACOUSTIC RESONANCE PHENOMENON INSIDE THE AIRCRAFT ENGINE BLEED VALVE

In present paper the numerical simulation of the resonance eigen frequencies of the double-flow aircraft engine bleed valve was conducted. The simulation was performed with ANSYS CFX commercial solver. The broadband excitation in frequency range of 200-1000 Hz and of 120 dB level was added to the main flow of 60 m/s at the inlet in the simulation. Such an excitation brings the resonance at the eigen frequencies of the valve.

Several monitor points for static pressure were located inside the computational domain and the Fourier transform was applied to the obtained monitor signals. The spectral analysis has shown that ANSYS CFX allows obtaining correct physical results. Several treatments were proposed for the change

of the valve eigen frequency which are mainly connected with the change of the valve volume. It was proposed to drill 4 holes which connect the bleed valve with the low pressure compressor duct. This treatment was assessed in a current work as well.

Numerical results for the eigen frequency obtained with ANSYS CFX was in a good agreement with the analytical and the experimental data.

Keywords: bleed valve, aircraft engine resonance phenomenon, eigen frequency, aircraft engine, low-pressure compressor, high-pressure compressor, Navier–Stokes equations, Fourier transform.

Введение

В авиационном двухконтурном двигателе для повышения давления на входе в компрессор высокого давления (КВД) устанавливают подпорные ступени. Для обеспечения устойчивой работы подпорных ступеней на нерасчетных режимах осуществляют перепуск воздуха за вентилятором при помощи заслонок перепуска [1]. Общий вид каналов перепуска с заслонкой изображен на рис. 1 и 2. В результате осевые скорости воздуха увеличиваются, а углы атаки приближаются к расчетным, что обеспечивает работу ступеней без срыва.

Рис. 1. Подпорные ступени и канал перепуска

Рис. 2. Канал перепуска с заслонкой

Теоретическое и экспериментальное исследование резонансных явлений в каналах перепуска воздуха из подпорных ступеней авиационных двухконтурных двигателей впервые подробно рассмотрено в работе [2]. Авторами было показано, что каналы перепуска воздуха из подпорных ступеней компрессора низкого давления для ряда двухконтурных двигателей (типа ПС-90А, GE-90, CFM56) представляют собой семейство полуволновых и четвертьволновых резонаторов. Первопричиной волнового резонанса [2, 3] является срыв когерентных вихревых структур с передней (по потоку) кромки канала перепуска. Были найдены частоты резонансных акустических колебаний для низших мод открытых и закрытых каналов перепуска. В настоящей работе, представляющей дальнейшее развитие совместных исследований ОАО «Авиадвигатель» и Института гидродинамики им. М.А. Лаврентьева СО РАН, приводятся результаты численных расчетов полости перепуска с использованием коммерческого пакета ANSYS CFX. Резонансные свойства различных видов полостей (прямоугольные, цилиндрические и др.) при обтекании потоком широко исследованы, как экспериментально и теоретически [4, 5], так и с помощью численного моделирования [6–8]. В работе [9] исследована генерация тонального шума при обтекании глубокой полости потоком в зависимости от ее продольного размера. В статье [7] экспериментально и численно исследуется генерация тонального шума при различной геометрии кромки и вариации скорости.

Обобщая исследования, можно заключить, что полости канала перепуска при закрытых заслонках образуют объем с собственной резонансной частотой низких порядков. Во время эксплуатации авиационного двигателя в проточной части компрессора низкого давления (КНД) могут появиться колебания, способные возбудить полость канала перепуска на собственной частоте, в результате чего возникнет резонанс, который может привести к появлению слышимого тонального шума или даже вызвать поломку лопаточной машины. Для того чтобы резонанс не возникал, необходимо вводить конструктивные изменения, одним из которых является изменение собственной частоты полости канала перепуска путем изменения ее объема. Оценить влияние этих мероприятий возможно с помощью численного моделирования.

Геометрии задачи

Рассматривается одиночный канал перепуска воздуха авиационного двигателя совместно с проточной частью за КНД. Представлены результаты численных расчетов собственных частот канала перепуска воздуха для геометрии без мероприятий (рис. 3) и геометрии с мероприятиями (сделано четыре отверстия, соединяющих канал перепуска с проточной частью) (рис. 4).

Рис. 3. Общий вид исходной расчетной области

Рис. 4. Общий вид расчетной области с четырьмя отверстиями

Для обоснования достоверности полученных результатов проведены расчеты газовоздушного тракта за КНД без полости перепуска воздуха (рис. 5) и расчеты при разной температуре на входной границе.

Рис. 5. Газовоздушный тракт за КНД без полости перепуска воздуха

Математическая постановка

Для описания течения вязкого газа в ANSYS CFX используются осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье – Стокса, замкнутые с помощью модели турбулентности $k-\varepsilon^1$:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_j) &= 0, \\ \frac{\partial \rho U_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_i U_j) &= -\frac{\partial p'}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu_{eff} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \right), \\ \frac{\partial \rho h_{tot}}{\partial t} - \frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_j h_{tot}) &= \\ &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial x_j} - \frac{\mu_t}{Pr_t} \frac{\partial h}{\partial x_j} \right) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(U_t \mu_{eff} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \right), \end{aligned}$$

где μ_{eff} – эффективная динамическая вязкость, учитывающая турбулентную вязкость μ_t , $\mu_{eff} = \mu + \mu_t$; p' – модифицированное давление, $p' = p + \frac{2}{3} \rho k + \frac{2}{3} \mu_{eff} \frac{\partial U_k}{\partial x_k}$; k – турбулентная энергия; λ – теплопроводность; Pr_t – турбулентное число Прандтля.

¹ Ansys CFX 14.0: Theory Guide.

Турбулентная вязкость имеет вид

$$\mu_t = C_\mu \rho \frac{k^2}{\varepsilon},$$

где $C_\mu = 0,09$ – константа k - ε -модели турбулентности; ε – скорость диссипации турбулентной энергии.

Величины k и ε находили из дифференциальных уравнений переноса для турбулентной энергии и для скорости диссипации:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k U_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + P_k - \rho \varepsilon,$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \varepsilon U_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) + \frac{\varepsilon}{k} (C_{1s} P_k - C_{2s} \rho \varepsilon),$$

где $C_{1s} = 1,44$; $C_{2s} = 1,92$; $\sigma_k = 1$; $\sigma_\varepsilon = 1,3$ – константы k - ε -модели турбулентности;

$$P_k = \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \frac{2}{3} \frac{\partial U_k}{\partial x_k} \left(3\mu_t \frac{\partial U_k}{\partial x_k} + \rho k \right).$$

Полная энтальпия имеет вид

$$h_{tot} = h + \frac{1}{2} U_i U_i + K,$$

где $K = \frac{1}{2} \overline{u_t^2}$ – турбулентная кинетическая энергия.

Все расчеты проводились для модели идеального газа, уравнение состояния имеет вид

$$\rho = \frac{w p_{abs}}{RT},$$

где w – молярная масса; p_{abs} – абсолютное давление; R – универсальная газовая постоянная.

Граничные условия и параметры сетки

В качестве граничных условий на входе задавали поток со скоростью 60 м/с и нестационарный случайный сигнал (белый шум), реализуемый случайным распределением статического давления во времени, на выходе – статическое давление.

Граничные условия для газодинамического расчета

Вход	
Случайное распределение статического давления на входе, Па	100 325–102 325
Скорость потока, м/с	60
Полная температура на входе, К	288
Выход	
Статическое давление на выходе, Па	101 325

Общий вид сигнала давления во времени показан на рис. 6, спектр сигнала – на рис. 7.

Стенки канала в расчете полагались адиабатическими. Также на них задавалось условие прилипания. На выходе из расчетной области задавалось неотражающее граничное условие.

Рис. 6. Общий вид зависимости статического давления на входе от времени

Рис. 7. Спектр сигнала давления на входе

Расчет проводился на неструктурированной сетке, которая состояла из 8281 868 элементов без отверстий и из 1513 670 элементов с четырьмя отверстиями. Сетка для исходной геометрии показана на рис. 8.

Рис. 8. Сетка для исходной геометрии

Анализ результатов

Рис. 9 иллюстрирует мгновенное распределение статического давления внутри расчетной области. Из представленных данных видно, что поле давления имеет максимум вблизи заслонки перепуска, что согласуется с работой [2].

Рис. 9. Мгновенное распределение давления

Для изменения собственной частоты канала перепуска в работе [3] было предложено просверлить четыре отверстия вблизи заслонки полости, поскольку в этой области наблюдается максимум давления. Авторами настоящей работы анализировалось влияние отверстий в канале перепуска, соединяющих полость перепуска с проточной частью КНД, на акустические характеристики полости.

На рис. 10 представлены рассчитанные спектры пульсаций давления вблизи полости канала перепуска для геометрии без отверстий и с четырьмя отверстиями. На основании анализа спектров можно сказать, что предложенные мероприятия позволяют изменить собственную резонансную частоту.

Для обоснования достоверности полученных результатов собственных частот проведены расчеты при разной температуре на входной границе. На рис. 11 представлены спектры пульсации давления вблизи полости канала перепуска при разной температуре на входе $T = 288$ К и $T = 323$ К. Видно, что при увеличении температуры резонансная частота увеличивается, что согласуется с общей акустической теорией [4].

Также был рассмотрен случай численного моделирования газоздушного тракта за КНД без полости канала перепуска (рис. 12). Из спектров видно, что резонанс на частоте порядка 400 Гц вызван наличием в проточной части полости канала перепуска, так как в расчете без резонатора резонанс отсутствует.

Рис. 10. Спектры пульсации давления вблизи полости канала перепуска без отверстий (зеленый график) и с четырьмя отверстиями (синий график)

Рис. 11. Спектры пульсации давления вблизи полости канала перепуска без отверстий при разной температуре на входе $T = 288$ К (синий график) и $T = 323$ К (зеленый график)

Рис. 12. Спектры пульсации давления для геометрии без полости канала перепуска (зеленый график) и с полостью (синий график)

Заключение

Возбуждение полости канала перепуска широкополосным шумом (120 дБ на полосу при разрешающей способности $\Delta f = 6$ Гц), фильтрованным в диапазоне частот от 200 до 1000 Гц, совместно с потоком 60 м/с приводит к проявлению резонанса на собственной частоте полости канала перепуска.

В численном расчете возбуждение резонатора только потоком (вихревым следом), вектор скорости которого направлен по нормали к входной границе, не выводит резонансный тон на уровень слышимости.

Результаты численных расчетов собственной частоты полости канала перепуска показали, что предложенные мероприятия позволяют изменить собственную частоту полости и уменьшить тональный шум на резонансной частоте до уровня широкополосного.

Результаты расчетов собственной частоты канала перепуска хорошо согласуются как с экспериментальными данными, так и с теоретическими выкладками. Экспериментальные исследования влияния отверстий на акустический резонанс проводились в Центре акустиче-

ских исследований Пермского национального исследовательского политехнического университета (ПНИПУ) силами ПНИПУ и ОАО «Авиадвигатель» [10].

Собственная частота канала перепуска

Численный расчет	372 Гц
Эксперимент [2, 11]	391 Гц
Аналитический расчет [3]	450 Гц
Аналитический расчет [2]	370–430 Гц

Для получения более точных результатов необходимо дальнейшее исследование резонансных явлений в газоздушном тракте авиационного двигателя в LES-постановке.

Библиографический список

1. Нихамкин М.А., Зальцман М.М. Конструкция основных узлов двигателя ПС-90А: учеб. пособие. – 2-е изд., испр. и доп. / Перм. гос. техн. ун-т. – Пермь, 2002. – 108 с.
2. Алексенцев А.А., Саженов А.Н., Сухинин С.В. Акустические резонансные явления в каналах перепуска воздуха авиационных двухконтурных двигателей // Прикладная механика и техническая физика. – 2015. – № 2. (В печати).
3. Двигатель ПС-90А. Моделирование частот акустических колебаний в каналах перепуска за КНД ПС-90А. Техн. отчет № 55198 / ОАО «Авиадвигатель». – Пермь, 2014.
4. Морз Ф. Колебания и звук. – М.; Л.: Гостехиздат, 1949. – 496 с.
5. Стрэтт Дж.В. (Лорд Рэлей). Теория звука: в 2 т. – М.: Гостехизд, 1955. – Т. 1. – 503 с.; Т. 2. – 475 с.
6. Babu S.V., Barakos G.N. Prediction of acoustics of transonic cavities using DES and SAS // 49th International Symposium of Applied Aerodynamics: Aerodynamics and Environment, Lille, France, 24–26 March 2014. – Lille, 2014.
7. Bijl H., de Jong A.T. Experimental and numerical investigation of the flow-induced resonance of slender deep cavities that resemble automotive door gaps // 16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. – AIAA 2010-3863.

8. Shieh C.M., Morris P.J. Comparison of two- and three-dimensional turbulent cavity flows // 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 8–11 January 2001. – AIAA-2001-0511.

9. Generation of tones due to flow past a deep cavity: Effect of streamwise length / Y. Yang, D. Rockwell, K. Lai-Fook Cody, M. Pollack // Journal of Fluids and Structures. – 2009. – Vol. 25, iss. 2. – P. 364–388.

10. Двигатель ПС-90А. Разработка и проверка мероприятий по устранению акустических колебаний в канале перепуска за КНД. Техн. отчет № 55976 / ОАО «Авиадвигатель». – Пермь, 2014.

References

1. Nikhamkin M.A., Zaltsman M.M. Konstruktsiya osnovnykh uzlov dvigatelya PS-90A [Design of the principal units of aircraft engine PS-90A]. Permskiy gosudarstvennyy tekhnicheskii universitet, 2002. 108 p.

2. Aleksentsev A.A., Sazhenkov A.N., Sukhinin S.V. Akusticheskie rezonansnye yavleniya v kanalakh perepuska vozdukha aviatsionnykh dvukhkonturnykh dvigateley [Effects of acoustic resonance in the air spill vents of double-flow aircraft engine]. *Prikladnaya mekhanika i tekhnicheskaya fizika*, 2015, no. 2.

3. Dvigatel PS-90A. Modelirovanie chastot akusticheskikh kolebaniy v kanalakh perepuska za KND PS-90A. Tekhnicheskii otchet № 55198 [Modeling frequencies of acoustic vibrations in bleed valve behind the low-pressure compressor of aircraft engine PS-90A. Technical report no. 55198]. Perm: Aviadvigatel, 2014.

4. Morse P.M. Kolebaniya i zvuk [Vibration and sound]. Moscow, Leningrad: Gostekhizdat, 1949. 496 p.

5. Strutt J.W. (Lord Rayleigh). Teoriya zvuka [Theory of Sound]. Moscow: Gostekhizd, 1955, vol. 1, 2.

6. Babu S.V., Barakos G.N. Prediction of acoustics of transonic cavities using DES and SAS. *49th International Symposium of Applied Aerodynamics: Aerodynamics and Environment*, Lille, France, 24-26 March, 2014.

7. Bijl H., de Jong A.T. Experimental and numerical investigation of the flow-induced resonance of slender deep cavities that resemble automotive door gaps. *16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, 2010, AIAA-2010-3863.

8. Shieh C.M., Morris P.J. Comparison of two- and three-dimensional turbulent cavity flows. *39th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, 8-11 January, 2001, AIAA-2001-0511.

9. Yang Y., Rockwell D., Lai-Fook Cody K., Pollack M. Generation of tones due to flow past a deep cavity: Effect of streamwise length. *Journal of Fluids and Structures*, 2009, vol. 25, iss. 2, pp. 364-388.

10. Dvigatel PS-90A. Razrabotka i proverka meropriyatiy po ustraneniyu akusticheskikh kolebaniy v kanale perepuska za KND. Tekhnicheskii otchet № 55976 [Aviation engine PS-90A. Arrangements for elimination of acoustic oscillations in bleed valve behind the low-pressure compressor. Technical report no. 55976]. Perm: Aviadvigatel, 2014.

Об авторах

Колегов Руслан Николаевич (Пермь, Россия) – инженер-конструктор-расчетчик ОАО «Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., 93, e-mail: kolegov@avid.ru), аспирант лаборатории «Вычислительная гидродинамика» ФГБУН «Институт механики сплошных сред УрО РАН» (614990, г. Пермь, ул. Академика Королева, 1).

Синер Александр Александрович (Пермь, Россия) – кандидат технических наук, начальник отдела систем инженерного анализа ОАО «Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., 93, e-mail: siner@avid.ru).

About the authors

Ruslan N. Kolegov (Perm, Russian Federation) – Engineer of OJSC “Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: kolegov@avid.ru), Doctoral Student, CFD Laboratory, Institute of Continuous Media Mechanics of Ural Branch of the Russian Academy of Sciences (1, Akademika Koroleva st., Perm, 614013, Russian Federation).

Alexandr A. Siner (Perm, Russian Federation) – Ph. D. in Technical Sciences, Head of CAE Department of OJSC “Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: siner@avid.ru).

Получено 2.03.2015