

УДК 629.7

ШУМ СОВРЕМЕННОГО САМОЛЕТА НА ПОСАДКЕ: ЛАБОРАТОРНЫЕ ЭКСПЕРИМЕНТЫ И ЛЕТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ

Копьев В.Ф., Беляев И.В., Бычков О.П., Зайцев М.Ю., Фараносов Г.А.
ФГУП «ЦАГИ», г. Москва, Россия, vkopiev@mktsagi.ru

Ключевые слова: шум на местности, шум силовой установки, шум обтекания крыла, измерения шума.

Постоянное ужесточение норм ИКАО по шуму на местности [1] заставляет ведущих авиапроизводителей разрабатывать новые технологии снижения шума самолетов на местности. Излучение шума аэродинамического происхождения непосредственно связано с явлением турбулентности, которое до настоящего времени не получило надежного описания. Поэтому разработка новых способов снижения авиационного шума требует углубленного исследования механизмов его генерации.

Для гражданских самолетов силовая установка на протяжении многих лет остается основным источником шума на режиме взлета и набора высоты. Однако на режиме посадки для самолетов, оборудованных современными турбовентиляторными двигателями с большой степенью двухконтурности, существенный вклад в общий шум самолета вносит составляющая, связанная с обтеканием элементов планера: шасси и механизированного крыла [2, 8]. В связи с этим, изучение механизмов генерации шума элементами планера, наряду с исследованием шума двигателя, является актуальной задачей. Причем, в отличие от, например, реактивной струи, представляющей собой свободное турбулентное течение, шум обтекания планера неизбежно связан с турбулентными течениями, взаимодействующими с границами. Последнее обстоятельство существенно затрудняет экспериментальные исследования данного вида шума, т.к. требует достижения достаточно высоких чисел Рейнольдса для обеспечения возможности переноса результатов лабораторных исследований на натурные условия. Дополнительные трудности для исследований создает сложность геометрии элементов планера в посадочной конфигурации, приводящая к многокомпонентности излучаемого шума.

Крыло современного самолета, являющееся одним из главных, наряду с шасси, источником шума обтекания планера, представляет собой сложную систему, состоящую из многих элементов, потенциально являющихся источниками шума (многосекционные предкрылки, закрылки, их направляющие и др.). Будучи помещенной в поток, эта система генерирует интенсивный шум, связанный с турбулентным обтеканием указанных элементов конструкции. Разработка оптимальных методов снижения шума аэродинамического происхождения требует комплексного подхода к проблеме, когда найденные мероприятия по снижению шума не ухудшают других рабочих характеристик самолета. В частности, мероприятия, применяемые для снижения шума обтекания механизированного крыла, не должны приводить к заметному снижению аэродинамического качества. Кроме того, средства снижения шума помимо положительного акустического эффекта, должны также удовлетворять таким требованиям как малый вес, безопасность, компактность, простота обслуживания.

Как следствие, разработка эффективных методов снижения шума обтекания очень сложна и требует глубокого понимания физической природы источников шума. Механизмы генерации шума обтекания могут значительно изменяться при изменении числа Рейнольдса, так что

достоверную информацию о процессах шумообразования при обтекании элементов конструкции планера самолета можно получить только из аэроакустических экспериментов при натуральных числах Рейнольдса или близких к ним – т.е. в полномасштабных (летных) и крупномасштабных испытаниях. Комплексы крупномасштабных аэроакустических установок имеются в Европе (установки DNW-NWB (Германия), DNW-LLF (Нидерланды), CEPRA-19 (Франция)), США (установки NASA WT 40x80, WT 14x22), Китае (установки FL-52, FL-17, FL-10). В России на настоящий момент отсутствуют экспериментальные установки, позволяющие проводить в контролируемых условиях аэроакустические испытания крупномасштабных моделей элементов конструкции планера самолета. Единственная отечественная аэроакустическая установка АК-2, позволяющая проводить акустические испытания элементов планера, допускает исследование только маломасштабных моделей [3-5]. Для получения экспериментальных данных по шуму обтекания при больших числах Рейнольдса специалистам ЦАГИ удавалось принимать участие в испытаниях на зарубежных экспериментальных установках [6-7], а также участвовать в летных испытаниях отечественных самолетов [8-9].

За прошедшие годы в ЦАГИ накоплен значительный экспериментальный материал по шуму обтекания различных вариантов механизированных крыльев: от маломасштабных испытаний (от масштаба 1:90) до летных измерений (масштаб 1:1). В измерениях каждого типа имеются свои особенности, которые необходимо учитывать при подготовке и организации эксперимента и при обработке и анализе полученных данных. Так, в маломасштабных испытаниях можно достаточно точно контролировать условия эксперимента, проводить детальные измерения акустических и аэродинамических характеристик модели и испытывать различные варианты модификаций геометрии в поисках способов снижения шума, однако при недостаточно большом числе Рейнольдса пересчет результатов таких измерений на натурные условия невозможен, и они носят скорее качественный, чем количественный характер. При увеличении масштаба модели более точно воспроизводятся механизмы генерации шума, однако усложняется сама технология эксперимента: возрастает его стоимость, снижается «гибкость» эксперимента (требуются более дорогие модели, затруднены модификации геометрии модели в темпе измерений и т.п.), в летных испытаниях возникает проблема повторяемости результатов и выделения исследуемого источника на фоне общего шума, состоящего из различных компонент.

Летные испытания показали [8, 9], что на посадке шум современного самолета определяется не только шумом двигателя, но и в большой степени шумом обтекания планера. Имеются уникальные данные измерений шума шасси, проведенные в китайской заглушенной камере FL-17 [7]. В настоящей работе проведено обобщение опыта ЦАГИ в части аэроакустических измерений шума крыла на моделях различного масштаба, включая летные испытания, сопоставлены результаты измерений различного масштаба и выявлены характерные закономерности шума обтекания типичных конфигураций. Для анализа используются как данные, полученные непосредственно специалистами ЦАГИ, так и данные измерений других научных групп, доступные в открытых источниках. Результаты проведенного анализа позволяют оценить минимально допустимые масштабы моделей для возможности получения корректных данных по шуму обтекания крыла, выделить преимущества и недостатки различных типов испытаний и предложить стратегию

исследований, направленных на разработку методов снижения шума планера современных самолетов.

Результаты экспериментов ЦАГИ на маломасштабных моделях, обсуждаемые в данной работе, получены с использованием УНУ «Заглушенная камера с потоком АК-2» ФАУ ЦАГИ, модернизируемой при поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации по соглашению №075-15-2022-1036.

Список литературы

1. Environmental Protection. Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation. Volume I. – Aircraft Noise, Eighth Edition, July 2017.
2. Delfs, J.W. Simulation of aircraft installation noise – a key to low noise aircraft design / J.W. Delfs // Fifth International Workshop “Computational Experiment in AeroAcoustics” CEAA – 2018, September 19-22, 2018.
3. Kopiev, V.F. Noise Reduction Potential through Slat Hook Serrations / V.F. Kopiev, M.Yu. Zaytsev, I.V. Belyaev, M.A. Mironov // AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2011. – AIAA. – P. 2011-2909.
4. Kopiev, V.F. Effect of sweep on chevron slat noise / V.F. Kopiev, M.Yu. Zaytsev, I.V. Belyaev // AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2013. – AIAA. – P. 2013-2063.
5. Zaytsev, M.Yu. An experimental study of reducing narrowband noise of a slat using chevrons / M.Yu. Zaytsev, I.V. Belyaev, V.F. Kopiev, M.A. Mironov // Acoustical Physics, 2012. – V. 58. – No. 4. – P. 411-419.
6. Kopiev, V.F. Airframe noise source diagnostics of a large-scale semi-span model in DNW-NWB and experimental investigation of wing element modification for noise suppression / V.F. Kopiev [et al.] // AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2014. – AIAA. – P. 2014-2079.
7. Kopiev, V. Experimental study of truncated-cylinder struts for noise reduction of large-scale landing gears / V. Kopiev, I. Belyaev, M. Zaytsev, K. Zhao // Journal of Sound and Vibration, 2021. – V. 511. – P. 116362.
8. Zaytsev, M.Yu. Fly-over noise source localization during acoustic flight tests of advanced passenger aircraft / M.Yu. Zaytsev, V.F. Kopiev, S.A. Velichko, I.V. Belyaev // AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2019. – AIAA. – P. 2019-2426.
9. Копьев, В.Ф. Локализация и ранжирование источников шума на местности самолета-прототипа SSJ-NEW (опытного самолета RRJ-95) по результатам натурных летных испытаний / В.Ф. Копьев, М.Ю. Зайцев, С.Ю. Макашов, А.В. Долотовский, А.А. Бабулин, В.И. Шевяков // Тезисы «VII Открытой всероссийской (XIX научно-технической) конференции по аэроакустике 20-25 сентября г. Геленджик, 2021.

THE NOISE OF A MODERN AIRPLANE AT LANDING: LABORATORY EXPERIMENTS AND FLIGHT TESTS

Kopiev V.F., Belyaev I.V., Bychkov O.P., Zaitsev M.Yu., Faranosov G.A.
TsAGI, Moscow, Russia, vkopiev@mktsagi.ru

Keywords: community noise, engine noise, airframe noise, noise measurement.

The constant tightening of ICAO standards of community noise forces leading aircraft manufacturers to develop new technologies of aircraft noise reduction. The emission of aerodynamic noise is directly related to the phenomenon of turbulence, which has not yet received a reliable description. Therefore, the development of new ways to reduce aircraft noise requires an in-depth study of the mechanisms of its generation. For civil aircraft, the power plant has been the main source of noise during takeoff and climb for many years. However, in the landing mode for aircraft equipped with high bypass ratio turbofan engines, a significant contribution to the overall aircraft noise is made by the component associated with the airframe elements: landing gears and high-lift wing. In this regard, the study of the mechanisms of noise generation by airframe elements is an urgent task. Over the past years, TsAGI has accumulated significant experimental material on the noise of various high-lift wings: from small-scale tests (from 1:90 scale) to flight measurements (1:1 scale). In this work, a generalization of TSAGI's experience, is carried out, the results of measurements of various scales are compared and characteristic features of noise of typical configurations are revealed. The results of the analysis make it possible to estimate the minimum permissible scale of models for the possibility of obtaining correct wing noise data, highlight the advantages and disadvantages of various types of tests and propose a research strategy aimed at developing methods to reduce airframe noise of modern aircraft.