



УДК 629.735.33

АКТУАЛЬНЫЙ ВОПРОС ПО СНИЖЕНИЮ АКУСТИЧЕСКОГО ЭКОЛОГИЧЕСКОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ВОЗДУШНОГО СУДНА ВОЕННО-ТРАНСПОРТНОЙ АВИАЦИИ

О.А. ШАНАЗАРОВ

Институт военной авиации Республики Узбекистан (г. Карши)

В статье рассмотрены актуальные вопросы по снижению акустического экологического воздействия силовой установки воздушного судна военно-транспортной авиации с турбореактивными двухконтурными двигателями. Предлагается снизить звуковую мощность реактивных струй, истекающих из сопел турбореактивными двухконтурными двигателями силовой установки путем их разделения на две соосные кольцевые струи с разной скоростью и температурой с помощью разделителя потоков в камере смешения.

Современное воздушное судно (ВС) военно-транспортной авиации (ВТА) с турбореактивными двухконтурными двигателями (ТРДД) оказывает значительное экологическое воздействие на окружающую среду [1]. На 38-ой сессии Ассамблеи ИКАО были приняты очередные новые нормы по шуму воздушных судов, которые стали на 7 EPN dB строже предыдущих норм. Тенденция постоянного ужесточения экологических требований к ВС и их силовой установке (СУ) объясняет необходимость дальнейшего снижения шума существующих и вновь разрабатываемых авиационных двигателей (АД). В этой связи предлагается разработать модель и методику снижения акустического экологического воздействия на окружающую среду ВС ВТА с ТРДД и снизить его акустическую заметность.



Характеристика направленности акустического излучения источника шума определяется как разность между фактическим распределением акустической энергии источника в окружающем пространстве и равномерным по пространству ее распределением.

Характеристики направленности акустического излучения современных ТРДД имеют ряд характерных максимумов, соответствующих излучению различных источников звука. У ТРДД со средней и высокой степенью двухконтурности максимумы характеристики направленности акустического излучения наблюдаются в передней и задней полусферах [2]. В задней полусфере максимумы характеристики направленности определяются интенсивностью звуковых излучений вентилятора, турбины и камеры сгорания (КС), распространяющихся через выхлопной тракт двигателя, и излучения от реактивной струи. Диаграмма направленности акустического излучения одного из ТРДД ВС ВТА представлена на рисунке 1.

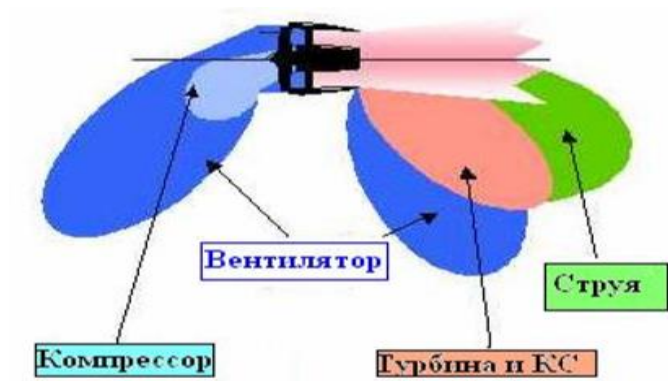


Рисунок 1 – Диаграмма направленности акустического излучения
ТРДД

В задней полусфере звуковая мощность и акустическая заметность ВС ВТА с ТРДД в основном обусловлена истечением газовых струй из выходных устройств его ТРДД и рассеянием их тепловой и кинетической энергий в окружающем воздушном пространстве.



На земле при малых скоростях движения ВС, не превышающих 5 ... 10 % от скорости истечения реактивной струи из выходного устройства, реактивная струя может считаться затопленной турбулентной струей [3]. При этом, в качестве значимых показателей мощности акустического излучения затопленной турбулентной реактивной струи W в рассматриваемой авторами модели используются мощность, направленность акустического излучения и спектр акустического излучения, местная скорость звука c_c , осевая скорость истечения газа из реактивного сопла U и площадь поперечного сечения на срезе реактивного сопла F_c . В этом случае мощность акустического излучения W реактивной струи определяется по соотношению

$$W = k \rho_c U^8 c_c^{-5} F_c, \quad (1)$$

где k – коэффициент мощности акустического излучения. При $\rho = \rho_c$; $k = 0,8 \cdot 10^{-4}$ – для газовых струй, истекающих из дозвукового сужающегося реактивного сопла; $k = 1,5 \cdot 10^{-4}$ – для реактивных струй при работе газотурбинного двигателя на взлетном и номинальном режимах; $k = 2,5 \cdot 10^{-4}$ – для реактивных струй газотурбинного двигателя при работе на режимах ниже номинального; ρ_c – плотность газа на выходе из реактивного сопла; U – осевая скорость потока, изменяющаяся от 0 на границе с неподвижной окружающей воздушной средой (при неподвижном ВС на земле) до U_c в ядре потока газовой струи. Для повышения точности расчета характеристик затопленной газовой струи при движении ВС на земле с небольшими скоростями величина U на границе с неподвижной окружающей воздушной средой выбирается равной скорости движения ВС; c_c – местная скорость звука в ядре потока газовой струи; F_c – площадь поперечного сечения на срезе сопла.



Для расчета интересующих нас характеристик реактивной газовой струи, истекающей из дозвукового нерегулируемого сопла ТРДД, используем газодинамические функции [3]. В этом случае:

- плотность газа на выходе из реактивного сопла определяется по соотношению:

$$\rho_c = \varepsilon(\lambda_c) p_c / (R_\Gamma T_c^*), \quad (2)$$

- скорость в ядре газовой струи определяется по соотношению:

$$U_c = \lambda_c [R_\Gamma T_c^* / (\chi + 1)]^{0,5}, \quad (3)$$

где $\lambda_c = U_c / c_{кр}$ – плотность тока газа на срезе сопла; T_c^* – температура газа на срезе сопла; R_Γ – постоянная газа ($R_\Gamma = 287 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{К})$ – постоянная для воздуха и $R_\Gamma = 288 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{К})$ – постоянная для газа); χ_c – показатель адиабаты для газа на срезе сопла; p_c – давление газа на срезе сопла.

- местная скорость звука в ядре потока газовой струи определяется по соотношению:

$$c_c = (\chi_c R_\Gamma T_c^*)^{0,5}, \quad (4)$$

- функция плотности тока газа на срезе сопла определяется по соотношению:

$$\varepsilon(\lambda_c) = [1 - \lambda_c^2 (\chi_c - 1) / (\chi_c + 1)]^{1/(\chi - 1)}, \quad (5)$$



- критическая скорость струи газа на срезе сопла определяется по соотношению:

$$c_{кр} = c_c [2/(\chi_c + 1)]^{0.5}. \quad (6)$$

В качестве параметра направленности звукового излучения реактивной струи в предлагаемой модели используется величина $10 \lg \Phi$. Величина фактора направленности звукового излучения определяется на основе сравнения звукового давления в точках поля реального источника акустического излучения I и уровней звукового давления в тех же точках поля эталонного источника излучения равной мощности, при излучении звука в сферу равномерно во всех направлениях звуковая мощность струи определится из соотношений:

$$L = 20 \lg(P/P_0) = 10 \lg(I/I_0), \quad (7)$$

$$I = W \Phi / F, \quad (8)$$

$$L = 10 \lg[(W/(I_0 F))] + 10 \lg \Phi, \quad (9)$$

где I – уровень звукового давления реального источника акустического излучения; I_0 – уровень звукового давления эталонного источника излучения.

Анализируя структуру распространения затопленной струи и учитывая зависимость звукового давления от температуры струи можно сделать вывод, что уменьшить суммарный уровень звукового давления можно при помощи ее экранирования спутной струей воздуха второго контура и уменьшения



температуры газов на срезе сопла, что обеспечит уменьшение влияния ядра газовой струи и, соответственно, за счет уменьшения доли высокочастотных составляющих акустического излучения.

Определения акустическую мощность излучения затопленной реактивной струи ТРДД и ее звуковую мощность. Для этого в качестве исходных данных для расчета примем: температуру газов на срезе сопла $T_c^* = 600$ К; показатель адиабаты для воздуха $\chi_c = 1,4$; показатель адиабаты для газа $\chi_c = 1,33$; постоянная для воздуха $R_\Gamma = 287$ Дж/(кг·К); постоянная для газа $R_\Gamma =$ Дж/(кг·К); плотность тока на срезе сопла $\lambda_c = 0,9$; диаметр сопла $D_c = 2$ м; давление на срезе сопла равно стандартному атмосферному давлению $p_c = p_n = 101325$ Па; температуру атмосферного воздуха примем равной стандартной температуре $T_n = 288$ К. При этих условиях получим следующие выражения.

Местная скорость звука в ядре струи газа:

$$c_c = (\chi_c R_\Gamma T_c^*)^{0,5} = (1,33 \cdot 288 \cdot 600)^{0,5} = 479,4 \text{ м/с}, \quad (10)$$

Критическая скорость струи газа в выходном сечении сопла:

$$c_{кр} = c_c [2/(\chi_c + 1)]^{0,5} = 479,4 [2/(1,33 + 1)]^{0,5} = 444,15 \text{ м/с}, \quad (11)$$

Средняя скорость струи газа в ядре потока в выходном сечении сопла:

$$U_c = \lambda_c c_{кр} = 0,9 \cdot 444,15 = 400 \text{ м/с}, \quad (12)$$



Функция плотности тока газа в выходном сечении сопла:

$$\varepsilon(\lambda_c) = [1 - \lambda_c^2(\chi_c - 1)/(\chi_c + 1)]^{1/(\chi-1)} = [1 - 0,9^2(0,33/2,33)]^{1/0,33} = 0,691, \quad (13)$$

Плотность газа выходном сечении сопла:

$$\rho_c = \varepsilon(\lambda_c)p_c/(R_\Gamma T_c^*) = 0,691 \cdot 101325/(288 \cdot 600) = 0,405 \text{ кг/м}^3, \quad (14)$$

Площадь сечения сопла (газовой струи) в выходном сечении:

$$F_c = (\pi D_c^2)/4 = 3,14 \cdot 4/4 = 3,14 \text{ м}^2, \quad (15)$$

Мощность акустического излучения затопленной реактивной струи:

$$W = k\rho_c U^8 c_c^{-5} F_c = 0,8 \cdot 10^{-4} \cdot 0,405 \cdot 400^8 / 479,4^5 \cdot 1,57 = 2633 \text{ Вт}, \quad (16)$$

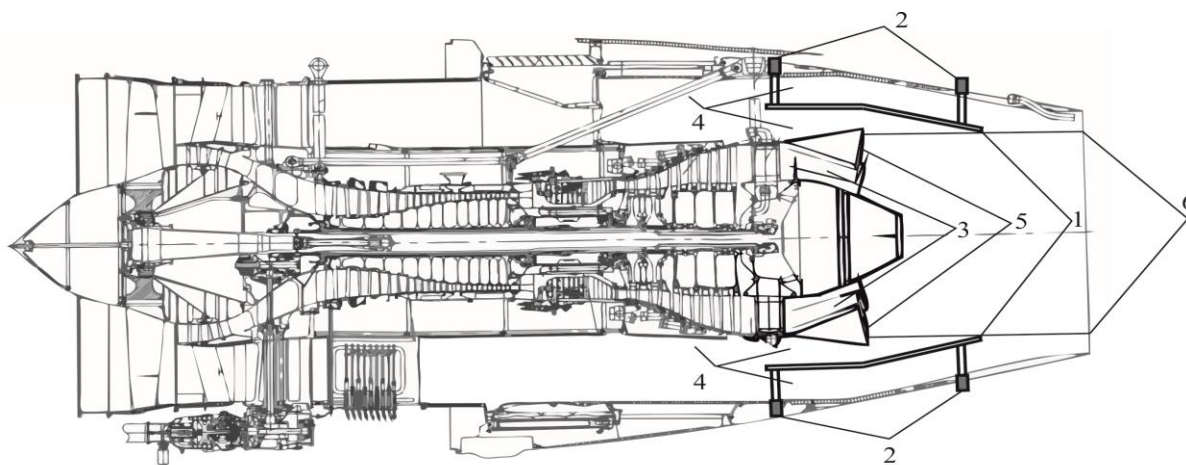
Звуковая мощность затопленной струи сопла:

$$L_{W3AT} = 10 \lg(2633/10^{-12}) = 154,2 \text{ дБ}. \quad (17)$$

Для снижения шума истекающей из реактивного сопла ТРДД струи авторами предлагается установить в камере смешения вблизи от ее внешних стенок устройство, разделяющее потоки холодного воздуха и горячего газа в



камере смешения на внешнюю и внутреннюю кольцевые струи. При этом внешняя кольцевая струя формируется из части холодного воздуха второго контура ТРДД, а внутренняя кольцевая струя формируется из оставшейся части холодного воздуха второго контура и горячих газов первого контура. Если в камере смешения вблизи ее внешней ограничивающей поверхности установить разделитель потоков первого и второго контура, то не произойдет полного смешения рабочего тела (воздуха) второго контура с рабочим телом (газом) первого контура в границах камеры смешения и реактивного сопла (рисунок 2).



1 – сегменты разделителя потоков; 2 – гидроцилиндры управления положением сегментов разделителя потоков; 3 – рабочее тело («горячий газ») первого контура; 4 – «холодный» воздух второго контура; 5 – смеситель потоков первого и второго контуров; 6 – граница между внешней кольцевой струей рабочего тела (воздуха) второго контура и внутренней кольцевой струей смеси части рабочего тела (воздуха) второго контура и рабочего тела (газа) первого контура.

Рисунок 2 – Схема установки предлагаемого устройства для разделения потоков в камере смешения ТРДД



На рисунке 2 показана схема установки предлагаемого устройства разделения потока, истекающего из выходного устройства ТРДД на две кольцевые струи. Часть потока второго контура будет вытекать из сопла, образуя относительно внутренней кольцевой газовой струи спутную ей внешнюю кольцевую воздушную струю.

Конструктивно разделитель потоков представляет собой тонкостенную обтекаемую обечайку, состоящую из четырех симметричных секторов. После взлета воздушного судна разделитель потоков убирается – его сектора прижимаются к поверхности камеры смешения и в процессе полета по маршруту не снижают тягу ТРДД. При необходимости снижения акустической и инфракрасной заметности во время полета разделитель потоков может быть введен в поток.

Всю область существования внешней и внутренней соосных струй можно разделить на три участка – начальный участок, переходной участок и основной участок. В пределах начального участка внешнюю кольцевую струю можно рассматривать как затопленную относительно атмосферного воздуха, а внутреннюю – как струю, распространяющуюся в спутном потоке внешней кольцевой струи. Внешняя струя будет экранировать внутреннюю струю от атмосферного воздуха, пока не смешается с атмосферным воздухом и газовой струей. Внешняя «холодная» кольцевая струя имеет меньшую скорость истечения, чем внутренняя горячая кольцевая струя. Поэтому, при ее смешении с атмосферным воздухом генерация шума будет меньше, чем если бы с атмосферным воздухом смешивалась внутренняя более горячая кольцевая струя. При смешении внешней кольцевой струи с внутренней кольцевой струей произойдет разгон внешней струи и торможение внутренней струи. Внешняя спутная воздушная струя отберет у внутренней струи часть ее энергии. В результате внутренняя струя не будет затопленной на начальном участке и произойдет уменьшение ее акустической мощности.



Суммарная звуковая мощность затопленной струи воздуха и спутной газовой струи при применении разделителя потока при принятых условиях расчета составит $L_{W\Sigma} = 144.5$ дБ.

Снижение звуковой мощности реактивной струи, истекающей из сопла ТРДД в случае применения разделителя потоков определим, как разность звуковой мощности затопленной струи газов и суммарной звуковой мощности затопленной струи воздуха и спутной газовой струи.

В результате применения разделителя потоков в камере смешения ТРДД при указанных выше значениях параметров газовой струи и окружающей среды суммарный уровень звукового давления газовой струи реактивного сопла удалось уменьшить на 9,9 дБ, что хорошо согласуется с перспективными требованиями ИКАО.

Снижение шума за счет специальной доработки выхлопной части двигателя является привлекательным, так как позволяет добиться существенного успеха при минимальном влиянии на конструкцию силовой установки и планера.

Согласно расчетам применение разделителя потоков в камере смешения ТРДД позволяет существенно снизить шум реактивной струи воздушного судна, тем самым решить проблему снижения акустического воздействия силовой установки воздушного судна на окружающую среду. Если учесть, что современные транспортные воздушные суда имеют силовые установки с двумя - четырьмя ТРДД, то в этом случае суммарный эффект по снижению шума от применения разделителя потока будет еще значительнее. В случае конструктивной доработки обечаек разделителя потока, он может использоваться во время пробега самолета после его посадки в качестве устройства реверсирования тяги, что даст дополнительный эффект от его использования.



СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Медведев В.В., Тимко О.С. Сравнительный анализ методов снижения шума выхлопной струи авиадвигателя // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2012. № 179. С. 57 – 62.
2. Дискин М.Е. О возможном пути совершенствования шумоглушения авиационных двигателей // Двигатель. 2018. № 5 (119). С. 6 – 7.
3. Загорский В.А., Агаев Р.Н., Елизаров П.В., Шаназаров О.А. Снижение акустического экологического воздействия силовой установки воздушного судна с двухконтурным турбореактивным двигателем на окружающую среду // Воздушно-космические силы. Теория и практика. 2020. № 16. С. 164 – 174.