



УДК 629.735.33  
ГРНТИ 55.42.47

## СНИЖЕНИЕ АКУСТИЧЕСКОГО ЭКОЛОГИЧЕСКОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ВОЗДУШНОГО СУДНА С ДВУХКОНТУРНЫМ ТУРБОРЕАКТИВНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ НА ОКРУЖАЮЩУЮ СРЕДУ

*В.А. ЗАГОРСКИЙ, доктор технических наук, профессор  
ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)  
Р.Н. АГАЕВ, кандидат технических наук, доцент  
ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)  
П.В. ЕЛИЗАРОВ  
ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)  
О.А. ШАНАЗАРОВ  
ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)*

В статье рассмотрена проблема снижения акустического воздействия силовой установки воздушного судна с двухконтурным турбореактивным двигателем на окружающую среду. Предлагается снизить звуковую мощность реактивной струи, истекающей из сопла путем ее разделения на две соосные кольцевые струи с разной скоростью и температурой с помощью разделителя потоков в камере смешения. Произведен расчет снижения звуковой мощности реактивной струи, истекающей из сопла двухконтурного турбореактивного двигателя.

*Ключевые слова:* воздушное судно, силовая установка, акустическое экологическое воздействие, мощность акустического излучения, затопленная струя, соосная струя.

## REDUCING THE DUAL-CIRCUIT TURBOJET ENGINE AIRCRAFT POWER PLANT ACOUSTIC ECOLOGICAL IMPACT ON THE ENVIRONMENT

*V.A. ZAGORSKIY, Doctor of Technical sciences, Professor  
MESC AF «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» (Voronezh)  
R.N. AGAEV, Candidate of Technical sciences, Associate Professor  
MESC AF «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» (Voronezh)  
P.V. ELIZAROV  
MESC AF «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» (Voronezh)  
O.A. SHANAZAROV  
MESC AF «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» (Voronezh)*

The article deals with the problem of reducing the dual-circuit turbojet engine aircraft power plant acoustic ecological impact on the environment. It is proposed to reduce the jet sound power jet flowing out of the nozzle by dividing it into two coaxial annular jets with different speeds and temperatures using a flow separator in the mixing chamber. The calculation of the decrease in the jet sound power jet flowing from the nozzle of a two-circuit turbojet engine has been made.

*Keywords:* aircraft, power plant, acoustic ecological impact, acoustic radiation power, submerged jet, coaxial jet.

**Введение.** Современное воздушное судно (ВС) с турбореактивными двухконтурными двигателями оказывает значительное экологическое воздействие на окружающую среду. Одной из важнейших компонент этого воздействия является шум реактивной струи. Постоянное улучшение ВС и систем их эксплуатации происходит в условиях острой конкуренции между



производителями воздушных судов и периодического ужесточения экологических требований к ним и их силовым установкам (СУ). 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 требованиям к ВС и их СУ объясняет необходимость дальнейшего снижения шума существующих и вновь разрабатываемых авиационных двигателей (АД).

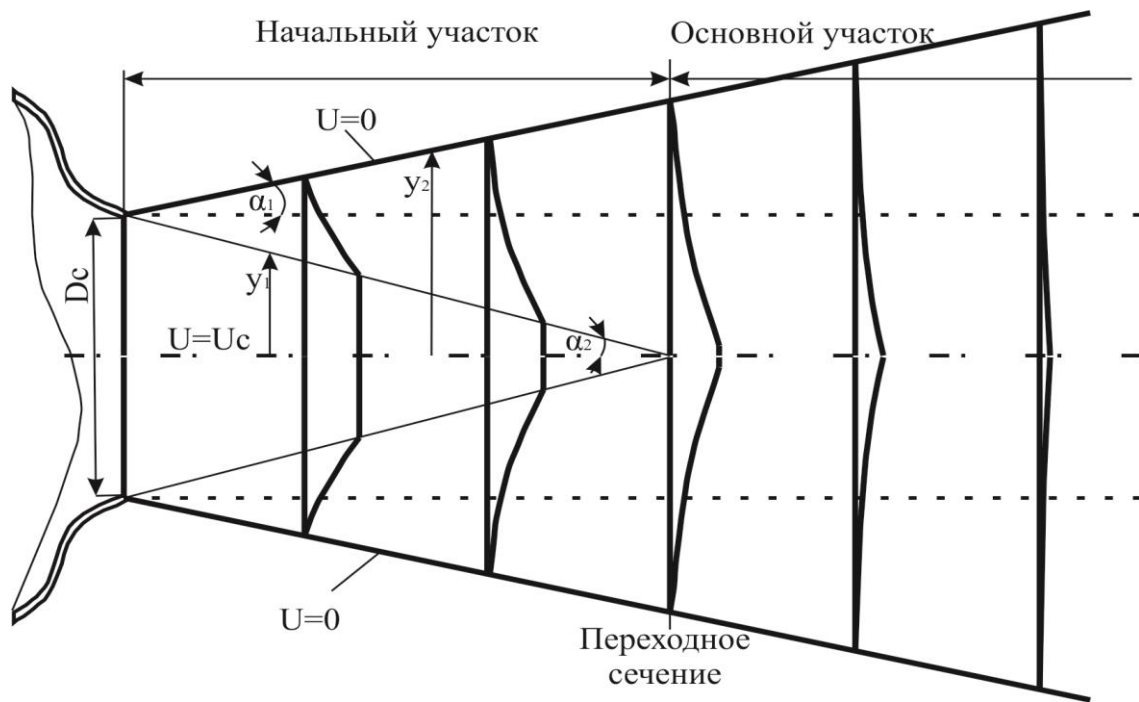
**Актуальность.** В настоящее время в качестве основных методов снижения шума силовой установки ВС используются методы по снижению шума его основных источников (вентилятора, компрессора, турбин и реактивной струи), а также методы по уменьшению интенсивности распространения звуковых волн со стороны входного и выходного устройств [1]. В этой связи большой практический интерес представляют методы снижения интенсивности распространения звуковых волн вперед по полету через входное устройство, а также методы снижения интенсивности распространения и генерации шума реактивной струей, истекающей из выходного устройства двухконтурного турбореактивного двигателя (ТРДД) [2].

Из большого набора объектов авиационной техники можно выделить отдельные группы воздушных судов двойного назначения – военно-транспортные ВС, выполняющие одни и те же функции в военное и мирное время и комбинированные ВС (транспортные ВС), выполняющие в военное и мирное время разные функции [3]. Примерами могут служить транспортные ВС, привлекаемые в военное время для выполнения функций бомбардировщиков или разведчиков.

Существующие методы и технические решения по совершенствованию экологических характеристик АД в части снижения шума позволяют решить следующие задачи: улучшить акустические характеристики, повысить вибрационную прочность конструктивных элементов двигателя, снизить гидравлические сопротивления элементов его проточной части. Эти и другие задачи актуальны для силовых установок транспортных ВС (пассажирских и грузовых), выполняющих свои функции в мирное время. Для ВС двойного и комбинированного назначения, выполняющих свои функции в мирное и военное время, любое современное техническое решение и техническое устройство должны улучшать тактико-технические, эксплуатационные характеристики и повышать боевую живучесть и выживаемость воздушного судна. При улучшении экологических характеристик ВС и их силовых установок вместе с понижением уровня шума также можно решить задачи снижения акустической и инфракрасной заметности ВС и его силовой установки. Так, например, в [4] авторам удалось снизить радиолокационную, акустическую и инфракрасную заметность с помощью противоинокрасной и противорадиолокационных решеток, выполненных в форме звукопоглощающих конструкций. Недостатками этого и подобных ему устройств являются дополнительное внешнее аэродинамическое сопротивление корпусов решеток, а также дополнительные потери давления реактивной струи при прохождении через решетки. Данные недостатки ведут к снижению тяги ТРДД на 3–5 %.

На взлетном режиме работы двигателя в момент, когда самолет начинает разбег, т.к. скорость движения самолета очень мала по сравнению со скоростью истечения реактивной струи, реактивная струя не экранируется спутным потоком и согласно полуэмпирическим моделям шума струй [5, 6] может рассматриваться как затопленная струя (рисунок 1).

Область распространения затопленной турбулентной струи можно разделить на начальный и основной участки. Начальный участок характеризуется наличием внутреннего конического ядра потока (зоны приблизительно постоянных скоростей) и внешней конической зоны смещения (струйный пограничный слой). Основной участок содержит переходный слой, который с внешней стороны взаимодействует с неподвижной воздушной средой ( $U = 0$ ), а с внутренней стороны взаимодействует с ядром потока ( $U = U_c$ ). Полное описание утолщения пограничного слоя и размытия ядра реактивной струи по мере удаления от выходного сечения сопла представлено в источниках [5, 6]. Суммарная протяженность начального и основного участков затопленной турбулентной струи в приближенных расчетах может быть принята равной 5–10 диаметров сопла на его срезе.



$D_c$  – диаметр сопла;  $U_c$  – осевая скорость струи на срезе сопла и в ядре невозмущенной струи;  $y_1$  – расстояние от оси струи до сечения, в котором соблюдается условие  $U = U_c$ ;  $y_2$  – расстояние от оси струи до сечения, в котором соблюдается условие  $U = 0$ ;  $\alpha_1$  – угол между линией границы диаметра сопла и линией границы нулевой скорости затопленной струи;  $\alpha_2$  – угол между осью сопла и линией границы скорости невозмущенной струи

Рисунок 1 – Структура затопленной турбулентной струи

В качестве значимых акустических показателей затопленной турбулентной реактивной струи будем рассматривать мощность ее акустического излучения, направленность распространения акустического излучения и его спектр. Мощность акустического излучения реактивной струи определяется, как:

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

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;  $\rho_c$  – плотность воздуха на выходе из реактивного сопла;  $U$  – осевая скорость потока, изменяющаяся от 0 на границе с неподвижной окружающей воздушной средой до  $U_c$  в ядре потока газовой струи;  $c_c$  – 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:

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



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

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

где  $\lambda_c = U_c / c_{kp}$  – плотность тока воздуха на срезе сопла;  $\varepsilon(\lambda_c)$  – функция плотности тока воздуха на срезе сопла  $\varepsilon(\lambda_c) = [1 - \lambda_c^2 (\chi_c - 1) / (\chi_c + 1)]^{1/(\chi - 1)}$ ;  $T_B^*$  – температура газов на срезе сопла;  $c_{kp} = c_c [2 / (\chi_c + 1)]^{0,5}$  – критическая скорость струи газа на срезе сопла;  $\chi$  – показатель адиабаты для воздуха;  $\chi_c$  – показатель адиабаты для газа;  $R_f$  – газовая постоянная для воздуха ( $R_f = 287$  Дж/(кг·К)), газовая постоянная для газа ( $R_f = 288$  Дж/(кг·К));  $p_c$  – давление газа на срезе сопла.

В качестве параметра направленности звукового излучения реактивной струи используем величину  $10 \lg \Phi$ . Эта величина определяется на основе сравнения звукового давления в точках поля реального источника акустического излучения и уровней звукового давления в тех же точках поля эталонного источника излучения равной мощности, при излучении звука в сферу равномерно во всех направлениях

$$L = 20 \lg (P / P_0) = 10 \lg (I / I_0), \quad (5)$$

$$I = W \Phi / F, \quad (6)$$

$$L = 10 \lg [(W / (I_0 F)) + 10 \lg \Phi], \quad (7)$$

где  $L$  – звуковое давление;  $W$  – мощность звукового излучения;  $P$  – текущее значение звукового давления;  $P_0$  – звуковое давление в невозмущенной среде;  $I$  – текущее значение интенсивности звукового излучения;  $I_0$  – интенсивность звукового излучения в невозмущенной среде;  $F$  – площадь поверхности звукового излучения;  $\Phi$  – параметр направленности звукового излучения.

На рисунке 2 приведены экспериментальные характеристики изменения параметров  $10 \lg \Phi$  неизотермических реактивных струй для трех значений полной температуры в струе соответственно при  $T_c^* = 600$  К, 800 К и 1000 К. Направление излучения определяется углом  $\theta$ , который отсчитывается от оси струи.

Суммарный уровень звукового давления  $L_c$  определяется в зависимости от значений мощности звукового излучения  $W$  и параметра направленности  $10 \lg \Phi$ :

$$L_c = 10 \lg [(W / (I_0 F)) + 10 \lg \Phi], \quad (8)$$

$$L_c = 10 \lg [(W / (I_0 F)) + \Delta - 20 \lg R + 10 \lg \Phi], \quad (9)$$

где  $\Delta$  – составляющая звукового давления, определяемая в зависимости от типа звукового излучения:  $\Delta = 10 \lg (1 / (I_0 4\pi)) = 109$  дБ при излучении в сферу и  $\Delta = 10 \lg (1 / (I_0 2\pi)) = 112$  дБ при излучении в полусферу;  $R = 0,8 - 0,9$  – коэффициент связи между турбулентными пульсациями в реактивной струе. Параметр направленности звукового излучения  $10 \lg \Phi$  определяется графически (рисунок 2).



Анализируя структуру распространения затопленной струи и учитывая зависимость звукового давления от температуры можно сделать вывод, что уменьшить уровень звукового давления можно при помощи увеличения действия пограничного слоя и уменьшения температуры газов на срезе сопла, что обеспечит уменьшение конического ядра и уменьшение доли высокочастотных составляющих акустического излучения соответственно. В ходе исследований было установлено, что изменение температуры в звуковой волне при сжатии среды в диапазоне частот звуковых волн для истекающей из реактивного сопла струи незначительно. В этом случае явлениями теплообмена между соседними частицами звуковой волны можно пренебречь и считать рассматриваемый колебательный процесс адиабатическим.

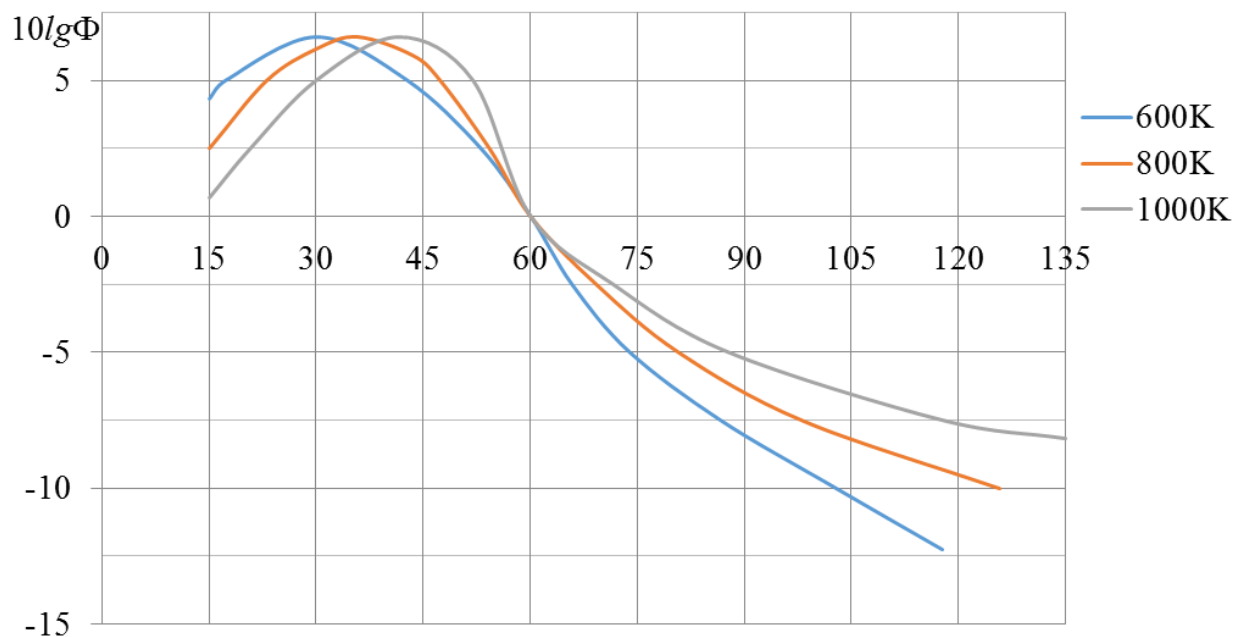


Рисунок 2 – Экспериментальные характеристики изменения фактора направленности акустического излучения  $10lg\Phi$  неизотермических реактивных струй

Определим акустическую мощность излучения затопленной реактивной струи ТРДД и ее звуковую мощность. Для этого в качестве исходных данных для расчета примем, что: температура газов на срезе сопла  $T_c^* = 600$  К; показатель адиабаты для воздуха  $\chi = 1,4$ ; показатель адиабаты для газа  $\chi_c = 1,33$ ; постоянная для воздуха  $R_r = 287$  Дж/(кг·К); постоянная для газа  $R_r = 288$  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  $p_c = p_H = 101325$  Па; температуру атмосферного воздуха примем равной стандартной температуре  $T_H = 288$  К. При этих условиях получим следующие выражения.

Местная скорость звука в ядре струи газа:

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

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:

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

Плотность газа в выходном сечении сопла:

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

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:

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

Звуковая мощность затопленной струи сопла:

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

На рисунке 3 показана схема установки предлагаемого устройства разделения потока, истекающего из выходного устройства ТРДД на две кольцевые струи.

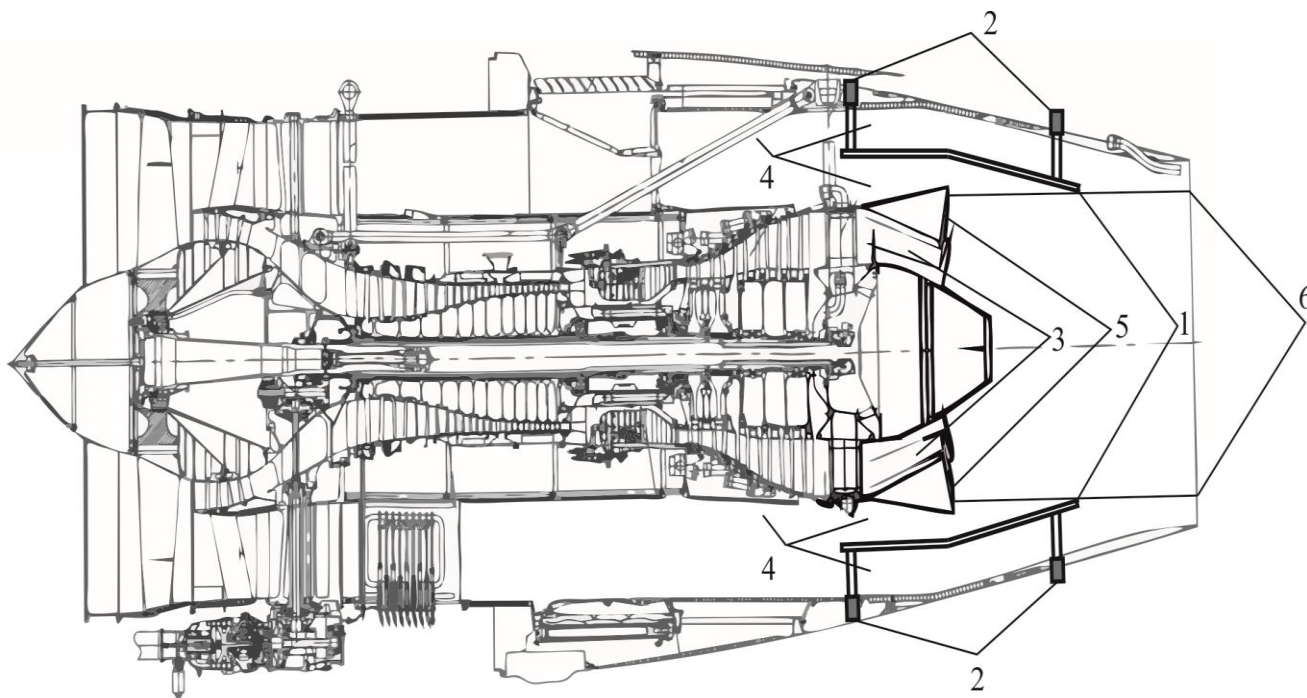


Рисунок 3 – Схема установки предлагаемого устройства для разделения потоков в камере смешения ТРДД



На рисунке 3: 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 рабочего тела (воздуха) второго контура и рабочего тела (газа) первого контура.

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 3).

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. При использовании разделителя потоков, на срезе сопла согласно полуэмпирической модели шума струй образуются две соосные кольцевые струи (рисунок 4).

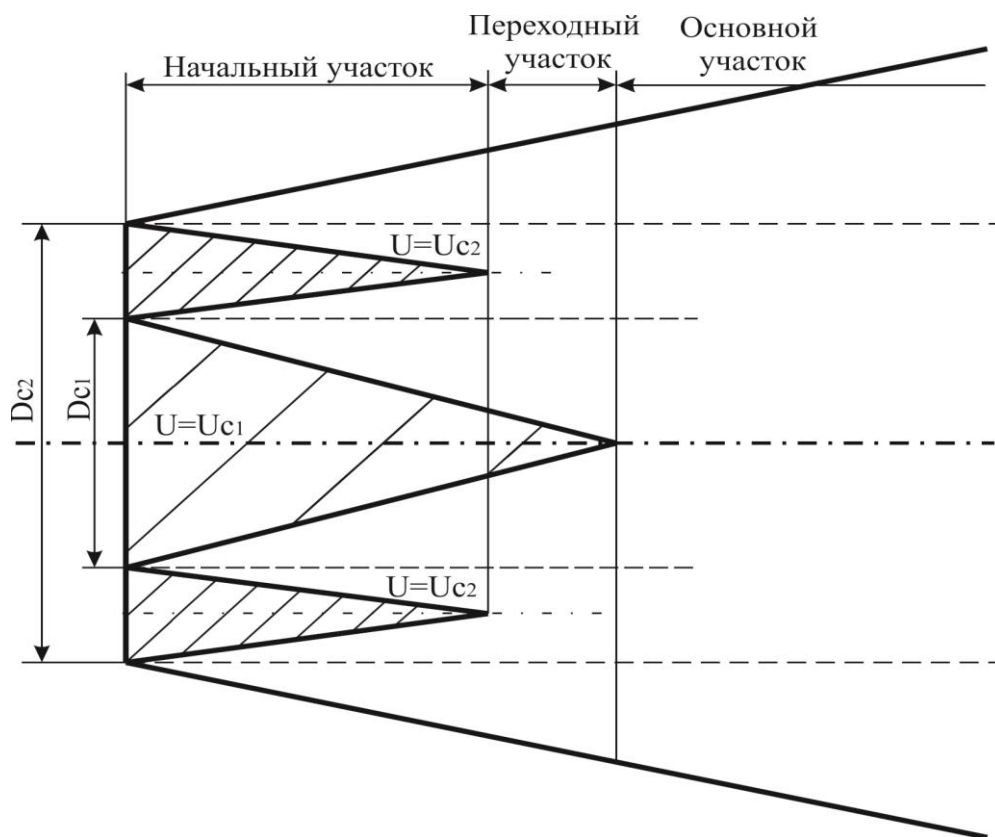


Рисунок 4 – Структура внешней и внутренней соосных струй



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 (рисунок 4). 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.

Расчет звуковой мощности струи в спутном потоке  $W_{СП}$  выполним по следующим соотношениям:

$$W_{СП} \sim (U_C - V)^7 (U_C + V), \quad (18)$$

$$W_{СП} \sim (U_C - V)^8, \quad (19)$$

$$W_{СП} \sim (U_C - V)^4 U_C^4, \quad (20)$$

где  $U_C$  – осевая скорость истечения реактивной струи в ядре потока;  $V$  – скорость спутного потока (скорость полета); разность  $(U_C - V)$  характеризует влияние спутного потока на интенсивность звукового излучения струи, истекающей из реактивного сопла [7].

Звуковая мощность затопленной струи при ее истечении со скоростью  $(U_C - V)$ , с увеличением скорости полета  $V$  уменьшается значительно быстрее звуковой мощности струи с постоянной скоростью истечения  $U_C$ , распространяющейся в спутном потоке, движущимся со скоростью  $V$ . На некотором удалении от среза сопла на переходном участке внутренняя струя вырождается в затопленную струю.

Определим акустическую мощность излучения реактивной струи ТРДД со спутной ей воздушной струей второго контура и их суммарную звуковую мощность. Исходные данные примем такие же, как в предыдущем расчете для затопленной турбулентной струи. Дополнительно предположим:

1. Степень повышения полного давления воздуха в вентиляторе второго контура  $\pi_B^* = 1,5$ .

2. Разделитель потока делит струю на срезе сопла таким образом, что воздушная струя второго контура занимает 10 % от площади сечения на срезе сопла, а 90 % от площади сечения на срезе сопла занимает газовая струя, представляющая смесь газа внутреннего контура с воздухом второго контура.

Температура воздуха на срезе сопла:

$$T_{CB}^* = T_H (\pi_B^*)^{0,286} = 288 \cdot 1,123 \approx 323 \text{ К}. \quad (21)$$

Местная скорость звука в струе воздуха в выходном сечении сопла:

$$c_{CB} = (\chi_B R_B T_B^*)^{0,5} = (1,4 \cdot 287 \cdot 323)^{0,5} = 360 \text{ м/с}. \quad (22)$$





Критическая скорость струи воздуха в выходном сечении сопла:

$$c_{КРВ} = c_{CB} [2 / (\chi_B + 1)]^{0,5} = 360 \cdot [2 / (1,4 + 1)]^{0,5} = 328,6 \text{ м/с.} \quad (23)$$

Средняя скорость струи воздуха в выходном сечении сопла:

$$U_{CB} = \lambda_c c_{КРВ} = 0,9 \cdot 328,6 = 296 \text{ м/с.} \quad (24)$$

Функция плотности тока воздуха в выходном сечении сопла:

$$\varepsilon(\lambda_c) = [1 - \lambda_c^2 (\chi_B - 1) / (\chi_B + 1)]^{1/(\chi-1)} = [1 - 0,9^2 (0,4 / 2,4)]^{1/0,4} = 0,696. \quad (25)$$

Плотность воздуха в выходном сечении сопла:

$$\rho_{CB} = \varepsilon(\lambda_c) p_c / (R_B T_{CB}^*) = 0,696 \cdot 101325 / (287 \cdot 323) = 0,761 \text{ кг/м}^3. \quad (26)$$

Площадь сечения струи воздуха в выходном сечении сопла:

$$F_{CB} = 0,1 F_C = 0,314 \text{ м}^2. \quad (27)$$

Площадь сечения газовой струи в выходном сечении сопла:

$$F_{CT} = F_C - F_{CB} = 3,14 - 0,314 = 2,826 \text{ м}^2. \quad (28)$$

Внутренний диаметр струи воздуха в выходном сечении сопла  $D_{CBВН}$ :

$$D_{CBВН} = (F_{CBВН} \cdot 4 / 3,14)^{0,5} = (0,314 \cdot 4 / 3,14)^{0,5} = 0,63 \text{ м.} \quad (29)$$

Мощность акустического излучения затопленной струи воздуха:

$$W_{ЗАТВ} = k \rho_{CB} U_{CB}^8 c_{CB}^{-5} F_{CBВН} = 0,8 \cdot 10^{-4} \cdot 0,761 \cdot 296^8 / 360^5 \cdot 0,314 = 186,2 \text{ Вт.} \quad (30)$$

Звуковая мощность затопленной струи воздуха:

$$L_{WЗАТВ} = 10 \lg (186,2 / 10^{-12}) = 142,7 \text{ дБ.} \quad (31)$$

При  $m_v = U_{CB} / U_C = 296 / 400 = 0,74$  м/с, мощность акустического излучения затопленной струи воздуха:

$$W_{СПС} = W_{ЗАТВ} \text{antilg}(-1,95 m_v) = 186,2 \cdot 10^{(-1,95 \cdot 0,74)} = 94,94 \text{ Вт.} \quad (32)$$

Звуковая мощность затопленной струи газов:

$$L_{WЗАТГ} = 10 \lg (94,94 / 10^{-12}) = 149,2 \text{ дБ.} \quad (33)$$



Звуковая мощность затопленной струи воздуха:

$$L_{W_{ЗАТВ}} = 10 \lg (93,1/10^{-12}) = 142,7 \text{ дБ.} \quad (34)$$

Звуковая мощность спутной газовой струи:

$$L_{W_{СПС}} = 10 \lg (94,94/10^{-12}) = 139,77 \text{ дБ.} \quad (35)$$

Суммарная звуковая мощность затопленной струи воздуха и спутной газовой струи:

$$W_{\Sigma CB} = W_{ЗАТВ} + W_{СПС} = 186,2 + 94,94 \approx 281,14 \text{ Вт,} \quad (36)$$

$$L_{W_{\Sigma CB}} = 10 \lg (281,14/10^{-12}) \approx 144,5 \text{ дБ.} \quad (37)$$

Снижение звуковой мощности реактивной струи, истекающей из сопла ТРДД в случае применения разделителя потоков:

$$L_{W_{ЗАТС}} - L_{W_{\Sigma CB}} = 154,2 - 144,5 = 9,9 \text{ дБ.} \quad (38)$$

**Выводы.** 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 2–4 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 снижения шума 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. Мышкин Л.В. Прогнозирование развития авиационной техники. 2-е издание, переработанное и дополненное. М.: Физматлит, 2008. 326 с.
4. Пат. 2214947 Российская Федерация, МПК7 В 64 D 45/00, 17/00. Устройство для уменьшения заметности силовой установки летательного аппарата в радиолокационном, инфракрасном, акустическом диапазонах длин волн / Демченко О.Ф. [и др.]; заявитель и патентообладатель ОАО «ОКБ им. А.С. Яковлева»; заявл. 16.0.2003; опубл. 27.10.2003.
5. Крашенников С.Ю., Миронов А.К. О свойствах течения в турбулентной струе и экспериментальном определении положения источников звука // Ученые записки ЦАГИ. 2012. № 4. С. 3–19.
6. Полуэмпирические модели шума струй / Хелпикс. Орг – интернет помощник. [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://helpiks.org/4-12639.html> (дата обращения 21.11.2020).
7. Молчанов А.М., Попов В.Э. Расчет газовой динамики и излучения высотных струй // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2018. № 19 (2). С. 2–20.



REFERENCES

1. Medvedev V.V., Timko O.S. Sravnitel'nyj analiz metodov snizheniya shuma vyhlopnoj strui aviadvigatelya // Nauchnyj vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tehničeskogo universiteta grazhdanskoj aviacii. 2012. № 179. pp. 57–62.
2. Diskin M.E. O vozmozhnom puti sovershenstvovaniya shumoglusheniya aviacionnyh dvigatelej // Dvigatel'. 2018. № 5 (119). pp. 6–7.
3. Myshkin L.V. Prognozirovanie razvitiya aviacionnoj tehniki. 2-e izdanie, pererabotannoe i dopolnennoe. M.: Fizmatlit, 2008. 326 p.
4. Pat. 2214947 Rossijskaya Federaciya, MPK7 B 64 D 45/00, 17/00. Ustrojstvo dlya umen'sheniya zametnosti silovoj ustanovki letatel'nogo apparata v radiolokacionnom, infrakrasnom, akustičeskom diapazonah dlin voln / Demchenko O.F. [i dr.]; zayavitel' i patentoobladatel' OAO «OKB im. A.S. Yakovleva»; zayavl. 16.0.2003; opubl. 27.10.2003.
5. Krashennikov S.Yu., Mironov A.K. O svojstvah techeniya v turbulentnoj strue i `eksperimental'nom opredelenii položeniya istočnikov zvuka // Uchenye zapiski CAGI. 2012. № 4. pp. 3–19.
6. Polu`empiricheskie modeli shuma struj / Helpiks. Org - internet pomoschnik. [Elektronnyj resurs]. Rezhim dostupa: <https://helpiks.org/4-12639.html> (data obrascheniya 21.11.2020).
7. Molchanov A.M., Popov V. E. Raschet gazovoj dinamiki i izlucheniya vysotnyh struj // Fiziko-himicheskaya kinetika v gazovoj dinamike. 2018. № 19 (2). pp. 2–20.

© Загорский В.А., Агаев Р.Н., Елизаров П.В., Шаназаров О.А., 2020

Загорский Владимир Алексеевич, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры эксплуатации авиационной техники, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), Россия, 394064, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, 54А, z\_t58@mail.ru.

Агаев Руслан Нураддинович, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры эксплуатации авиационной техники, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), Россия, 394064, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, 54А, nurad@yandex.ru.

Елизаров Павел Валерьевич, адъюнкт, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), Россия, 394064, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, 54А, elizarkin@inbox.ru.

Шаназаров Отабек Аблокулович, адъюнкт, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), Россия, 394064, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, 54А, otabek.shanazarov@mail.ru.