

УДК 504.6

РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ РЕАКТИВНОЙ СТРУИ С ОТКЛОНЯЮЩИМ ЩИТОМ

О.А. КАРТЫШЕВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Чинючиным Ю.М.

В статье изложены методика и результаты расчетного исследования взаимодействия выхлопной реактивной струи со струеотклоняющим щитом. Работа направлена на решение конкретной экологической задачи – снижение воздействия шума на технический персонал аэропорта и пассажиров. В основу решения задачи положена система осредненных уравнений Рейнольдса, для решения которой используется метод контрольного объема.

Ключевые слова: реактивная струя, струеотклоняющие щиты, расчет течения, метод контрольного объема.

1. Характеристика задачи

Необходимость учета взаимного влияния реактивных струй авиадвигателей и снижения локальной акустической нагрузки предопределяет рассредоточенную установку воздушных судов на стоянках и перронах, что приводит к увеличению удельных площадей стоянок для воздушных судов.

С целью улучшения акустической обстановки в районе аэропорта, предотвращения разрушения искусственных покрытий и грунтовых площадей аэродромов, вызываемых воздействием газовых струй реактивных двигателей, необходимо проведение специальных инженерных мероприятий. К одному из них относится установка струеотклоняющих щитов.

Необходимо отметить, что в настоящее время существует большое количество технических решений в области струеотклоняющих устройств, однако подавляющее количество литературных источников относится к патентной информации и носит описательный характер. Сведения о количественных характеристиках по струеотклоняющим устройствам различных типов практически отсутствуют. Поэтому для проведения конструктивных проработок струеотклоняющих устройств необходимы расчетно-экспериментальные исследования, направленные на определение их рациональных геометрических параметров.

При истечении из сопла реактивного двигателя газоздушная струя в месте контакта с поверхностью сооружения распространяется на эллипсоидальную площадь, называемую полем струи, которое характеризуется геометрическими, аэродинамическими и теплофизическими параметрами – скоростью и температурой газов, углом раскрытия конуса и поля газовой струи, начальным углом наклона струи, глубиной и максимальной шириной поля струи, температурой и скоростью на уровне покрытия или грунта.

В этой работе выполнено расчетное исследование взаимодействия реактивной струи со струеотклоняющими щитами, имеющими различные геометрические характеристики.

2. Метод решения

В рассматриваемой постановке задачи течение потока, возникающее при взаимодействии реактивной струи с отклоняющим щитом, может быть описано системой дифференциальных осредненных уравнений Рейнольдса. Такая система включает в себя уравнение неразрывности, количества движения и энергии. При осреднении возникают дополнительные члены так называемые напряжения Рейнольдса, которые можно связать с параметрами осредненного течения одной из моделей турбулентности [1; 2].

Для удобства систему уравнений Рейнольдса запишем в обобщенном виде

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\Phi) + \text{div}(\rho v\Phi) + \text{div}(\Gamma \text{grad}\Phi) + S, \quad (1)$$

где Φ – зависимая переменная; Γ – коэффициент диффузии; S – источниковый член. В обобщенное дифференциальное уравнение (1) входят четыре члена: стационарный, конвективный, диффузионный и источниковый. Зависимая переменная Φ обозначает различные величины, такие как составляющие скорости, энтальпия или температура. При решении системы уравнений (1) используем метод контрольного объема (рис. 1), основная идея которого заключается в следующем. Расчетная область разбивается на некоторое число непересекающихся контрольных объемов таким образом, что каждая узловая точка содержалась бы в одном контрольном объеме. Дифференциальные уравнения интегрировались по каждому контрольному объему.

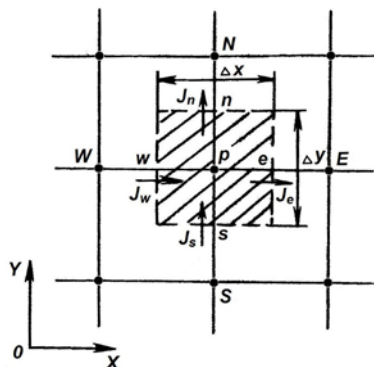


Рис. 1. Схема контрольного объема

В результате интегрирования находился дискретный аналог дифференциального уравнения, в который входят значения Φ в нескольких узловых точках. Одним из важных особенностей метода контрольного объема является то, что в нем заложено точное интегральное сохранение таких величин, как масса, количество движения и энергия на любой группе контрольных объемов и, следовательно, на всей расчетной области.

Для получения дискретного аналога уравнение сохранения количества движения в двумерной форме представим в виде

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\Phi) + \frac{\partial J_x}{\partial X} + \frac{\partial J_y}{\partial Y} = S, \tag{2}$$

где $J_x = \rho\bar{u}\Phi - \Gamma\left(\frac{\partial\Phi}{\partial X}\right)$, $J_y = \rho\bar{v}\Phi - \Gamma\left(\frac{\partial\Phi}{\partial Y}\right)$ - суммарные потоки.

Расчетная область и граничные условия показаны на рис. 2.

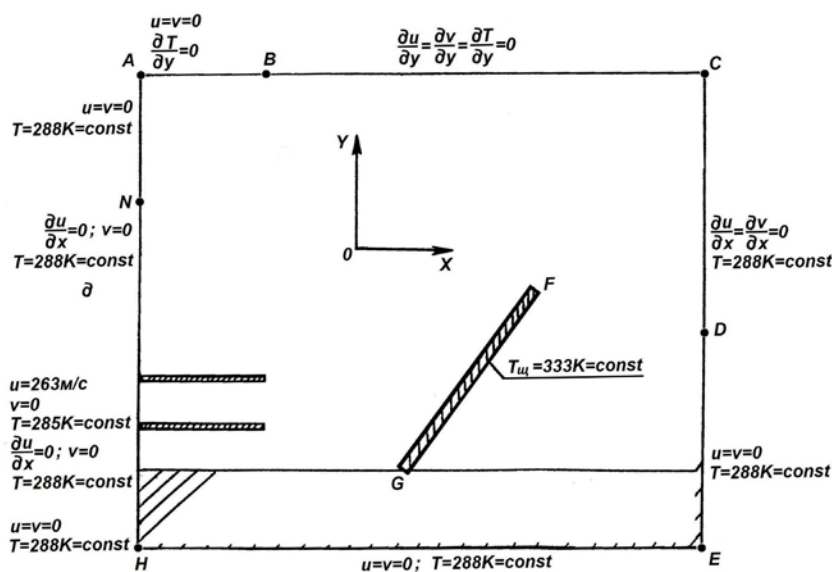


Рис. 2. Граничные условия расчета

Интегрирование уравнения по контрольному объему (рис. 2) дает выражение вида

$$\frac{\rho_p \Phi_p - \rho_p^0 \Phi_p^0}{\Delta \tau} \Delta X \Delta Y + (J_e - J_w) \Delta y + (J_n - J_s) \Delta x = (S_c - S_p \Phi_p) \Delta x \Delta y. \quad (3)$$

Интегрирование уравнения неразрывности дает следующее выражение

$$\frac{\rho_p - \rho_p^0}{\Delta \tau} \Delta X \Delta Y + F_e - F_w + F_n - F_s = 0, \quad (4)$$

где F_e, F_w, F_n, F_s – массовые расходы жидкости через грани контрольного объема, т.е.

$$F_e = (\rho u)_e \Delta Y; \quad F_n = (\rho u)_n \Delta X; \quad F_w = (\rho u)_w \Delta Y; \quad F_s = (\rho u)_s \Delta X.$$

Умножив уравнение (3) на Φ_p и вычтя его из (4), получим

$$(\Phi_p - \Phi_p^0) \frac{\rho_p^0 \Delta X \Delta Y}{\Delta \tau} + (J_e - F_e \Phi_p) - (J_w - F_w \Phi_p) + (J_n - F_n \Phi_p) - (J_s - F_s \Phi_p) = (S_c + S_p \Phi_p) \Delta x \Delta y.$$

Используя выражения:

$$J_e - F_e \Phi_p = a_e (\Phi_p - \Phi_e); \quad J_w - F_w \Phi_p = a_w (\Phi_w - \Phi_p),$$

можно записать окончательный вид дискретного аналога

$$a_p \Phi_p = a_e \Phi_e + a_w \Phi_w + a_n \Phi_n + a_s \Phi_s + B; \quad (5)$$

где

$$\begin{aligned} a_e &= D_e A(|P_e|) + [-F_e, 0]; & a_n &= D_n A(|P_n|) + [-F_w, 0]; \\ a_w &= D_w A(|P_w|) + [-F_w, 0]; & a_s &= D_s A(|P_n|) + [-F_w, 0]; \\ b &= S_c \Delta X \Delta Y + a_p^0 \Phi_p^0; & a_p^0 &= \frac{\rho_p^0 \Delta X \Delta Y}{\Delta \tau}; \\ a_p &= a_e + a_w + a_s + a_p^0 + S_p \Delta X \Delta Y. \end{aligned}$$

Здесь Φ_p^0 и ρ_p^0 – известные значения для времени τ ; Φ_p ; Φ_e ; Φ_n ; Φ_s – неизвестные величины для времени $\tau + \Delta \tau$.

$$\begin{aligned} D_e &= \Gamma_e \frac{\Delta Y}{(dX)_e}; & D_w &= \Gamma_n \frac{\Delta X}{(dX)_w}; & D_n &= \Gamma_m \frac{\Delta X}{(dY)_n}; & D_s &= \Gamma_s \frac{\Delta X}{(dY)_s}; \\ P_e &= \frac{F_e}{D_e}; & P_w &= \frac{F_w}{D_w}; & P_n &= \frac{F_n}{D_n}; & P_s &= \frac{F_s}{D_s}. \end{aligned}$$

Функция $A(|p|)$ определяется выражением $A(|p|) = [0, (1-0,1|p|)^5]$.

Градиент давления в уравнении количества движения представим в конечно-разностном аналоге этого уравнения в виде разности давлений между двумя несоседними точками. Это приведет к меньшей точности решения, однако волнообразное поле давления может оказаться равномерным. Указанные трудности можно преодолеть, если использовать шахматную сетку. Для такой сетки компоненты скорости рассчитываются в узловых точках, смещенных относительно узловых точек, которым соответствуют давление и все другие основные переменные Φ .

Дискретный аналог уравнения количества движения для компонент U и V скорости может быть представлен в следующем виде:

$$\begin{aligned} a_e U_e &= \sum a_{nB} U_{nB} + B + (P_p - P_e) A_e \\ a_n U_n &= \sum a_{nB} U_{nB} + B + (P_p - P_p) A_n \end{aligned} \quad (6)$$

Для решения уравнений (6) необходимо задать поля давлений. Допустим, нам известно приближенное поле давления p^* . Ему соответствует приближенные поля скорости U^* и V^* , которые являются решением уравнений:

$$\begin{aligned} a_e U_e^* &= \sum a_{nB} U_{nB}^* + B + (P_p^* - P_e^*) A_e \\ a_n U_n^* &= \sum a_{nB} U_{nB}^* + B + (P_p^* - P_p^*) A_n \end{aligned} \quad (7)$$

где $A_e = \Delta Y \times 1$; $A_n = \Delta X \times 1$ – площади поверхностей, на которые действует перепад давления.

Предположив, что истинные скорости и давление есть сумма:

$$U = U^* + U'; \quad V = V^* + V'; \quad p = p^* + p',$$

Произведя вычитания (7) из (6), получим:

$$a_e U'_e = \sum a_{nB} U'_{nB} + B + (P'_p - P'_e) A_n; \quad a_n U'_n = \sum a_{nB} U'_{nB} + B + (P'_p - P'_e) A_n.$$

Пренебрегая членами уравнения $\sum a_{nB} U'_{nB}$ и $\sum a_{nB} U'_{nB}$, получим:

$$U_e = U_e^* + d_e (P'_p - P'_e); \quad U_n = U_n^* + d_n (P'_p - P'_e), \quad \text{где } d_e = A_e / a_e, \quad d_n = A_n / a_n. \quad (8)$$

Уравнение для поправки давления получается из уравнения неразрывности. С учетом формул (5), (8) получим следующий дискретный аналог:

$$a_p P'_p = a_e P'_e + a_w P'_w + a_n P'_n a_s P'_s + B;$$

$$a_e = \rho_e d_e \Delta Y; \quad a_n = \rho_n d_n \Delta X; \quad a_w = \rho_w d_w \Delta Y;$$

$$a_p = a_e + a_w + a_n + a_s$$

$$B = (\rho_p^0 - \rho_p) \frac{\Delta X \Delta Y}{\Delta \tau} + [(\rho U^*)_w - (\rho U^*)_e] \Delta Y + [(\rho U^*)_s - (\rho U^*)_n] \Delta X.$$

С учетом задаваемых в расчетах граничных условий (рис. 2) процедура расчета течения сводится к следующему: 1) задание поля давлений p^* ; 2) решение уравнений движения (2); 3) решение уравнений движения p ; 4) расчет p из уравнения $p = p^* + p'$; 5) расчет U, V ; 6) решение уравнений для других параметров, если они оказывают влияние на поле течения; 7) представление давления p как нового p^* и возвращение к пункту 2 до получения сходящегося решения.

На рис. 3 показано взаимодействие струи со сплошным газоотражательным щитом, установленным к поверхности площадки под углом $\beta = 105^\circ$. Видно, что в этом случае струя тормозится на щите с образованием двух пристенных потоков. Верхний пристенный поток инициирует слабоинтенсивное течение воздуха в зоне за щитом. Нижний же пристенный поток, стекая со щита, образует сильное возвратное течение, распространяющееся по поверхности площадки в сторону источника струи.

На рис. 4 - 6 приведены результаты расчета воздействия струи с газопроницаемым (решетчатым, $t/\epsilon = 1,73$) щитом, установленным под углами к поверхности площади $\beta = 105^\circ$; 90° ; 75° . При углах установки щита $\beta = 75^\circ$ и $\beta = 90^\circ$ вследствие большого сопротивления решетки наблюдается растекание части струи на входе в решетку с образованием также двух пристенных потоков. Однако возвратное течение в этом случае имеет слабую интенсивность. При угле установки решетчатого щита $\beta = 105^\circ$ сопротивление решетки уменьшается, и вся масса газов струи проходит через решетку.

3. Заключение

Разработанный метод расчета взаимодействия реактивной струи с преградой позволяет на стадиях предварительного проектирования мест стоянок воздушных судов в аэропортах с достаточно высокой степенью адекватности учесть конкретные ограничения, местные условия и инфраструктуру аэропорта. Получаемые с помощью метода результаты при вариации параметров струи и щитов позволяют скомплектовать такие их комбинации, которые являются наиболее эффективными для конкретных условий; тем самым может быть сформирована база типовых параметров струеотклоняющих конструкций.

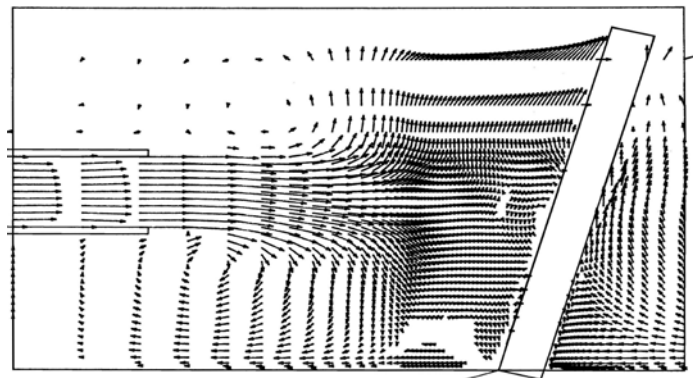


Рис. 3. Взаимодействие струи с непроницаемой преградой (плоский щит)

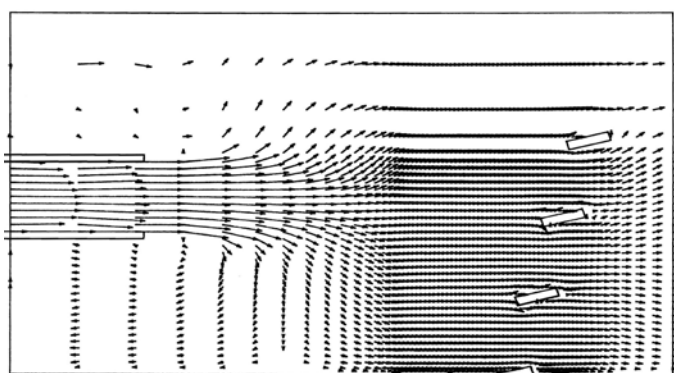


Рис. 4. Взаимодействие струи с проницаемой преградой (решетчатый щит, $\beta=105^\circ$)

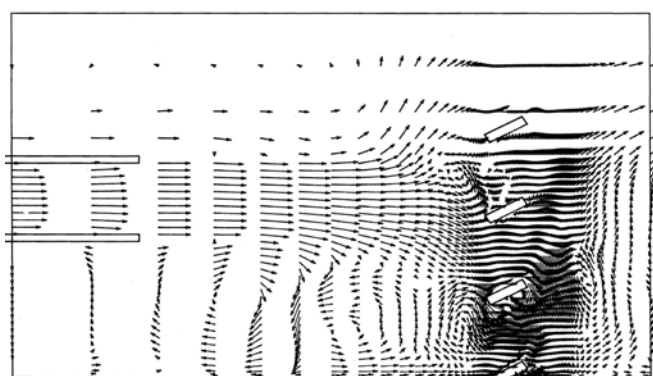


Рис. 5. Взаимодействие струи с проницаемой преградой (решетчатый щит, $\beta=90^\circ$)

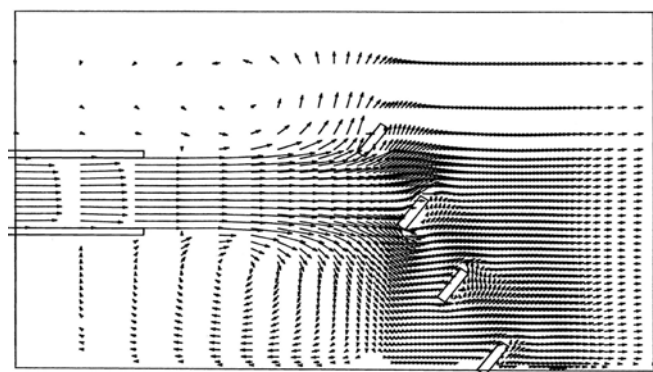


Рис. 6. Взаимодействие струи с проницаемой преградой (решетчатый щит, $\beta=75^\circ$)

ЛИТЕРАТУРА

1. **Абрамович Г.Н.** Теория турбулентных струй. - М.: Физматгиз, 1960.
2. **Абрамович Г.Н., Крашенинников С.Ю., Секундов А.Н., Смирнова И.П.** Турбулентное смешение газовых струй. - М.: Наука, 1974.

COMPUTER MODELING OF EXHAUST JET FLUX INTERACTION WITH DEFLECTING SHIELD

Kartishev O.A.

Method of exhaust jet flux interaction with deflecting shield computer modeling is proposed in this article. The article is devoted to concrete ecological task – to decrease the noise influence on ground maintenance staff and passengers in the airports. The method is based on the Reynolds equation system solution obtained with the help of control volume method. Calculation results give an opportunity to choose main deflecting shield parameters according to concrete airport conditions.

Keywords: jet flux, deflecting shield, computer flow modeling, method of definite volume.

Сведения об авторе

Картышев Олег Алексеевич, 1949 г.р., окончил ЛИАП (1976), кандидат технических наук, директор авиационного экологического центра ГосНИИ ГА, автор более 50 научных работ, область научных интересов – авиационная акустика, экология воздушного транспорта, история гражданской авиации.