

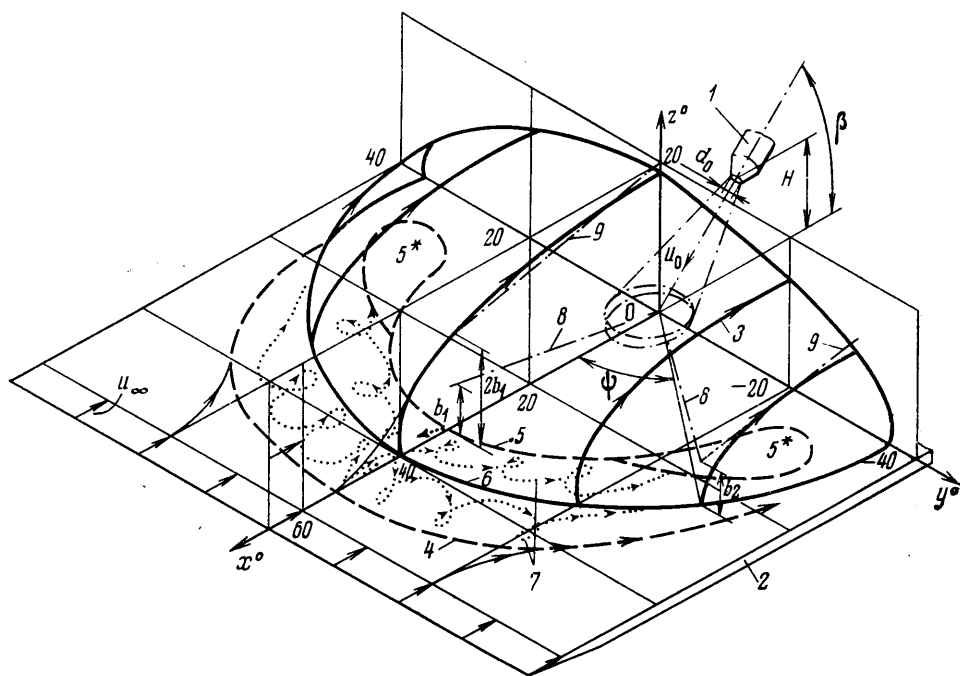
РАСПРОСТРАНЕНИЕ ТУРБУЛЕНТНОЙ СТРУИ,
СОУДАРЯЮЩЕЙСЯ С ПЛОСКОЙ ПОВЕРХНОСТЬЮ,
ВО ВНЕШНЕМ ПОТОКЕ

Ю. М. КЛЕСТОВ

(Москва)

Приводятся результаты исследования пространственной вихревой зоны, которая образуется вблизи плоской поверхности при соударении с ней турбулентной струи во внешнем потоке. Такого рода задачи имеют место, например, при изучении эффектов попадания выхлопных газов в воздухозаборники двигателей при пробеге по аэродрому самолетов с включенными реверсами тяги и при движении вблизи земли самолетов вертикального взлета и посадки [1-3]. Установлены структура вихревой зоны и распределение температур в ней.

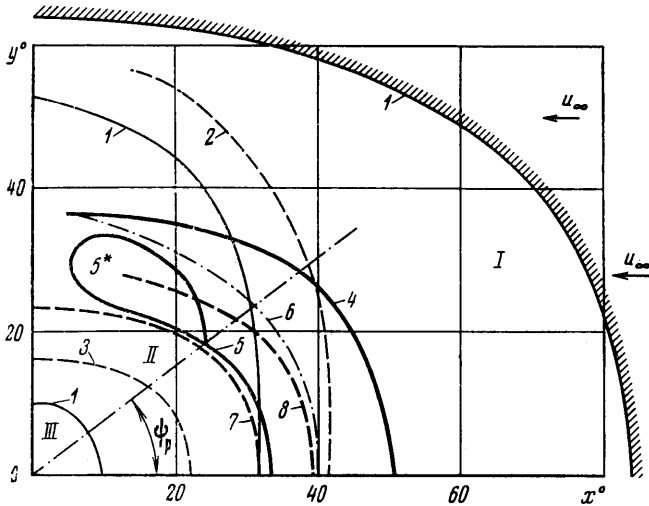
1. Экспериментальное исследование структуры и особенностей течения в вихревой зоне проводилось в аэродинамической трубе с размером выходного сечения сопла 500×320 мм². Скорость внешнего потока u_∞ в выходном сечении плавно регулировалась от 5 до 15 м/сек. Неравномер-



Фиг. 1

ность поля средней скорости не превышала 1%. Интенсивность турбулентности $\varepsilon = 100\sqrt{u'^2}/\bar{u}_\infty$ в потоке составляла 0.8–1%. Исследуемая турбулентная струя вытекала из сопла 1 диаметром $d_0 = 2r_0 = 5$ мм и соударялась под углами $\beta = 45$ и 60° с поверхностью плоского экрана 2 размером 500×700 мм² (фиг. 1). Экран был дренирован вдоль лучей, выходящих из точки 0 пересечения оси сопла 1 с поверхностью экрана 2, с шагом 10 мм между дренажными отверстиями. Лучи, вдоль которых находились дренажные отверстия, составляли с проекцией вектора скорости u_0 в струе на экран углы $\psi = 0, 15, 30, 45, 60$ и 90° .

Рассмотрен также случай несимметричного истечения струи в поток, когда сопло 1, наклоненное к экрану 2 под углом $\beta = 60^\circ$, было повернуто вбок так, что проекция скорости u_0 на экран составляла с направлением



Фиг. 2

течения во внешнем потоке угол $\psi_0 = 36^\circ 10'$. Относительная высота сопла над экраном $H^0 = H/r_0$ составляла 12 и 24. Эксперименты проводились при отношениях скоростных напоров внешнего потока и струи, равных $q^0 = \rho_\infty u_\infty^2 / \rho_0 u_0^2 = 0.0025, 0.01$ и 0.022 .

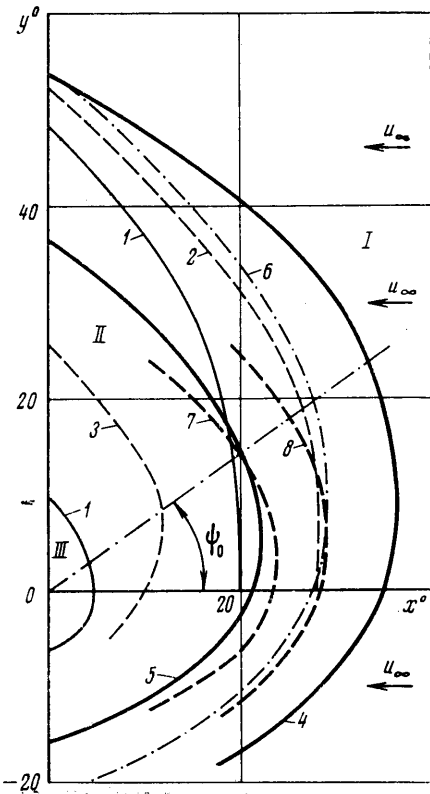
Координаты границ вихревой зоны определялись по измерениям концентрации небольшой примеси гелия в струе и растеканию масла по поверхности экрана. Граница вихревой зоны определялась как поверхность, концентрация примеси гелия на которой составляла не более 0.5% концентрации примеси c_0 в выходном сечении сопла.

Статические давления на поверхности экрана измерялись спиртовым наклонным микроманометром с точностью ± 1 Па. Скоростной напор $q_0 = \rho_0 u_0^2 / 2$ в струе в выходном сечении сопла 1 (фиг. 1) измерялся с точностью ± 10 Па.

2. По результатам измерений статических давлений на поверхности экрана были определены границы 1 областей I, III повышенного давления и II разрежения, которые приведены на фиг. 2 и 3 для двух режимов течения: $q^0 = 0.01, H^0 = 12, \beta = 45^\circ$ и $q^0 = 0.01, H^0 = 12, \beta = 60^\circ$ и $\psi_0 = 36^\circ 10'$ соответственно. Вдоль линий 1 статическое давление равно статическому давлению в невозмущенном внешнем потоке. На фиг. 2 область невозмущенного внешнего потока заштрихована, а на фиг. 3 внешняя линия 1, ограничивающая эту область, не приведена. Максимальные и минималь-

ные значения статического давления принимает вдоль линий 2, 3 соответственно. В области III происходит разворот струи при соударении ее с экраном [4].

В результате визуализации течения на поверхности экрана получена линия отрыва 4 пограничного слоя внешнего потока и линия отрыва 5 пограничного слоя струи (фиг. 2, 3). В реальных условиях при пробеге самолета линия 4 отсутствует. Однако связанное с этим отличие реальной картины истечения выхлопной струи реверсированного двигателя от полученной в условиях моделирования существенно не изменяет геометрических размеров вихревой зоны [3].



Фиг. 3

Линия отрыва 5 (фиг. 2) ограничивается областью накопления масла 5*. В секторе $-\psi_p \leq \psi \leq +\psi_p$, в котором заключена линия 5, струя отрывается от поверхности экрана и разворачивается в вертикальной плоскости. В области 5* струя, не отрываясь от экрана, разворачивается внешним потоком в горизонтальной плоскости параллельно экрану. Величина ψ_p изменяется в диапазоне $-1/4\pi \leq \psi_p \leq +1/4\pi$ и является функцией определяющих параметров q^0 , H^0 , β , ψ_0 .

При определении влияния пограничного слоя на экране на картину взаимодействия струи с потоком координаты линий отрыва измерялись при различных расстояниях модели от передней кромки экрана. При изменении этого расстояния в диапазоне от 250 до 360 мм координаты линий отрыва 4 и 5 (фиг. 2) практически совпадают. При этом толщина пограничного слоя на экране на расстоянии 150 мм от его кромки составляла 10 мм.

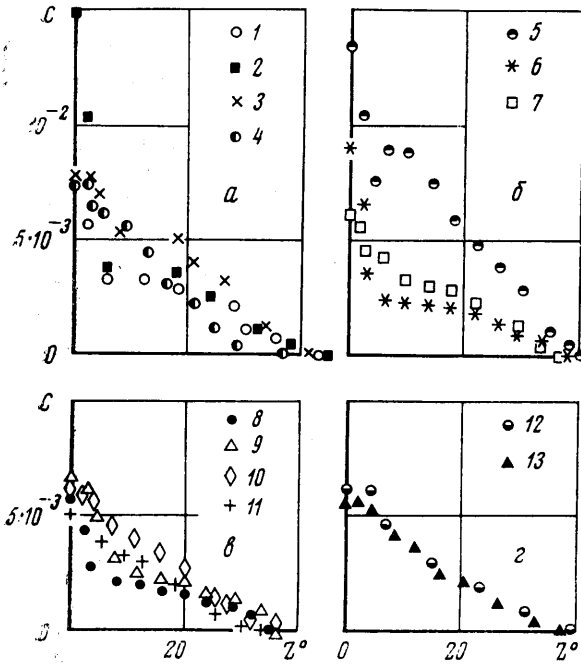
Для определения влияния внешнего потока на течение в свободном участке струи и растекание ее по экрану были измерены профили скоростных напоров

в вихревой зоне перед границей струи, обращенной к внешнему потоку. Одновременно проводилась визуализация линий тока на поверхности экрана и измерение максимальной концентрации примеси вдоль струи у поверхности экрана. Измерения показали, что в диапазоне изменения $0 \leq q^0 \leq 0,01$, $H^0 \leq 12$ и $0 \leq q^0 \leq 0,0025$, $H^0 \leq 24$ скоростной напор перед границей струи не превышает 30% скоростного напора во внешнем потоке q_∞ , а максимальная концентрация в струе у экрана в области, ограниченной линией отрыва 5 и зоной соударения III, изменяется не более чем на 10%. Внешний поток не вызывает искривления линий тока на поверхности экрана в этой же области. Следовательно, влиянием внешнего потока на распространение струи вплоть до линии отрыва в указанном диапазоне изменения параметров q^0 и H^0 можно пренебречь. При $0,01 \leq q^0 \leq 0,022$, $H^0 \leq 24$ влияние внешнего потока приводит к заметному смещению области III разворота струи у экрана вниз по потоку. Из фиг. 2, 3 следует, что линия отрыва 5 практически совпадает с линией нулевого избыточного давления 1 в плоскости симметрии течения и в секторе $-\psi_p \leq \psi \leq \psi_p$

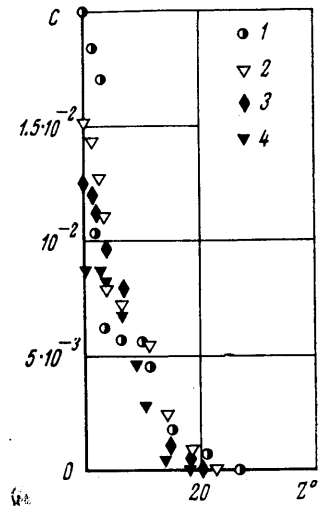
соответственно для симметричного и несимметричного истечений струи в поток.

Внешний поток существенно влияет на течение в струе вблизи экрана на участке, заключенном между линиями отрыва 4, 5 (фиг. 2, 3).

Результаты измерений границ вихревой зоны по концентрации примеси гелия представлены на фиг. 1 ($q^0=0.01$, $H^0=12$, $\beta=45^\circ$). Поверхность вихревой зоны изображена сплошными линиями 3, а на экране — линией 6. Здесь же представлены линии отрыва 5, 4 струи и внешнего потока соответственно, причем линия отрыва струи 5 не совпадает с границей



Фиг. 4



Фиг. 5

вихревой зоны 6. Это несовпадение объясняется существованием парного вихря 7. Вихрь, примыкающий к вихревой зоне, содержит примесь гелия, и поэтому измеренная граница 6 совпадает с границей раздела вихрей.

Граница вихревой зоны вблизи поверхности экрана, полученная по измерениям концентрации, представлена на фиг. 2, 3 линией 6. При симметричном истечении струи в поток (фиг. 2) линия 6 в точке пересечения с осью x практически совпадает с линией максимального статического давления 2, а при несимметричном истечении (фиг. 3) линии 6 и 2 совпадают во всей исследуемой зоне.

Результаты измерений профилей концентрации в вихревой зоне представлены на фиг. 4 в сечениях, параллельных плоскости xz :

а) $y^0=0$ ($1-x^0=8$; $2-x^0=28$; $3-x^0=52$; $4-x^0=64$);

б) $y^0=8$ ($5-x^0=8$; $6-x^0=28$; $7-x^0=48$); в) $y^0=28$ ($8-x^0=8$; $9-x^0=28$; $10-x^0=48$; $11-x^0=58$); г) $y^0=40$ ($12-x^0=28$; $13-x^0=36$) при $q_1^0=0.0025$, $H^0=12$, $\beta=45^\circ$ и на фиг. 5 в сечении $y^0=0$ ($1-x^0=11.2$; $2-x^0=19.2$; $3-x^0=27.2$; $4-x^0=33.2$) при $q^0=0.01$, $H^0=12$, $\beta=45^\circ$. Здесь $x^0 = x/r_0 = 64$, $y^0 = y/r_0 = 0$; $x^0 = 58$; $y^0 = 28$ и $x^0 = 36$; $y^0 = 40$ — координаты линии отрыва при $q^0=0.0025$, а $x^0=33.2$, $y^0=0$ — при $q^0=0.01$. Результаты измерений обработаны в виде безразмерных профилей концентрации при-

меси в сечениях вихревой зоны, параллельных плоскости xz . При этом концентрация примеси в каждой точке сечения была отнесена к максимальной концентрации c_{m1} в струе у поверхности экрана на линии отрыва в этом же сечении, а координата z точки отнесена к местной высоте B вихревой зоны. В диапазоне относительных высот $0.4 \leq z/B \leq 1$ разброс точек относительно профиля Шлихтинга не превышал 20%, за исключением точек, принадлежащих сечению $y^0=8$ при $x^0=8$ (фиг. 4, б). Увеличение концентрации примеси в этом сечении объясняется возникновением циркуляционного течения в сечениях вихревой зоны, близких к плоскости xz , вызванного подсосывающим действием струи. Следует отметить, что измеренные величины c_{m1} в сечениях $y^0=0, 8, 28$ и 40 (фиг. 4, а—г) в пределах точности измерений можно принять равными.

Универсальность профилей концентрации при $0.4 \leq z/B \leq 1$ в сечениях $y^0=\text{const}$ свидетельствует о том, что течение в этом участке вихревой зоны формируется внешним потоком и слабо зависит от течения вблизи экрана.

Обобщение опытных данных будет приведено ниже в виде метода расчета геометрических размеров вихревой зоны и распределения концентраций в ней.

3. Определение концентрации примеси в вихревой зоне не представляет затруднения, если известны геометрические размеры ее и величина максимальной концентрации в струе на линии отрыва. Экспериментально установлено, что соотношение между величиной максимальной относительной скорости в струе у экрана на линии отрыва $u_{m1}^0 = u_{m1}/u_0$ и максимальной относительной концентрацией $c_{m1}^0 = c_{m1}/c_0$ равно

$$(3.1) \quad u_{m1}^0 / c_{m1}^0 \approx 1$$

По известной величине c_{m1}^0 , пользуясь автомоделным профилем концентраций, рассчитываем величину концентрации примеси в любой точке $0.4 \leq z/B \leq 1$ вихревой зоны. Переходя от концентрации к температуре, используем подобие полей концентрации и энтальпии в струе [5].

Более сложной является задача об определении скорости в струе на линии отрыва и геометрических размеров вихревой зоны, течение в которой имеет сложный пространственный характер. Однако отмеченные в п. 2 особенности течения позволяют построить приближенную методику расчета вихревой зоны.

Разобьем все течение на следующие характерные участки: свободный участок струи от среза сопла до области III; область III разворота струи у экрана; струя, распространяющаяся у поверхности экрана на участке от области III до линии отрыва 5; область разворота струи, заключенная между линиями отрыва 4 и 5; внешняя часть вихревой зоны (фиг. 1–3).

Участок свободной струи, разворот и распространение ее вплоть до линии отрыва 5 рассчитывается без учета влияния внешнего потока при $q^0 \leq 0.01$, $H^0 \leq 12$ и $q^0 \leq 0.0025$, $H^0 \leq 24$ по методу, предложенному в [4].

Если температура газа в струе отличается от температуры внешнего потока, расчет проводим для изотермической струи, параметры которой в выходном сечении сопла определяем из условия одинакового скоростного напора q_0 . Геометрические размеры вихревой зоны в этом случае, как показано в [3], сохраняются приближенно одинаковыми.

В диапазоне изменения определяющих параметров $0.01 \leq q^0 \leq 0.02$, $H^0 \leq 12$ и $0.0025 \leq q^0 \leq 0.01$, $H^0 \leq 24$ влияние внешнего потока учитывается расчетом смещения области III по искривлению траектории струи внешним потоком [6].

Перейдем к расчету участка вихревой зоны, заключенного между линиями отрыва 4, 5, т. е. к расчету скорости u_{m1} , координат линии отрыва 5, границы 6 и высоты вихревой зоны на этом участке.

Как отмечено выше, на линии отрыва в точке ее пересечения с осью x статическое давление равно статическому давлению в невозмущенном внешнем потоке. Запишем условие равенства полных импульсов вдоль оси x в струе на линии отрыва и в изобарической области внешнего потока для контура высотой z , которая равна толщине струи b_1 на линии отрыва

$$(3.2) \quad b_1 P_\infty + \int_0^z \rho u^2 dz = b_1 P_\infty + \rho_\infty u_\infty^2 b_1$$

Здесь P_∞ — статическое давление в невозмущенном внешнем потоке. Полагая, что плотность газа в струе на линии отрыва $\rho = \rho_\infty$, профиль скорости можно представить формулой Шлихтинга и, пренебрегая пограничным слоем в струе, у экрана, получить приближенную формулу для определения скорости u_{m1}

$$(3.3) \quad u_\infty / u_{m1} \approx 0.57$$

хорошо согласующуюся с опытными данными [3].

Определим координату x^* линии отрыва 5, принадлежащую оси x , как точку, максимальная скорость в которой в струе у экрана равна u_{m1} , и рассчитаем эту координату по методу, предложенному в [4], без учета влияния внешнего потока. Обобщая это условие на всю линию отрыва 5, определим ее координаты как координаты изотакхи u_{m1} .

Учитывая, что граница вихревой зоны на поверхности экрана эквидистантна линии отрыва 5, рассчитаем ее координаты как координаты изотакхи u_{m2} . Величина u_{m2} получена из сопоставления расчета и эксперимента и равна

$$(3.4) \quad u_\infty / u_{m2} \approx 0.69$$

В секторе $-\psi_p \leq \psi \leq +\psi_p$ происходит отрыв струи от экрана и разворот ее в направлении внешнего потока. Высота B_1 вихревой зоны над линией отрыва в этом секторе принята приближенно равной удвоенной толщине струи

$$(3.5) \quad B_1 \approx 2b_1$$

Толщина струи b_1 на линии отрыва рассчитывается без учета влияния внешнего потока [4].

При $\psi > \psi_p$ струя разворачивается внешним потоком, не отрываясь от экрана. В этом случае высота вихревой зоны B_2 вблизи границы ее 6 (фиг. 1) приближенно равна толщине струи, распространяющейся у поверхности экрана.

Пренебрегая влиянием внешнего потока, принимаем высоту B_2 равной расчетной толщине струи b_2 на границе вихревой зоны

$$(3.6) \quad B_2 \approx b_2$$

Перейдем к расчету границ внешнего участка вихревой зоны. В п. 2 показано, что течение на этом участке формируется внешним потоком. Следовательно, высота B границы вихревой зоны изменяется по законам, характерным для свободных струйных течений. Определим высоту B вихревой зоны в сечениях $y = \text{const}$ по формуле

$$(3.7) \quad B = B_* + k(x_* - x)$$

Здесь при расчете высоты в сечениях $y = \text{const}$, которые пересекают линию отрыва 5, $B_* = B_1$, $x_* = x_1$ — высота вихревой зоны над линией отрыва

ва 5 и продольная координата этой линии соответственно; при расчете высоты в сечениях $y = \text{const}$, которые пересекают границу 6 вихревой зоны при $\psi > \psi_p$, $B_* = B_2$, $x_* = x_2$ — высота вихревой зоны на границе 6 и продольная координата ее соответственно.

Постоянная k принята равной 0.22 [3].

Результаты расчета характерных размеров вихревой зоны по (3.1) — (3.7) и формулам, полученным в [4], представлены на фиг. 1–3.

Расчетная линия отрыва 7 для симметричного истечения струи представлена на фиг. 2. Расхождение экспериментальной 5 и расчетной 7 линий не превышает 5%. При несимметричном истечении струи в поток удовлетворительное совпадение линий 5 и 7, экспериментальной и расчетной соответственно, наблюдается в секторе $-90^\circ \leq \psi \leq +60^\circ$ (фиг. 3).

Более значительное расхождение наблюдается между экспериментальной 6 и расчетной 8 (фиг. 2, 3) границами вихревой зоны. При этом в пределах сектора $-\psi_p \leq \psi \leq +\psi_p$ это расхождение не превышает 10–15%, а вне этого сектора, например при несимметричном истечении струи в поток, может превышать 50%. Это объясняется особенностями разворота струи вблизи экрана, отличными от отрыва, которые в большей степени проявляются при несимметричном истечении струи в поток. Для практических целей обычно необходимо рассчитать участок вихревой зоны, заключенный в секторе $-45^\circ \leq \psi \leq +45^\circ$, в котором предлагаемый метод расчета обеспечивает удовлетворительную точность.

Результаты расчета высоты вихревой зоны B_1 , внешней границы 8 струи, растекающейся по экрану, и внешней границы вихревой зоны 9 представлены на фиг. 1. Здесь же представлен расчет высоты вихревой зоны B_2 и внешней границы 9 ее для случая $\psi = 50^\circ > \psi_p$. При расчете B_2 координата точки пересечения границы 6 вихревой зоны и луча $\psi = 50^\circ$ определялась из экспериментальных данных. Расчетные и экспериментальные кривые удовлетворительно совпадают.

Таким образом, предложенная методика позволяет рассчитать геометрические размеры вихревой зоны и распределение температур в ней как для симметричного, так и для несимметричного истечений струи в поток в диапазоне изменения определяющих параметров $0 \leq \psi_0 \leq 35^\circ$, $0 \leq q_0 \leq 0.022$, $45^\circ \leq \beta \leq 90^\circ$, $4 \leq H^0 \leq 24$.

Скорость пробега самолета на режиме реверсирования тяги, при которой выхлопные газы попадают в воздухозаборники двигателей, определяется по пересечению трубки тока, ограничивающей расход воздуха в воздухозаборник, с поверхностью вихревой зоны.

В заключение автор благодарит А. Н. Секундова и С. Ю. Крашенинникова за внимание к работе и обсуждение ее результатов.

Поступила 30 V 1977

ЛИТЕРАТУРА.

1. Speth R. F., Ryan P. E. A generalized experimental study of inlet temperature rise and near field temperature tube contours of jet V/STOL aircraft in ground proximity. AIAA paper, 1966, No. 740.
2. Petit J. E., Scholey M. B. Analysis, design and test of thrust reverser and thrust vectoring systems for STOL transport aircraft. AIAA paper, 1973, No. 1218.
3. Abbot W. A. Studies of flow fields created by vertical and inclined jets when stationary or moving over a horizontal surface, Aeronaut Res., 1967, No. 911, Council Current Papers.
4. Яковлевский О. В., Крашенинников С. Ю. Распространение турбулентной струи, соударяющейся с плоской поверхностью. Изв. АН СССР, МЖГ, 1966, № 4.
5. Абрамович Г. Н., Крашенинников С. Ю., Секундов А. Н., Смирнова И. П. Турбулентное смещение газовых струй. М., «Наука», 1974.
6. Иванов Ю. В. Экспериментальное исследование струй, развивающихся в потоке. В сб. «Теория и расчет вентиляционных струй». Л., 1965.