

ФИЗИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО СПОСОБА УПРАВЛЕНИЯ ДОЗВУКОВЫМИ ГАЗОВЫМИ СТРУЯМИ

© 2006 А. А. Овчинников, В. В. Ледяев, М. В. Фетисов, К. Я. Якубовский

ФГУП ММП «Салют», г. Москва

Создание новых технических устройств требует теоретического обоснования закономерности проявления у них заявляемых признаков. Особенно такой этап важен для устройств и агрегатов двигателей летательных аппаратов (ЛА), надежность которых определяет безопасность эксплуатации воздушных транспортных средств. В статье на физическом и математическом уровне дается обоснование одного газодинамического способа управления дозвуковыми газовыми струями, основанного на использовании эффекта Коанда [1]. Обоснование дается с точки зрения наиболее общего подхода, основанного на свойствах решений дифференциальных уравнений в частных производных эллиптического типа (ДУЧПЭТ) второго порядка.

1. Постановка задачи. Физическая модель течения газа

В соответствии с зональным подходом для многих важных технических приложений, в которых рассматривается течение газа у тел аэродинамической формы, можно пренебречь вязкостью и считать течение газа изэнтропическим. Вязкость газа для данных задач необходимо учитывать лишь в тонком пограничном слое у тела, поскольку она не оказывает влияния на характер течения газа в целом, которое в данном случае можно считать потенциальным – изэнтропическим. Подобные течения газа хорошо изучены теоретически, и для них доказаны теоремы существования и единственности решений [1].

В качестве исходного уравнения, описывающего течение газа, будем использовать уравнение Лапласа для потенциала скорости жидкости, а учет сжимаемости будем осуществлять с помощью поправки Кармана-Ченя.

При обосновании газодинамического способа управления дозвуковой струей газа (изменение направления ее течения) будем использовать теорию потенциального течения жидкости.

В динамике сплошной среды изучается движение самой среды с учетом сил, вызывающих это движение. Рассматривая только поверхностные силы, напряженное состояние элементарного объема жидкости, находящегося в покое, в декартовой системе координат $OXYZ$, можно определить через нормальные напряжения:

$$\sigma_{xx} = \sigma_{yy} = \sigma_{zz} = -p,$$

где p – давление.

Таким образом, для реализации газодинамического способа управления необходимо организовать такое течение струи, чтобы к ней в поперечном направлении была приложена разность давлений.

2. Методология доказательства единственности решения задачи газодинамического управления дозвуковыми струями

Для корректно поставленных задач аэрогидродинамики, описываемых ДУЧПЭТ второго порядка, существует принцип максимума [2, 3], который гласит, что как максимальные, так и минимальные значения потенциала скорости должны достигаться на границах области (на поверхности тел). Решение данных задач существует и является единственным. Проверка правильности полученных решений осуществляется установлением того факта, что на границах области решение ведет себя должным образом.

Обоснование газодинамического способа управления дозвуковыми струями может быть проведено следующим образом:

- формулируется задача течения жидкости таким образом, чтобы она описывалась ДУЧПЭТ второго порядка, для чего необходимо рассматривать уравнение для потенциала скорости жидкости;

- в качестве устройства, реализующего эффект Коанда, выбирается ориентированная

по потоку хорошо обтекаемая профилированная поверхность (поверхность Коанда), что необходимо для получения единственного решения задачи;

- с помощью решения ДУЧПЭТ найдется аналитическое выражение для потенциальной функции (потенциала скорости) или ее численные значения;

- устанавливается тот факт, что решение ведет себя должным образом;

- по найденному решению находятся скорости на поверхности тела. Вследствие того, что потенциальные функции на границах области достигают своих минимальных и максимальных значений, скорость газа на некоторых участках поверхности будет больше, а на некоторых участках меньше скорости невозмущенного потока газа;

- по найденному распределению скоростей жидкости определяются давления, т. е. поверхностные силы, которые и приводят в итоге к отклонению струи в ее поперечном направлении;

- для проверки полученного решения оно сопоставляется с решением задачи обтекания той же поверхности потоком вязкой жидкости. Определяется, насколько адекватна принятая идеализированная математическая модель течения газа течению реальной вязкой жидкости;

- в заданной постановке полученное решение задачи обтекания поверхности аэродинамической формы будет единственным.

Таким образом, в случае, если исходную задачу течения газа можно свести к ДУЧПЭТ второго порядка, то аналитическое обоснование газодинамического способа управления дозвуковыми газовыми струями сводится к

использованию следствий лемм и теорем принципа максимума.

3. Обтекание профиля крыла потенциальным потоком газа

Для расчета циркуляционного обтекания профиля крыла потоком жидкости был использован метод, описанный в [4]. Течение моделировалось с помощью источников и стоков, непрерывно распределенных по поверхности крыла. Для выполнения условия Жуковского-Чаплыгина на задней кромке внутри профиля размещалась система дискретных вихрей.

На рис. 1 показан эскиз профиля крыла. Параметры жидкости определялись в связанной с расчетной точкой системе декартовых координат $ox\tau$.

На рис. 2 представлены графики для безразмерных потенциальных функций для профиля крыла, находящегося в потоке жидкости, набегающем слева (рис. 1).

Как следует из рис. 2, потенциальные функции ведут себя должным образом: на верхней поверхности крыла функция достигает максимального значения, что приводит в итоге к разгону жидкости и минимизации давлений; на нижней поверхности потенциальная функция (для соответствующих значений безразмерных продольных координат) минимизируется, что приводит к уменьшению скорости и росту давлений.

На рис. 3 представлены результаты расчета циркуляционного обтекания профиля несжимаемой жидкостью. Из него следует, что на верхней поверхности крыла за счет разгона потока образуется протяженная область пониженного давления.

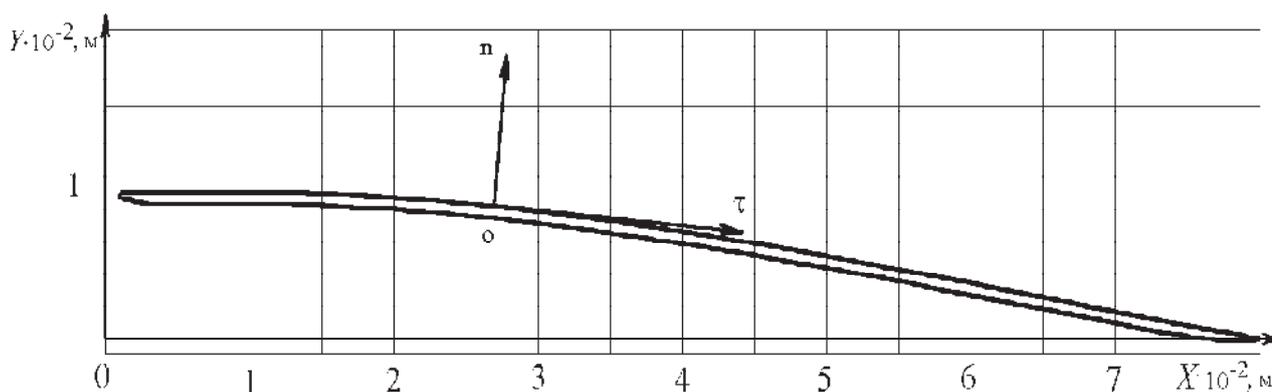


Рис. 1. Расчетная геометрия профиля крыла

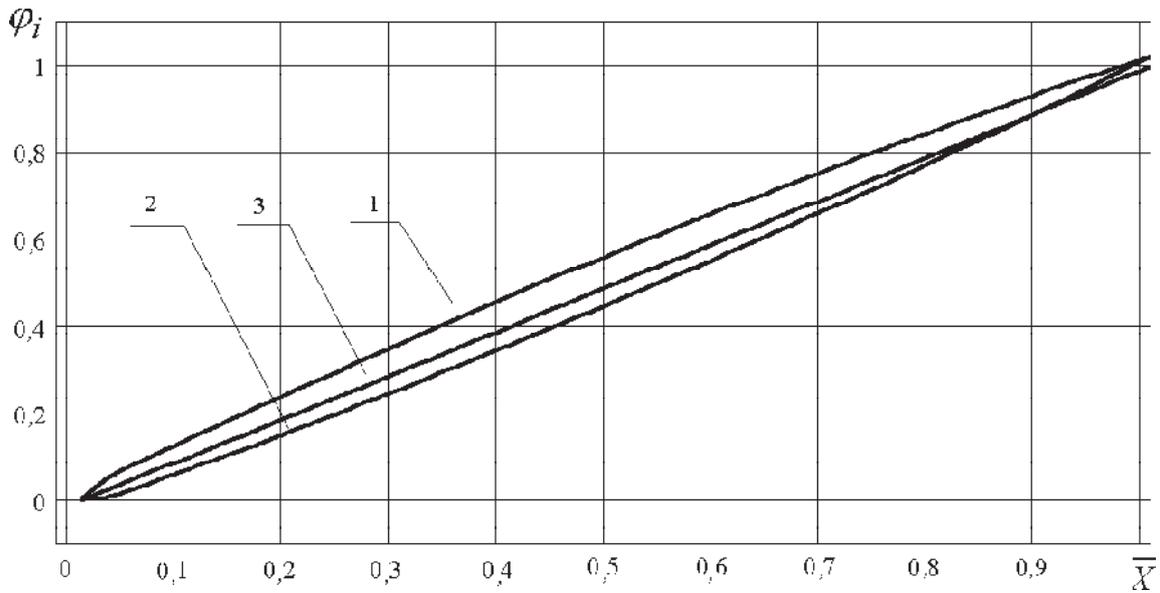


Рис. 2.

1 - график для суммарного значения безразмерной потенциальной функции $\Phi_{\Sigma_1} = \Phi_{\infty} + \Phi_1$ для верхней поверхности крыла; 2 - график потенциальной функции $\Phi_{\infty} = \bar{X}$ для невозмущенного потока жидкости; 3 - график функции $\Phi_{\Sigma_2} = \Phi_{\infty} + \Phi_2$ для нижней поверхности крыла; $\bar{X} = X / L$ - значение безразмерной продольной координаты, где L - длина профиля

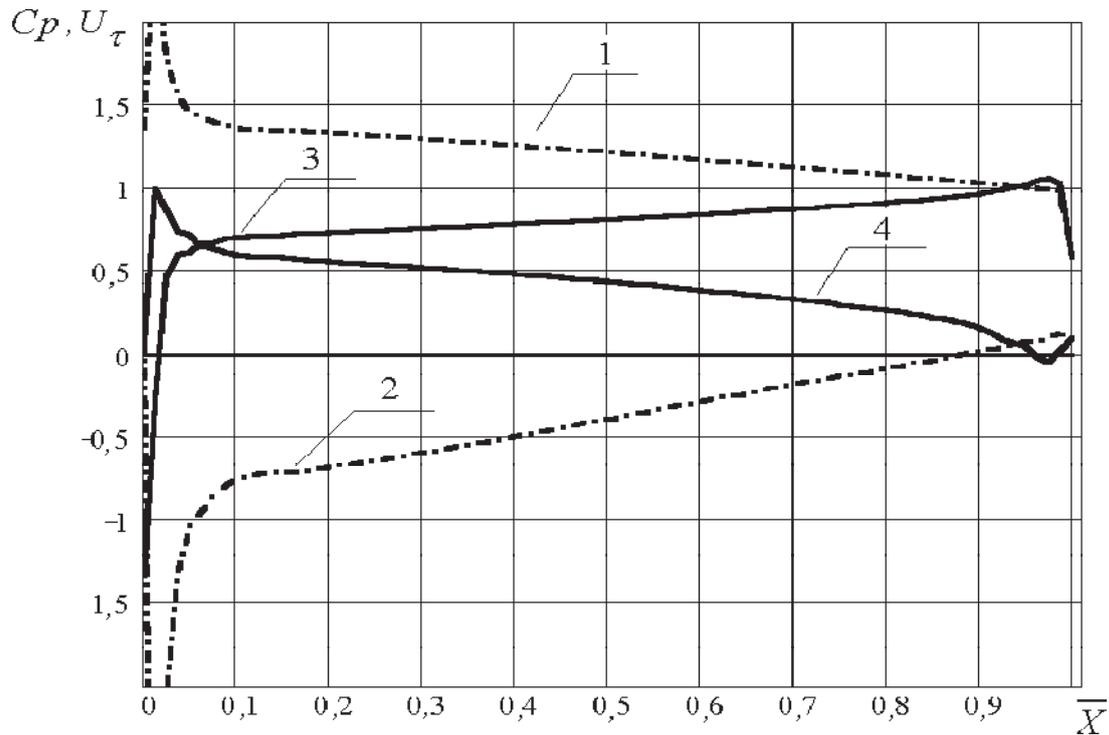


Рис. 3.

1 - график безразмерной скорости жидкости u_{τ} для верхней поверхности крыла; 2 - график коэффициента давлений $C_{p_i} = (P_i - P_{\infty}) / q_{\infty}$ для верхней поверхности крыла; 3 - график безразмерной скорости жидкости u_{τ} для нижней поверхности крыла; 4 - график коэффициента давлений для нижней поверхности крыла

На рис. 4, 5 представлено сопоставление результатов расчета обтекания верхней поверхности крыла воздухом с учетом вязкости с результатами расчетов обтекания профиля идеальным газом для различных чисел Маха.

Анализ полученных результатов показывает, что для чисел Маха $M \leq 0,7$ принятая математическая модель потенциального течения газа хорошо согласуется с результатами расчетов течения вязкого газа у профиля. Отличие наблюдается лишь у передней и задней кромок, где существенны вязкие эффекты в обтекании.

Начиная с числа Маха $M=0,8$, на верхней поверхности крыла появляются области местных сверхзвуковых скоростей, вследствие чего результаты расчетов начинают расходиться. Но вследствие того, что местные скачки уплотнения являются слабыми, они

(результаты) могут быть использованы для качественных (но не количественных) оценок полученных решений.

Выполненные исследования позволяют сделать вывод, что если для отклонения струи газа в качестве поверхности Коанда использовать верхнюю поверхность рассматриваемого крыла, где давление минимально, то струя газа под действием разности давлений, образующихся на его поверхности и в свободном потоке, будет прилипать к профилю и, двигаясь вдоль него, изменять направление своего движения.

Эффект Коанда обычно формулируется как прилипание тонких струй к поверхности [1]. Определим, насколько далеко разрежение, образующееся над верхней поверхностью крыла, распространяется в направлении оси (рис. 1), что позволит оценить поперечные размеры струи, при которых она в той или

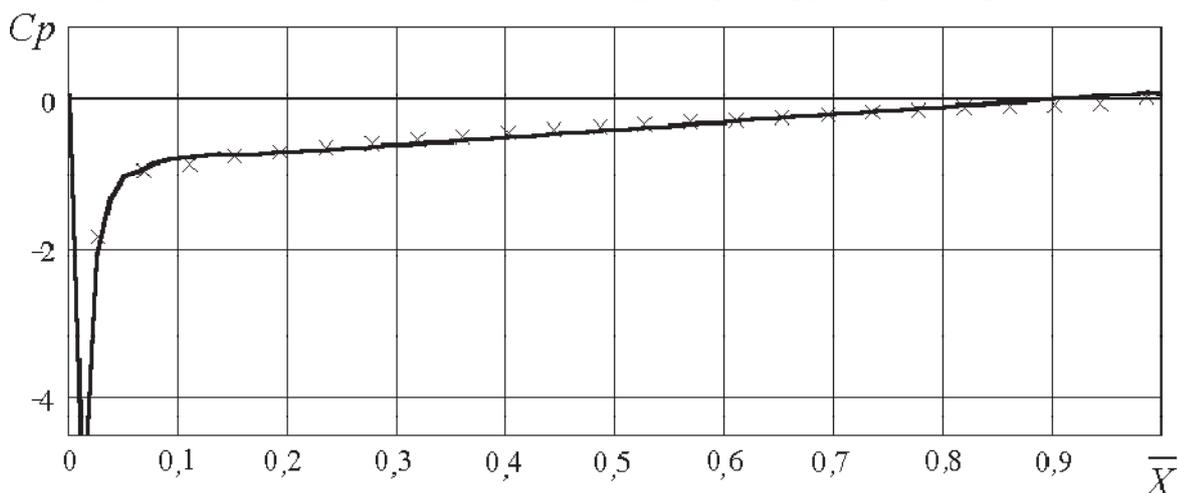


Рис. 4. Число Маха $M=0,05$. Графики для коэффициентов давлений:
 × × × - обтекание профиля воздухом с учетом вязкости;
 — - потенциальное обтекание идеальным газом

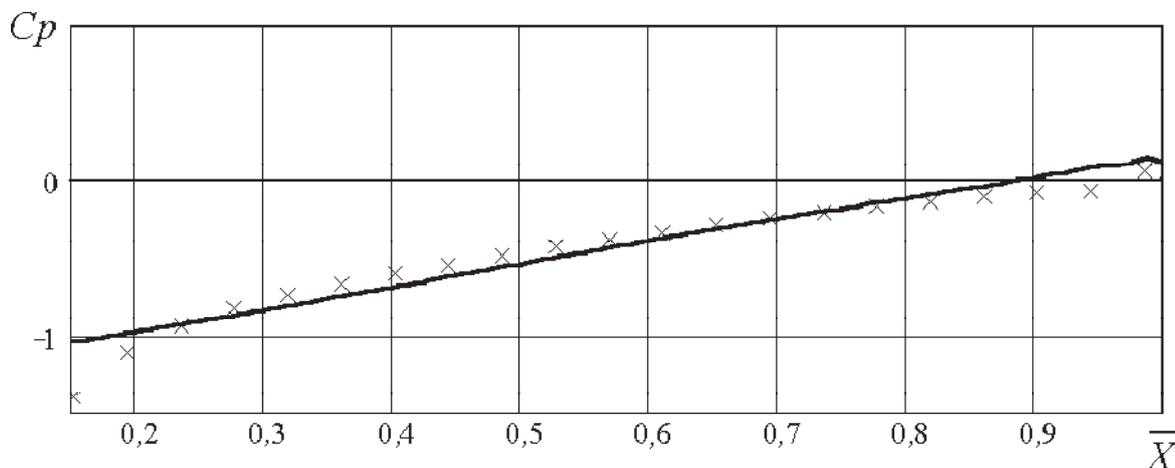


Рис. 5. Число Маха $M=0,7$. Графики для коэффициентов давлений:
 × × × - обтекание профиля воздухом с учетом вязкости;
 — - потенциальное обтекание идеальным газом

иной мере будет подвергаться воздействию поперечных «изгибных» напряжений от перепада давлений.

4. Исследование различных вариантов течения газа у поверхности крыла (плоская задача)

Проведем расчет обтекания профиля крыла (рис.1) безграничным потоком вязкого сжимаемого газа (воздуха) при числе Маха невозмущенного потока $M_\infty = 0,9$.

На рис. 6 представлен график изменения избыточных давлений газа $\Delta P_i = P_i - P_\infty$ над верхней поверхностью крыла в зависимости от расстояния вдоль местной нормали on .

График изменения избыточного давления (рис. 6) на расстоянии, равном длине профиля, близок к линейному. Это свидетельствует о том, что напряжения, действующие в поперечном направлении на поток газа, примерно одной величины и приложены не только к тонкому слою газа, непосредственно прилегающему к поверхности крыла, но и к значительной части потока над крылом, что приводит в итоге к изменению направления течения потока газа.

На рис. 7 представлены изобары (для избыточных давлений воздуха) у профиля крыла (масштабы по осям OX и OY одинаковы).

Как следует из рис. 7, над профилем образуется обширная зона пониженного давления, распространяющаяся круто вверх и характеризующаяся большим градиентом давлений. Суммарные напряжения, действующие на элементарный объем газа, находящегося над профилем, направлены по направлению к профилю. Влияя на величины напряжений, можно управлять направлением распространения газовых струй.

Полученный результат справедлив для струйных течений с высокими дозвуковыми скоростями, т. к. именно большие скорости позволяют сформироваться в потоке газа над поверхностью хорошо обтекаемой формы зоне разряжения, характеризующейся большой протяженностью в поперечном направлении.

Обтекание профиля крыла имеет свою особенность, которая заключается в том, что за счет циркуляции скорости (дополнительного разгона потока) давления, образующиеся на верхней поверхности крыла, меньше давлений на профиле без циркуляции. Уст-

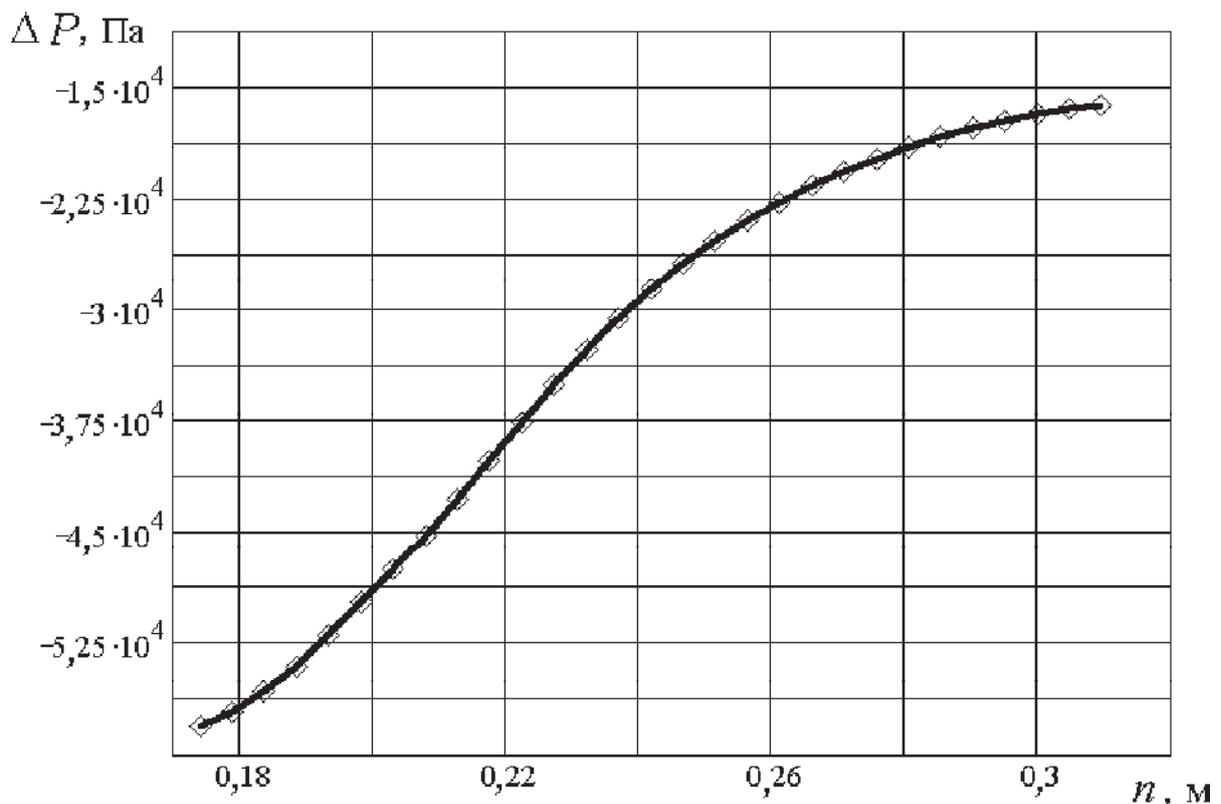


Рис. 6. Изменение давления ΔP_i над верхней поверхностью крыла

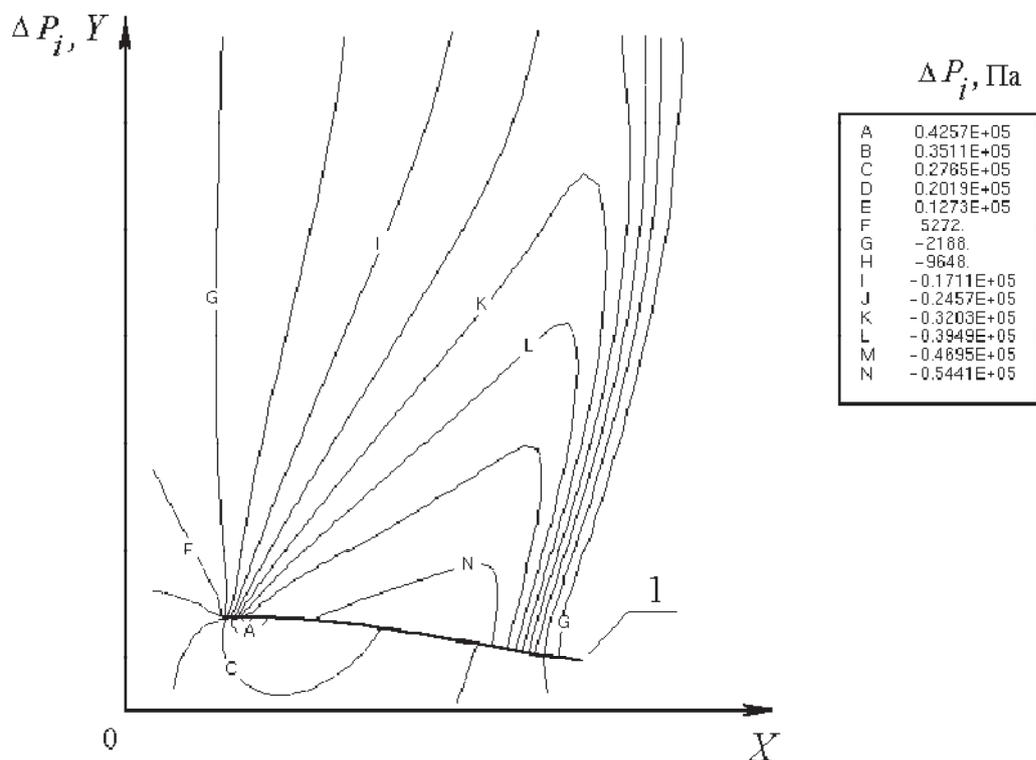


Рис. 7. Изобары у профиля крыла 1

раним циркуляцию скорости за счет разделения набегающего потока газа на две части: высокоскоростную – над профилем и низкоскоростную, обтекающую нижнюю часть профиля. При этом будем рассматривать струю ограниченных поперечных размеров – толщина струи равна (примерно) половине длины профиля. Число Маха невозмущенного потока $M_\infty=0,9$.

На рис. 8 представлено поле скорости газа у профиля крыла для струи ограниченных поперечных размеров.

На рис. 9 представлены изобары (для избыточных давлений воздуха) у профиля (масштабы по осям OX и OY одинаковы).

На рис. 10 представлен график изменения избыточных давлений газа $\Delta P_i = P_i - P_\infty$ над верхней поверхностью крыла в зависи-

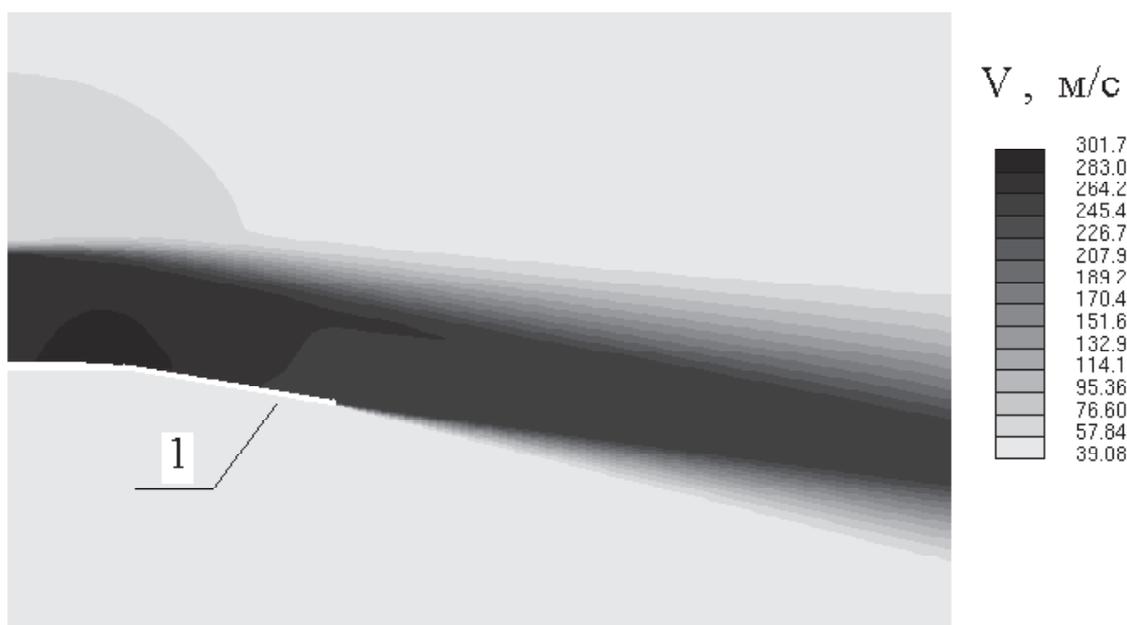


Рис. 8. Поле скорости газа у профиля крыла 1, угол отклонения струи 10°

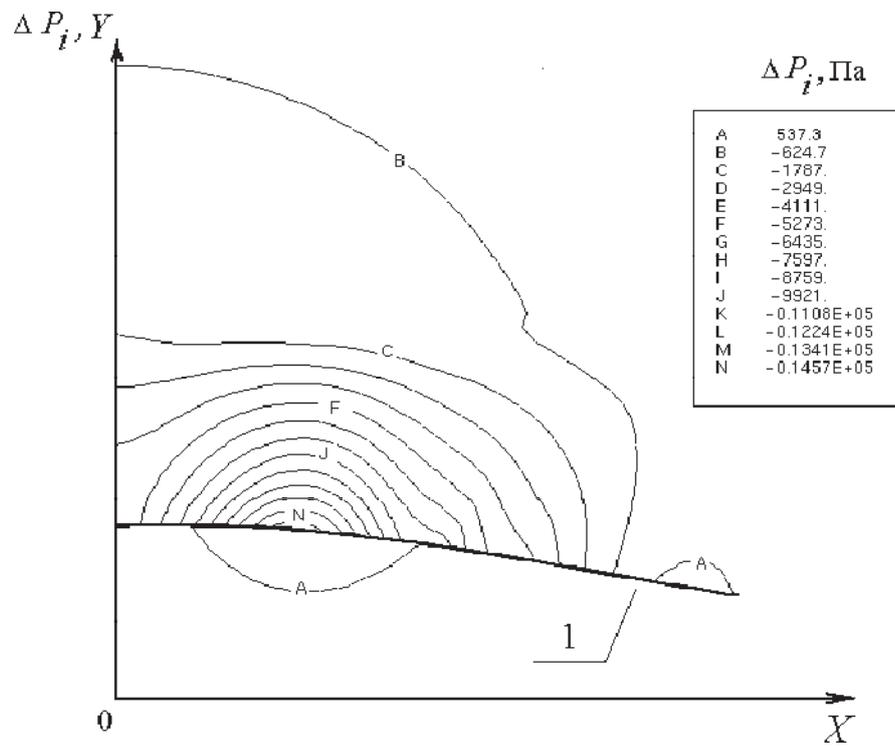


Рис. 9. Изобары у профиля крыла 1

мости от расстояния вдоль местной нормали on .

Как следует из рис. 9, 10, в струе ограниченных поперечных размеров в ее поперечном сечении действуют напряжения примерно одной и той же величины, что приводит в итоге к отклонению всей струи на угол, определяемый кривизной профиля (рис. 11).

Рассмотрим устойчивость проявления рассмотренного эффекта отклонения дозвуковой струи для неблагоприятной ситуации - случая, когда струя на начальном участке находится на некотором расстоянии от профиля, определяемом высотой перегородки, и не соприкасается с поверхностью крыла. На рис. 12 представлены линии тока для рассмат-

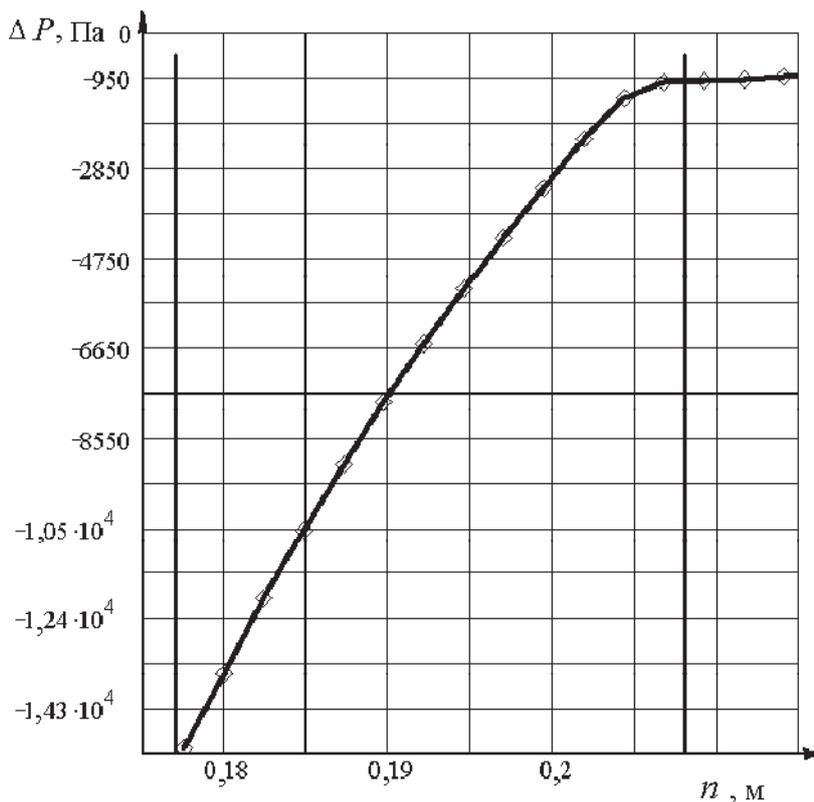


Рис. 10. Изменение избыточного давления ΔP_i над верхней поверхностью крыла для струи ограниченных поперечных размеров, вертикальные линии – границы струи

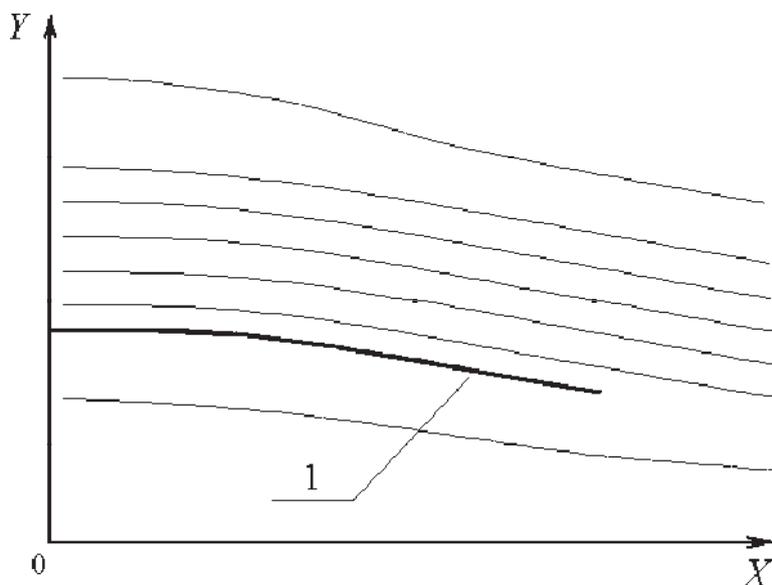


Рис. 11. Линии тока у профиля крыла 1

риваемого течения. Как следует из рисунка, непосредственно за перегородкой образуется область возвратно-циркуляционного движения газа. Это, тем не менее, не препятствует присоединению струи к поверхности крыла сразу за данной зоной, благодаря все той же области разрежения, образующейся над профилем и характеризующейся наличием суммарных напряжений, направленных к профилю (рис. 13).

Выводы

Выполненные исследования позволили установить, что рассматриваемый газодинамический способ, основанный на использовании поверхности Коанда, является надеж-

ным и эффективным средством управления направлением распространения дозвуковых газовых струй. Закономерность появления протяженной зоны пониженного давления над поверхностью аэродинамической формы, ориентированной по потоку, позволяет даже для неблагоприятных режимов распространения газовой струи (без соприкосновения с поверхностью) обеспечивать эффективный угол ее отклонения.

В работе показано, что основой образования над поверхностью Коанда обширной области пониженного давления является свойство дозвуковых течений газа разгоняться на криволинейных поверхностях, имеющих специальную форму и определенным

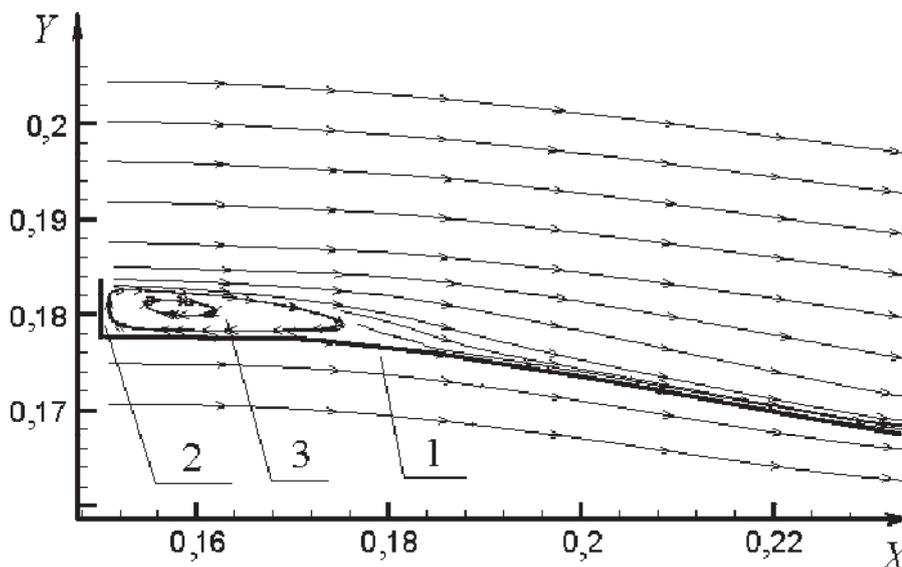


Рис. 12. Линии тока у профиля крыла и при наличии перегородки на начальном участке: 1 – профиль крыла; 2 – перегородка; 3 – зона возвратно-циркуляционного течения

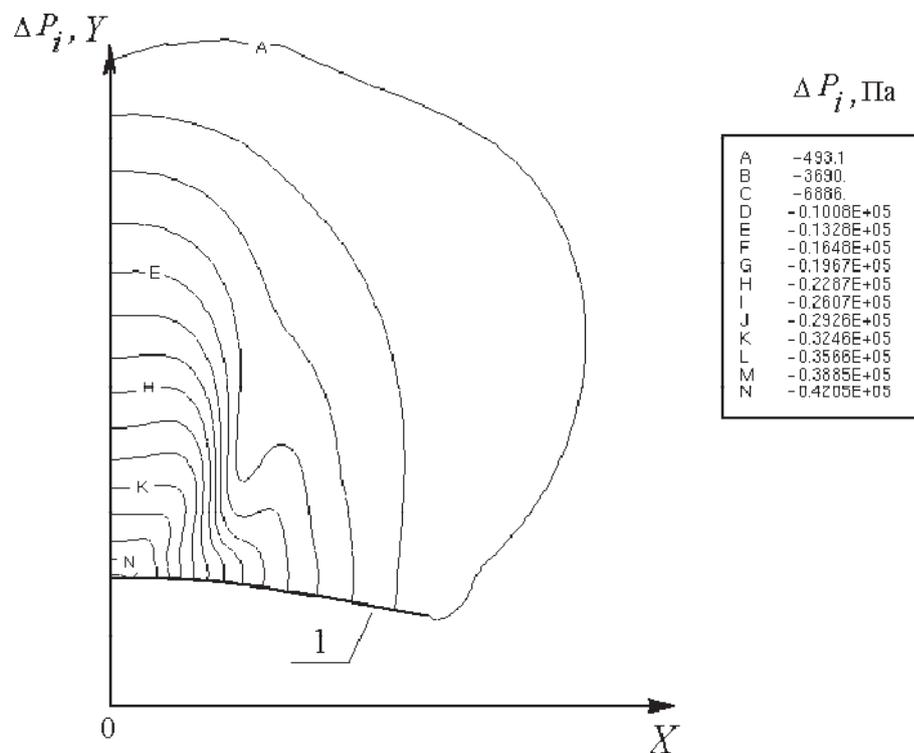


Рис. 13. Изобары у профиля крыла 1, содержащего на начальном участке истечения струи перегородку

образом ориентированных в потоке газа. Подобное изменение параметров газа, взаимодействующего при движении с твердой стенкой, следует из формулировки принципа максимума для ДУЧПЭТ второго порядка.

Вследствие однозначной определенности проявления у устройств, реализующих рассматриваемый способ управления дозвуковыми струями, заявляемых признаков они могут быть рекомендованы для использования в узлах воздушно-реактивных двигателей ЛА.

Список литературы

1. Лойцянский Л. Г. Механика жидкости и газа. - М.: Наука, 1987.
2. Флетчер К. Вычислительные методы в динамике жидкостей: В 2-х т.: Пер. с англ. - М.: Мир, 1991.
3. Курант Р. Уравнения с частными производными. - М.: Мир, 1964.
4. Маслов Л. А. Расчет обтекания кольцевого крыла // Ученые записки ЦАГИ. Том X, №1. - 1979. - С. 1-9.

PHYSICAL FOUNDATIONS OF GAS DYNAMIC METHOD OF CONTROLLING SUBSONIC GAS FETES

© 2006 A. A. Ovchinnikov, V. V. Ledyayev, M. V. Fetisov, K. Ya. Yakubovsky

Federal State Unitary Enterprise "Moscow Machine Building Manufacturing Company"
"Salyut", Moscow

Making new engineering devices requires a stage of theoretical grounding of the regularity of the claimed indicators being manifested. This stage is particularly important for aircraft engine devices and units as their reliability provides the safety of operating an air vehicle as a whole. The paper offers mathematical and physical grounding of a gas dynamic method of controlling subsonic gas jets based on the use of Coanda effect.