

МЕТОД РАСЧЕТА КОНТУРОВ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СОПЛ С ПЕРЕХОДОМ ЧЕРЕЗ СКОРОСТЬ ЗВУКА

А. М. ОВСЯННИКОВ, У. Г. ПИРУМОВ

(Москва)

Существующие методы построения «идеального» контура (т. е. контура без учета влияния вязкости) аэродинамических сопел обладают рядом недостатков: они весьма громоздки и не универсальны и, кроме того, дают ухудшение на практике равномерности потока, вызванное несоответствием истинного течения в трансзвуковой области предполагаемому при решении, поскольку обычно рассчитывается лишь сверхзвуковая область течения.

В данной работе предложен метод расчета идеальных контуров аэродинамических сопел с переходом через скорость звука, который избавлен от этих недостатков. Численно решается задача Коши по методу работы [1]. В качестве начальных распределений используется специально скорректированное распределение давления, полученное из эксперимента [2]. Представлены примеры расчета идеальных контуров плоского, осесимметричного и кольцевого аэродинамических сопел.

1. Постановка задачи. Аэродинамические сопла по своему назначению должны обеспечивать достаточно высокую равномерность потока на выходе из сопла. В связи с этим для построения контура аэродинамического сопла решается обратная задача теории сопел, поскольку при решении прямой задачи весьма трудно «угадать» контур сопла, обеспечивающий заданную равномерность потока.

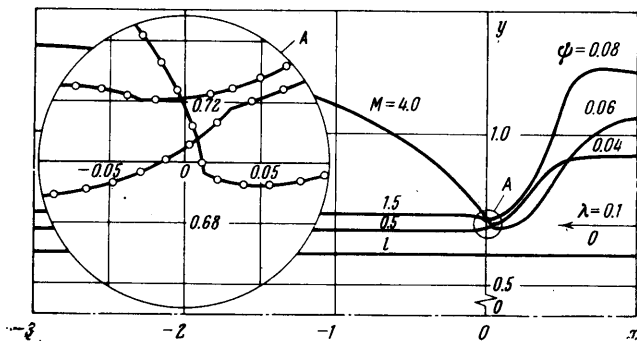
Задача профилирования аэродинамического сопла, как правило, распадается на две задачи: первоначально каким-либо методом рассчитывается идеальный контур сопла, а затем вносится полуэмпирическая поправка, учитывающая влияние вязкости.

Наиболее совершенный и доведенный до практических приложений метод профилирования аэродинамических сопел был развит В. К. Солодким (см., например, [3]). Другой, близкий по идеям метод профилирования аэродинамических сопел предложен в [4]. Основная идея обоих методов состоит в задании на оси сопла распределения скорости, составленного из набора некоторых характерных распределений, которое, обеспечивая равномерный поток на выходе, в трансзвуковой области соответствует действительному. Однако из-за отсутствия точного решения в до- и трансзвуковых областях авторам не удалось достаточно строго задать это распределение в трансзвуковой области. Это привело, что наиболее важно, к увеличению неравномерности потока на выходе из реальных сопел. Вместе с тем, так как скорость на оси была скомплектована из некоторого набора характерных распределений, наличие этих «лишних» участков заметно увеличило их общую длину. Существующие методы построения идеального контура весьма громоздки и не универсальны, и требуют проведения специальных исследований, если изменяется тип геометрии сопла (плоский, осесимметричный, кольцевой или пространственный).

Предложенный же в работе [1] метод решения обратной задачи теории сопел, в котором используется неравномерная сетка и трехточечная аппроксимация производных, свободен от указанных недостатков. Он позволяет по единой схеме рассчитывать полностью до-, транс- и сверхзвуковые области течения, необходимо лишь выбрать распределение скорости (давления) на начальной линии тока l , на которой ставится задача Коши,

обеспечивающее равномерный поток на выходе из сопла при кратчайшей длине. Построение идеальных контуров для плоских, осесимметричных и кольцевых ([²]) сопел различных типов производится также единообразно, меняются лишь параметр осесимметричности и координаты начальной линии l .

Известно, что наиболее короткую сверхзвуковую часть с заданным числом Маха M имеют сопла с угловой точкой [⁵]. Разностная схема, предложенная в работе [¹], позволяет рассчитывать сопла с очень малыми радиусами кривизны в трансзвуковой области, по существу сопла с угловой точкой [²]. Соответствующие распределения скорости (давления) могут быть получены либо полуэмпирически — путем обработки и соответствующим



Фиг. 1

щей корректировки экспериментального распределения скорости (давления), либо подбором соответствующего аналитического распределения типа распределения скорости следующего вида:

$$(1.1) \quad w = 1 + (e^{-x/b} - 1) \left(\frac{e^{-x/b}}{w_- - 1} + \frac{1}{1 - w_+} \right)^{-1}$$

Это распределение обеспечивает высокую равномерность потока на выходе из сопла, хотя и не дает контуров, близких к угловым точкам. Следует заметить, что для аэродинамических сопел использование контуров с явно выраженными угловыми точками нежелательно из-за возможного отрыва пограничного слоя.

Распределение давления, соответствующее течению газа в до-, транс- и сверхзвуковой области сопла с угловой точкой, было получено в эксперименте [²]. Надежность этого эксперимента по дренажным испытаниям в некотором кольцевом сопле с угловой точкой на центральном теле и цилиндрической обечайкой обусловлена в основном большой статистикой (всего около 650 показаний манометров) и высокой точностью замеров и обработки данных.

2. Метод получения семейства сопел. Пусть известно некоторое распределение давления $p_0(x)$ на начальной кривой l , отвечающее течению в сопле с какой-то характерной особенностью, и пусть $p_+ = p_0(+\infty)$, $p_- = p_0(-\infty)$. Тогда можно ожидать, что взятые на той же начальной кривой l распределения давления

$$(2.1) \quad p(x) = p_- + \frac{p_\infty - p_{-\infty}}{p_+ - p_-} [p_0(x) - p_-]$$

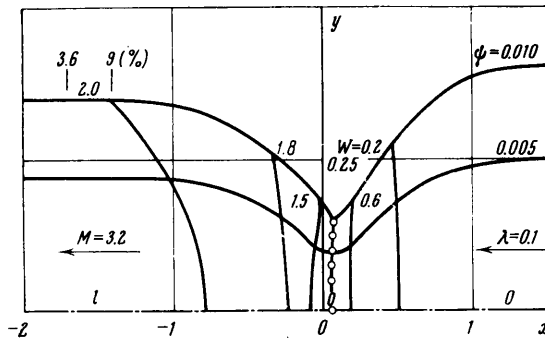
$$p_\infty = p(+\infty), \quad p_{-\infty} = p(-\infty)$$

будут соответствовать семейству сопел с той же характерной особенностью.

Таблица 1

x	p	x	p	x	p
-3.00	0.0382897024	--0.20	0.167903981	0.16	1.47380000
-2.75	0.0382913864	--0.16	0.212889535	0.20	1.56680000
-2.50	0.0382942132	--0.14	0.243449671	0.25	1.65970000
-2.25	0.0382991629	--0.12	0.283538351	0.30	1.73000000
-2.00	0.0383125626	--0.10	0.338511151	0.35	1.77864278
-1.70	0.0383301158	--0.08	0.413800192	0.42	1.81982069
-1.40	0.0383558335	--0.06	0.511445279	0.50	1.84676650
-1.15	0.0383699170	--0.04	0.623451735	0.60	1.86410792
-1.00	0.0384624346	--0.02	0.742576256	0.75	1.87504492
-0.88	0.0396217176	0.00	0.861544673	1.00	1.88033322
-0.76	0.0410078035	0.02	0.974843904	1.25	1.88152554
-0.67	0.0420467052	0.04	1.07732137	1.50	1.88181472
-0.58	0.0438549692	0.06	1.16047492	1.75	1.88188632
-0.50	0.0496177108	0.08	1.23352738	2.00	1.88190414
-0.42	0.0603016867	0.10	1.29834148	2.50	1.88190968
-0.35	0.0750997940	0.12	1.35978518	3.00	1.88191003
-0.30	0.0937792466	0.14	1.41869400	3.50	1.88191005
-0.25	0.124628678				

Предположение, высказанное выше, позволяет надеяться получить способ расчета течений с линиями тока, достаточно близко подходящими к угловым точкам, с использованием лишь одного численного алгоритма. В самом деле, если в качестве $p_0(x)$ использовать распределение давления, которое соответствует течению с линиями тока, достаточно близко подходящими к угловой точке, то функция $p(x)$, определяемая по (2.1), даст также течение с линиями тока, достаточно близко подходящими к угловой точке.



Фиг. 2

Таким образом, в результате эксперимента было получено одно распределение давления, отвечающее течению в сопле с угловой точкой, а идея, высказанная выше, дала целое семейство таких распределений. На фиг. 1 представлено полученное семейство сопел с контурами, достаточно близко подходящими к угловым точкам, т. е. по существу сопел с угловыми точками. Видно, что особенность к кривизне контура сохраняется и для дозвуковых потоков. Следует иметь в виду, что наличие излома образующих контуров, показанных сплошными линиями, в крупном масштабе специально для наглядности преувеличено. Форма контура определяется лишь узлами разностной сетки, представленными черными кружочками. Однако это различие, как правило, лежит в пределах точности создания модели и, следовательно, эти контуры по существу являются контурами сопел с угловыми точками.

Вместо (2.1) можно использовать более сложное преобразование

$$(2.2) \quad p(x) = p_{-\infty} + \left\{ 1 + \operatorname{sgn} x \left[1 - \left(1 - \left| 2 \frac{p_0(x) - p_-}{p_+ - p_-} - 1 \right| \right)^n \right] \right\} (p_{\infty} - p_{-\infty}) / 2$$

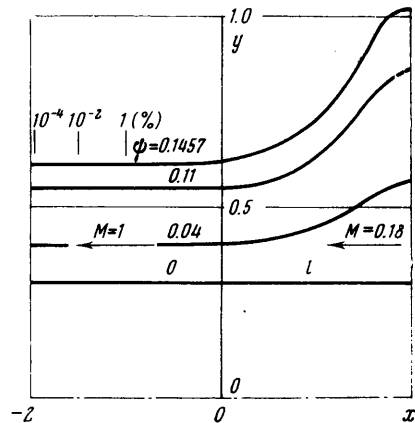
Таблица 2

Длина сверхзвуковой части, x	Неравномерность потока, %		
	Тип сопла		
	осесимметричный	кольцевой	плоский
1.40	9	14	—
1.70	3.6	6	13
2.00	0.7	1.1	4.2
2.25	0.4	0.7	1.8
2.50	0.1	0.15	0.6
2.75	0.05	0.08	0.3

которое при $\eta = \eta_+ + (\eta_+ - \eta_-) / [1 + \exp(-ax)]$ выбором коэффициентов η_- , η_+ , a позволяет изменить крутизну и длину до- и сверхзвуковой частей независимым образом.

3. **Аэродинамические сопла.** На фиг. 2 представлен полученный по предлагаемому методу контур осесимметричного аэродинамического сопла на число Маха $M=3.2$. В качестве начального распределения давления $p_0(x)$ (табл. 1) было выбрано распределение давления, близкое к экспериментальному [2]. На фигуре показано поле течения (звуковая линия — черные кружочки), а также отмечена в процентах неравномерность по давлению потока в соответствующих сечениях на выходе.

Для сравнения в табл. 2 приведены зависимости неравномерности выходных потоков от длины сверхзвуковой части сопел трех типов: а) осесимметричного, представленного на фиг. 2 ($y_i=0, j=1, \psi=0.01$); б) кольцевого ($y_i=0.15, j=1, \psi=0.024$); в) плоского ($y_i=0, j=0, \psi=0.08$). Здесь в скобках указаны значения параметров, которыми отличаются эти варианты (см. [2]): y_i — радиус центрального тела, j — параметр осесимметричности, ψ — значение функции тока на контуре сопла. Если в качестве выходных сечений выбирать сечения с неравномерностью в 1% по числу Маха, то получаемые сопла будут лишь на 10÷15% длиннее сопла с угловой точкой с равномерным потоком на выходе. Из таблицы видна промежуточность кольцевого варианта по сравнению с плоским и осесимметричным типами сопел.



Фиг. 3

Для получения малых чисел $M \leq 1$ необходим контур без изломов. Поэтому в качестве функции $p_0(x)$ можно взять, например, распределение давления, получающееся от сглаживания ступеньки с помощью нормированного оператора свертки

$$(3.1) \quad \varphi(x) = \begin{cases} y_+, & x > 0 \\ \frac{1}{2}(y_+ + y_-), & x = 0 \\ y_-, & x < 0 \end{cases}$$

$$(3.2) \quad \langle \varphi(x) \rangle = \frac{1}{\Omega} \int_{-\infty}^{\infty} \varphi(x - \xi) \exp\left(\frac{-\delta^2 t}{\delta^2 - \xi^2}\right) d\xi$$

$$(3.3) \quad \Omega = \int_{-b}^b \exp\left(\frac{-\delta^2 t}{\delta^2 - \xi^2}\right) d\xi$$

который также применялся и для сглаживания экспериментальной функции давления ($[^2]$). Полученное таким образом сопло на $M=1$ показано на фиг. 3. В выходных сечениях показана в процентах неравномерность потока по числам Маха $\Delta M = M - 1$.

Предлагаемый метод позволяет профилировать идеальные контуры аэродинамических сопел в широком диапазоне чисел M , включая дозвуковые и трансзвуковые значения.

Поступила 10 V 1973

ЛИТЕРАТУРА

1. Пирумов У. Г. Расчет течения в сопле Лавала. Изв. АН СССР, МЖГ, 1967, № 5.
2. Овсянников А. М. Расчет течения в дозвуковой и трансзвуковой частях кольцевых сопел. Изв. АН СССР, МЖГ, 1971, № 6.
3. Пчелкина Л. В., Солодкин В. К. Корректировка влияния пограничного слоя на течение в соплах с изломом образующей. В сб. «Численные методы в газовой динамике». М., Изд-во МГУ, 1965.
4. Sivells J. C. Aerodynamic design of axisymmetric hypersonic wind-tunnel nozzles. J. Spac. and Rockets, 1970, vol. 7, No. 11.
5. Шмыглевский Ю. Д. О некоторых свойствах осесимметричных сверхзвуковых течений газа. Докл. АН СССР, 1958, т. 122, № 5.