

В. И. ШМЕЛЕВ

## ВЛИЯНИЕ УГЛОВ АТАКИ НА РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ, ОБУСЛОВЛЕННОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЕМ ГАЗОВЫХ ПОТОКОВ

Как известно, вопросу индуцирования избыточного давления на внешних поверхностях летательных аппаратов и внутренних поверхностях сопел за счет взаимодействия основного и управляющего газовых потоков в настоящее время уделяется заметное внимание [1, 2].

В данной статье приводятся экспериментальные данные о влиянии углов атаки на распределение давления по плоской несущей поверхности, обусловленное взаимодействием обтекающего сверхзвукового потока с газовыми струями, нормальным к этой поверхности.

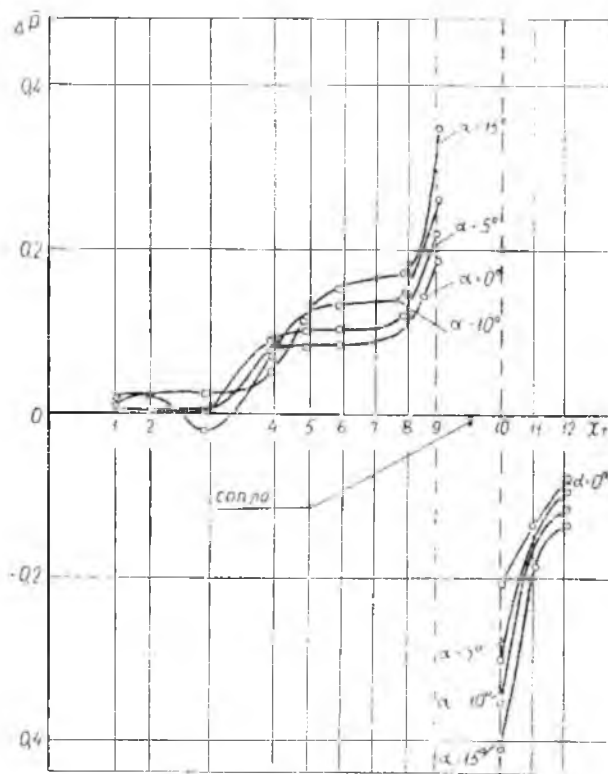
Исследование проводилось на изолированной плоской несущей поверхности, обтекаемой потоком при скорости, соответствующей  $M=2,0$ . Вспомогательный управляющий газовый поток создавался за счет истечения сжатого воздуха из одиннадцати отверстий на плоскости диаметром 1 мм каждое, расположенных с шагом в 5 мм на одной прямой, параллельной передней кромке плоскости и отстоящей от нее на расстоянии 130 мм. Отверстия располагались в центральной части плоскости, симметрично относительно ее продольной оси, в зоне, свободной от влияния концевых вихрей.

Индукцируемое управляющей газовой струей избыточное давление замерялось при помощи дренажных отверстий, засверленных по продольной оси плоскости от отверстия для выдува и после него. Углы атаки плоскости в процессе проведения испытаний менялись в пределах  $\alpha^\circ = (-15) + (+15)$ ; статическое давление невозмущенного потока равнялось  $P = 0,023 \text{ кг/см}^2$ ; давление торможения в камере истечения  $P = 6 \text{ кг/см}^2$ .

Результаты испытаний приведены в виде графиков функциональных зависимостей (фиг 1, 2)  $\Delta \bar{p} = f(x_i)$ , построенных для каждого угла атаки.

$$\Delta \bar{p} = f(x_i),$$

где  $x_i$  — расстояние данного дренажного отверстия (№ 1, 2, 3... и т. д.)



Фиг. 1.

$$\Delta \bar{p} = \bar{p}_{\omega/\text{стр}} - \bar{p}_{\delta/\text{стр}};$$

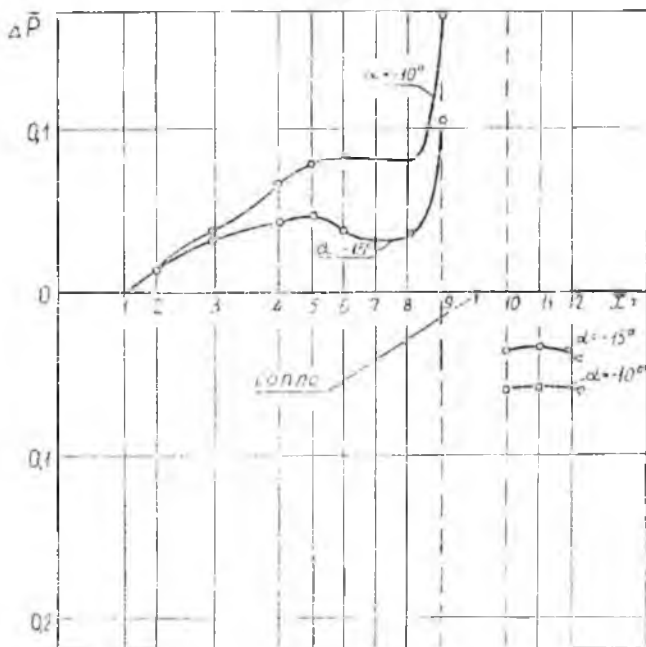
$\Delta \bar{p}$  — избыточное относительное давление в дренажной точке при данном угле атаки, обусловленное наличием управляющей газовой струи;

$\bar{p}_{\omega/\text{стр}}$  — относительное давление в дренажной точке при наличии управляющей газовой струи

$$\bar{p}_{\omega/\text{стр}} = \frac{P_{\omega/\text{стр}} - P_{\text{ат}}}{\frac{\rho U^2}{2}};$$

$\bar{p}_{8, \text{стр}}$  - относительное давление в дренажной точке от отсутствия управляющей струи

$$\bar{p}_{8, \text{стр}} = \frac{p_{8, \text{стр}} - P_{\infty}}{\rho \cdot c^2} \cdot 2$$



Фиг. 2

Рассмотрение полученных результатов позволяет сделать предварительные выводы.

Воздействие управляющей струи на пограничный слой с целью создания индивидуальной силы и моментов наиболее эффективно в диапазоне положительных углов атаки. Созданные за счет действия струи результирующие управляющие силы и моменты превосходят по своей величине таковые, полученные для нулевого угла атаки. Этот вывод согласуется с данными, полученными для небольших углов атаки, приведенными в работе [1].

В диапазоне отрицательных углов атаки воздействие управляющей струи на пограничный слой менее эффективно и является более слабым, чем при нулевом угле атаки плоскости. Можно наглядно пояснить этот вывод сравнением максимальных значений индуцируемых давлений перед соплом (дренажная точка № 9) и после него

(дренажная точка № 10) при различных углах плоскости, приведенных в таблице I.

Таблица I

$\alpha$	Точка № 9			Точка № 10		
	$0^\circ$	+15	-15	0	+15	-15
$\Delta p$	0,189	0,35	0,105	-0,205	-0,411	-0,036
$\frac{\Delta p_x \cdot x}{\Delta p_x \cdot a}$	1,0	1,85	0,556	1,0	2,0	0,176

#### ЛИТЕРАТУРА

1. A. Heuser, F. Maurer «Experimentelle Untersuchungen an festen Spoilern und Strahlspoilern bei Machen Zahlen von 0,6 bis 2,8». Zeitschrift für Flugwissenschaft 10(1962), Heft 4/5, S. 110-130.
2. Dershtin H «Journal of Spacecraft and Rockets», 2, № 4, 597-599 (1965).