

Иртикеев Ю.Г., Огородников Н.Н. Экономическая целесообразность использования вихревых холодильных установок для температурных испытаний элементов летательных аппаратов. В сб. "Некоторые вопросы исследования вихревого эффекта и его промышленного применения". Труды первой научно-технической конференции, Куйбышев, 1974.

Н.Д. Колышев, В.В. Бирюк, Г.С. Изаксон, В.Т. Волов

#### ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ СТЕНДОВОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВИХРЕВЫХ ТРУБ ПРИ РАБОТЕ ОТ НАБЕГАЮЩЕГО ПОТОКА

Рост скоростей в современной авиации выдвигает постоянную проблему тепловой защиты элементов конструкций летательных аппаратов, особенно электронной аппаратуры, от аэродинамического нагрева.

Использование для этих целей вихревых труб, работающих от скоростного напора, представляется перспективной задачей, требующей значительного объема исследований, так как экспериментальных данных о работе вихревых труб при высоких температурах и малых плотностях поступающего воздуха имеется недостаточно, а теоретически предсказать эти характеристики пока не представляется возможным.

В настоящей работе представлены результаты первого этапа исследований вихревой трубы, проведенных на стенде с имитацией полетных условий по высоте и скорости полета. При этом принимались следующие допущения:

параметры набегающего потока соответствуют МСА;

набегающий поток полностью тормозится на входе в воздухозаборник;

при полете на сверхзвуковых скоростях перед входным диффузором поток преодолевает прямой скачок уплотнения.

Погрешности, вызванные выбором прямого скачка (а не серии косых) можно отнести в запас надежности вихревой системы охлаждения, так как они соответствуют максимальным потерям энергии набегающего потока.

В соответствии с поставленными задачами экспериментальный

стенд представлял собой комплекс оборудования и приборов, позволяющих питать вихревую трубу воздухом заданных параметров (соответствующих прямому скачку уплотнения), имитировать условия окружающей среды (низкое барометрическое давление) и производить замеры параметров процессов с необходимой точностью.

Воздух от компрессора (или из атмосферы) подавался через регулируемую электропечь и входной ресивер, где измерялись его параметры торможения, в вихревую трубу. После энергетического разделения, холодная и горячая составляющие потока через соответствующие ресиверы, в которых замерялись их параметры, поступали в общий коллектор и отсасывались вакуум-насосом. Соответствующие вентили позволяли регулировать давление холодного, горячего и поступающего воздуха, изменяя таким образом долю холодного потока  $\mu$  и степень расширения  $\pi$  в необходимых пределах. На стенде исследовалась коническая вихревая труба диаметром 30 мм с углом конусности  $3^\circ$  и трехзаходным сопловым аппаратом. Относительная площадь входных сопел менялась в пределах  $F_c = 0,1 - 0,3$ ; относительный диаметр отверстия диафрагмы оставался постоянным, равным  $d = 0,5$ .

С учетом основного требования, предъявляемого к авиационным охлаждающим системам - минимальных габаритов - исследовалась вихревая труба длиной 9 калибров ( $L = 9$ ). Известно, что лучшие характеристики получены для конической вихревой трубы длиной 14 калибров. Однако, проведенные нами предварительные эксперименты показали, что с увеличением  $L$  от  $L = 3$  до  $L = 9$  эффект охлаждения возрастает значительно во всем диапазоне  $\mu$  и при различных давлениях на входе. При дальнейшем увеличении  $L$  темп роста  $\Delta t_x$  значительно снижается. Экспериментально также установлено, что установка крестовины на горячем конце укороченной конической вихревой трубы существенно повышает ее эффективность (для  $L = 9$   $\Delta t_x$  возрастает на 10 К при  $p_1^* = 0,7 \text{ МПа}$ ) и приближает ее к длинным трубам. Этими фактами и обосновывается выбор для исследования конической вихревой трубы длиной  $L = 9$  с крестовиной на горячем конце.

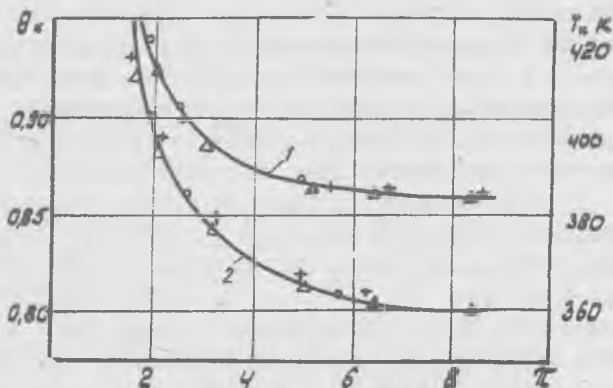
В экспериментах давление входа менялось в диапазоне  $p_1^* = 0,3 - 0,1 \text{ МПа}$ , температура на входе  $T_1^* = 300 - 450 \text{ К}$ ; степень расширений  $\pi = 1,5 - 7$ .

Результаты экспериментов обрабатывались в виде зависимостей

$T_x^* = f_1(\mu, \pi)$  и  $\theta_x = f_2(\mu, \pi)$ , где  $\theta_x = T_x^* / T_1^*$ . Ход кривых качественно

совпадает с характеристиками, соответствующими нормальной температуре.

Обобщенная зависимость  $\theta_x = f(\mu, \pi, p_1^*)$  представлена на рис.1 при двух фиксированных значениях доли холодного потока  $\mu = 0,2$ ,  $\mu = 0,5$ . Характеристики вихревой трубы снимались при



Р и с. 1. Влияние входного давления и степени расширения на входе при  $T_1^* = 450$  К;

—○—  $p_1^* = 0,1$  МПа; —△—  $p_1^* = 0,2$  МПа; —×—  $p_1^* = 0,3$  МПа;  
 $\mu = 0,5$  (1),  $\mu = 0,2$  (2).

постоянных  $T_1^* = 450$  К,  $\bar{F}_c = \bar{F}_{c(опт)}$  и трех значений входного давления:  $p_1^* = 0,1; 0,2; 0,3$  МПа. Анализ кривых позволяет установить следующее:

эффект охлаждения существенно зависит от  $\pi$  в начальной области диапазона ее изменения, затем эта зависимость становится менее явной, особенно при  $\pi > 4$ , что можно объяснить прекращением увеличения расхода через сопла из-за наступления критического режима истечения при неизменной плотности воздуха на входе. На эффект охлаждения (как и на  $\theta_x$ ) слабо влияет давление  $p_1^*$  воздуха на входе в области малых  $\mu$  ( $\mu = 0,2$ ) и почти не влияет в области  $\mu = 0,5$ ; изменение  $p_1^*$  в три раза изменяет  $\theta_x$  (при  $\mu = 0,2$ ) менее, чем на 2%. Если учесть, что плотность холодного потока ориентировочно изменяется в три раза, то можно заключить, что и она не оказывает существенного влияния на  $\theta_x$ . Основным фактором, определяющим эффект охлаждения при высоких

температурах и низких плотностях холодного потока, является степень расширения  $\pi$ , как и при нормальных условиях работы вихревой трубы.

Влияние температуры  $T_1^*$ , поступающего в вихревую трубу воздуха на  $\theta_x$  (аналогично и на эффект охлаждения  $\Delta T_x$ ) при различных значениях степени расширения  $\pi$  и давления  $p_1^*$  показано на рис.2.

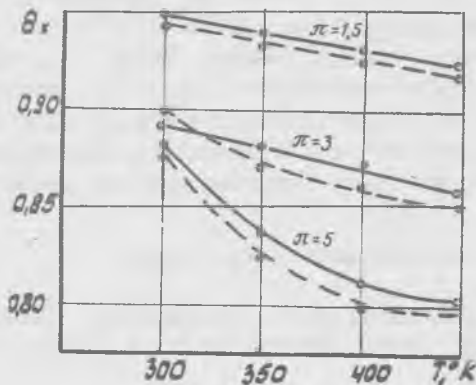
Общей тенденцией является некоторое снижение  $\theta_x$  с ростом  $T_1^*$  в диапазоне  $T_1^* = 300 - 450$  К, что соответствует росту температурной эффективности  $\gamma$  при всех исследованных значениях  $\bar{F}_c$ ,  $p_1^*$ ,  $\pi$ .

Увеличение  $\theta_x$  с ростом  $T_1^*$  составляет от 4 до 11%, что существенно превышает ошибку (менее 1%) за счет тепловых потерь. Как показывает характер кривых на графике,

изменение  $\theta_x$  от  $T_1^*$  мало зависит от абсолютного значения давления на входе, но в большей степени зависит от  $\pi$ , снижаясь с ее ростом (при  $\bar{F}_c = 0,12$   $\theta_x$  уменьшается на 5%, при  $\pi = 1,5$  и на 11% при  $\pi = 5$ ). Темп уменьшения  $\theta_x$  с ростом  $T_1^*$  снижается с увеличением  $\bar{F}_c$ : в диапазоне изменения  $\bar{F}_c = 0,12 - 0,3$ ,  $\theta_x$  изменяется соответственно с 11 до 5% при  $\pi = 5$  и  $T_1^* = 300 - 450$  К.

Исследовалось влияние относительной площади  $\bar{F}_c$  соплового входа на относительную температуру холодного потока в зависимости от входных параметров и степени расширения вихревой трубы.

Общей закономерностью является слабо выраженная зависимость относительной температуры холодного потока от относительной площади соплового входа в исследованном диапазоне изменений  $\pi$  и  $T_1^*$ . Особенно слабо эта зависимость проявляется при меньших зна-



Р и с.2. Влияние степени расширения  $\pi$  на относительную температуру  $\theta_x$  холодного потока

чениях  $\pi$  ( $\pi < 3$ ), когда при изменении  $\bar{F}_c$  почти в три раза ( $\bar{F}_c = 0,12 - 0,3$ ),  $\theta_x$  меняется всего на 2-3%. При больших значениях  $\pi$  ( $\pi = 5$ ) это изменение достигает 5%, причем с ростом  $\Gamma_i^*$  оно несколько больше. Изменение давления  $\rho_i^*$  на входе не вносит каких-либо существенных поправок в описанную зависимость  $\theta_x = f(\bar{F}_c)$ . В целом можно утверждать, что при  $\rho_i^* < 0,3$  МПа в широком диапазоне изменения  $\Gamma_i^*$  и  $\pi$  оптимальной является величина площади соплового входа  $\bar{F}_{c(опт)} = 0,15 - 0,2$ .

Слабая зависимость  $\theta_x = f(\bar{F}_c)$  позволяет применять на летательных аппаратах вихревые трубы с фиксированной величиной  $\bar{F}_c$ , которые будут иметь оптимальные характеристики в достаточно широком диапазоне изменения высоты и скорости полета.

А.П. Меркулов, А.Д. Кленина

#### ВЛИЯНИЕ ВХОДНОГО КРИВОЛИНЕЙНОГО КАНАЛА НА НЕРАВНОМЕРНОСТЬ ПОТОКА В УЛИТОЧНОМ СОПЛОВИ АППАРАТЕ

В некоторых конструкциях вихревых труб можно применять улиточный сопловый аппарат (УСА), который выполняет функцию не только подводящего устройства, но и соплового аппарата для разгона потока. Это позволяет уменьшить габариты и вес вихревой трубы.

Кроме того, УСА может быть использован в ступени воздушной турбохолодильной машины или приводного двигателя вспомогательного оборудования, энергосистем летательных аппаратов. Одним из недостатков УСА является повышенная неравномерность потока в окружающем направлении в области языка.

В данной работе рассматриваются результаты экспериментального исследования влияния входного криволинейного канала (рис.1) на распределение параметров потока воздуха (угла выхода  $\alpha$ , коэффициента скорости  $\lambda$ , коэффициента потерь энергии  $\zeta$ ,) по углу  $\varphi$  в окружающем направлении на выходе из УСА. Входной криволинейный канал вводится нами для предварительной закрутки потока с целью обеспечения стока в начальном участке и выравнивания скорости в области языка на выходе. Угловая протяженность криволинейного канала изменялась от 90 до 0° путем подрезания его и перемещения места установки входного патрубка. Для всех исследуемых УСА