

диционера, которая уменьшается по мере снижения давления в баллоне, регулируется путем изменения расхода холодного потока. Масса комплекта, состоящего из вихревой трубы с воздушным эжекционным охлаждением и инжектора, составляет 0,380 кг, расход воздуха - 0,006 кг/сек при температурном перепаде до 22 К.

В условиях окружающей среды, характеризующихся переменными параметрами по давлению входа и выхода, возникают дополнительные задачи, связанные с поддержанием не только температуры и расхода, но и давления кондиционированного воздуха. Вследствие больших физических и нервных нагрузок человека в этих условиях параметры должны поддерживаться автоматически. Водолазы в арктических районах и других местностях в зимнее время подвергаются воздействию низких температур. Дефицит тепла достигает 100 Вт, что отрицательно сказывается на работоспособности человека. На внутренних водоёмах водолазы работают на глубине, не превышающей 15 м. Стандартные водолазные компрессоры имеют давление нагнетания значительно больше  $10 \times 9,8 \times 10^4 \text{ нм}^2$ , но даже такого давления достаточно для включения в схему дыхательного автомата вихревого подогревателя, который в тропических районах может использоваться как холодильник.

А.П. Меркулов, В.В. Бирюк

#### ВОПРОСЫ ПРИМЕНЕНИЯ ВИХРЕВЫХ ОХЛАЖДАЮЩИХ УСТРОЙСТВ В АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКЕ И ТЕХНОЛОГИИ

Одним из основных требований, которое предъявляется к авиации, является увеличение скорости полета при высокой надежности работы систем и уменьшении веса конструкции. Вихревые аппараты, несмотря на невысокую экономичность и благодаря простоте, технологичности, малому весу, находят все большее распространение в авиации. Охлаждающие и вентилирующие устройства применяются как непосредственно на борту самолета во время полета, так и в технологическом процессе при изготовлении и испытании систем и узлов летательного аппарата. При работе вихревой трубы в качестве охлаждающего устройства на борту самолета для её питания могут быть использованы различные схемы в зависимости от источника рабочего воздуха:

1. Воздух, сжатый в компрессоре двигателя самолета.
2. Скоростной напор набегающего потока.
3. Воздух, сбрасываемый из гермокабины с целью вентиляции.

При применении сжатого в компрессоре двигателя воздуха необходимо учитывать особенности схемы.

Температура воздуха на входе в вихревую трубу значительно возрастает за счет подогрева при сжатии воздуха в компрессоре. Здесь необходимо или использовать теплообменник для снижения температуры сжатого воздуха (хотя бы до температуры обшивки самолета), или применять несколько вихревых труб, объединенных в каскадные или ступенчатые схемы.

Значительным преимуществом данного варианта является то, что система может работать как при стоянке самолета так и при работе двигателя при любых скоростях и высотах полета.

При использовании скоростного напора набегающего потока возможности вихревой трубы ограничены повышением температуры воздуха перед вихревой трубой (из-за роста скорости полета) и уменьшением давления и плотности на входе воздуха при подъеме самолета на высоту. Температура воздуха на входе в вихревую трубу определяется по формуле:

$$T_1 = T_H \left( 1 + \frac{\kappa-1}{2} M_H^2 \right).$$

Расчетные зависимости температуры холодного потока от высоты и скорости полета как функции от  $T_1$  приведены в [1].

Необходимо отметить, что давление и плотность воздуха на входе в вихревую трубу меняется тоже очень значительно. Так, при скорости полета  $M = 1,25$  на высотах  $H_1 = 1000$  м и  $H_2 = 20000$  м температура, плотность и давление на входе в вихревую трубу с учетом прямого скачка уплотнения перед диффузором вихревой трубы будет соответственно

$$T_{01} = 374 \text{ К}, \rho_{01} = 2,35 \text{ кг/м}^3, p_{01} = 2,51 \text{ бар}, T_{02} = 284 \text{ К}, \rho_{02} = 0,165 \text{ кг/м}^3, p_{02} = 0,136 \text{ бар}.$$

Расчетная холодопроизводительность вихревой трубы в этом случае тоже значительно изменяется. С применением данной схемы возможно проектировать установки для охлаждения электронного оборудования до температуры  $T_x = 323 \text{ К}$  - в одну ступень без дополнительных теплообменников, но при сравнительно невысоких скоростях полета. Недостатком этой схемы является то, что система охлаждения начинает работать только при полете самолета.

Использование воздуха, сбрасываемого из гермокабины самолета с целью вентиляции, открывает широкие перспективы для использования вихревых труб. Часть воздуха в этом случае, минуя редуктор давления подается на вход в вихревую трубу и затем выбрасывается за борт, охладив объект. На вход в вихревую трубу подается воздух с температурой  $T_1 = (293 \pm 5) \text{ К}$  и давлением, равным давлению в кабине самолета. Стабильность этих параметров поддерживается системой кондиционирования самолета.

В зависимости от программы регулирования, давление в кабине превышает давление окружающей среды на различную величину. Примерно с высоты полета  $H = 4000 \text{ м}$  располагаемая степень расширения в вихревой трубе достигает значения  $\pi = 1,2$  и вихревая труба начинает вырабатывать холодный воздух. В этом случае давление на входе в вихревую трубу меняется примерно в два раза при подъеме с высоты  $H_1 = 4000 \text{ м}$  до  $H_2 = 2000 \text{ м}$ . Следовательно, вихревая труба работает в более стабильном режиме, независимо от скорости полета самолета. К недостатку этой схемы следует отнести то, что вихревая система охлаждения начинает работать с некоторой высоты  $H_{нач} = 5000 \text{ м}$  и не может быть применена на самолетах с малым расходом вентиляционного воздуха.

Для определения параметров подаваемого в вихревую трубу воздуха в зависимости от выбранной схемы предлагается таблица. В ней в зависимости от высоты и скорости полета самолета с ТРД, компрессор которого имеет степень сжатия  $\varepsilon = 8,0$ , приведены параметры воздуха. Здесь  $H, \text{ м}$  — высота полета,  $P, \text{ бар}$ ,  $T, \text{ К}$ ,  $\rho, \text{ кг/м}^3$ ,  $A, \text{ м/сек}$  — давление, температура, плотность и скорость звука окружающего воздуха на соответствующей высоте по МСА;  $\tau, \pi, \varepsilon, \lambda$  — газодинамические функции;  $T_0, \text{ К}$ ,  $P_0, \text{ бар}$ ;  $\rho_0, \text{ кг/м}^3$  — параметры заторможенного воздуха;  $\sigma$  — потери давления за счет прямого скачка уплотнения на входе в диффузор вихревой трубы;  $P_{01}, \text{ бар}$ ;  $\rho_{01}, \text{ кг/м}^3$  — параметры на входе в вихревую трубу, работающую по схеме 3;  $v_1, \text{ м/сек}$ ;  $v_2, \text{ км/час}$  — скорость полета самолета;  $P_{02}, \text{ бар}$ ,  $T_{02}, \text{ К}$  — параметры на входе в вихревую трубу, работающую по схеме 1;  $P_{2x}, \text{ бар}$ ;  $\pi_{2x}^{T_0}$  — давление и степень расширения воздуха в вихревой трубе, работающей по схеме 2;  $\pi_{2x}^{T_0}$ ,  $\pi_{06}^{T_0}$  — степень расширения воздуха в вихревых трубах, работающих соответственно по схеме 2 и 1. Используя данную таблицу и зная  $\theta_x = f(\pi, P)$  можно рассчитать достижимую температуру холодного потока.

Т а б л и ц а

Расчет параметров воздуха, подаваемого в вихревую трубу

M	0,5			1,25			2,0			2,5			3,0		
H, м															
20 000	0,925	0,843	0,884	0,762	0,385	0,507	0,554	0,126	0,233	0,445	0,059	0,132	0,356	0,027	0,075
p=0,055	227,5	0,06	0,1	284	0,143	0,174	391	0,436	0,28	487	0,933	0,721	608	2,06	1,168
T=215,5	0,355	1,187	0,54	0,355	2,47	1,195	0,355	5,79	1,635	0,355	7,81	1,825	0,355	12,42	1,965
p=0,088	6,47	9,32	1	6,47	18,9	0,95	6,47	41,6	0,73	6,47	50	0,46	6,47	69,6	0,33
a=295,9	0,51	148	0,063	1,037	370	0,135	2,28	592	0,318	2,74	740	0,429	3,8	887	0,68
	406	533	0,1	506	1332	0,165	696	2130	0,203	870	2665	0,332	1085	3190	0,385
10000	0,952	0,843	0,884	0,762	0,385	0,507	0,554	0,126	0,233	0,445	0,059	0,132			
p=0,264	234	0,314	0,468	293	0,686	0,815	403	2,095	1,77	502	4,48	3,13			
T=225	0,564	1,187	0,54	0,564	2,47	1,195	5,79	1,635	0,504	0,564	7,81	1,82			
p=0,413	214	9,38	1	2,14	18,9	0,95	41,6	0,73	2,14	2,14	50	0,46			
a=3004	2,45	150	0,314	4,98	376	0,652	11,0	600	1,53	13,15	750	2,06			
	417	540	0,468	522	1352	0,773	718	2160	1,29	896	2700	1,44			
5000	0,952	0,843	0,884	0,762	0,385	0,507	0,554	0,126	0,233						
p=0,54	268	0,641	0,883	335	1,402	1,45	461	4,29	3,16						
T=255,5	0,795	1,187	0,54	0,795	2,47	1,195	0,795	5,79	1,635						
p=0,736	1,48	9,38	1	1,475	18,9	0,95	1,475	41,6	0,73						
a=321,5	5,04	160,6	0,641	10,25	402	1,332	21,8	644	3,13						
	478	578	0,833	598	1448	1,38	822	2315	2,31						
p=1,013	0,952	0,843	0,884	0,762	0,385	0,507									
T=288	302	1,203	1,39	378	2,64	2,42									
p=1,225	1,013	1,187	0,54	1,013	2,47	1,195									
a=341,4	1	9,38	1	1	18,9	0,95									
	9,45	170	1,203	19,2	427	2,57									
	538	614	1,39	674	1538	2,35									
													$\tau$	$\pi$	$\varepsilon$
													$T_0$	$\rho_0$	$\rho_0$
													$\rho_{ск}$	$\pi_{тр}$	$\lambda$
													$\pi_{ск}$	$\pi_{тр}$	$\sigma$
													$\rho_{02}$	$V_{кр}$	$\rho_{01}$
													$T_{02}$	$V_{кр}$	$\rho_{01}$

Авиация относится к наиболее быстро развивающимся отраслям техники, очень большое значение имеет проблема обеспечения ускоренных термоиспытаний элементов конструкций самолетов на прочность. В последнее время возникла необходимость производить прочностные испытания при внутреннем наддуве герметичной кабины самолета воздухом различной температуры. Время наддува кабины холодным воздухом с  $T_x \approx 263\text{K}$  занимает примерно 20% от всего цикла испытания. Анализ различных схем охлаждения [2] позволил сделать вывод о целесообразности применения вихревой системы для выработки холодного воздуха.

В качестве источника холодного воздуха здесь применен блок охлаждаемых водой вихревых труб, которые могут работать при доле холодного потока  $\mu = 1$ . Видимо, если рабочим телом испытательного цикла является воздух, а применение холодного воздуха является периодическим, то вихревой метод охлаждения может успешно конкурировать с парокompрессионным и турбохолодильным. В авиационном производстве находят также свое применение вихревые охладители датчиков системы антиобледенения и (при эпизодических потребностях в производстве холода) различные холодильные камеры, использующие регенеративный принцип.

#### В ы в о д ы

1. Для производства холодного воздуха на борту самолета целесообразно применять вихревой метод охлаждения.
2. Питание вихревой трубы в зависимости от требуемой температуры охлаждаемого объекта может осуществляться с использованием воздуха, отбираемого от компрессора двигателя, скоростного напора и сбросового из гермокабины с целью дефляции воздуха системы кондиционирования.
3. При термоиспытаниях элементов самолетов вихревая система охлаждения обладает определенными преимуществами перед известными системами охлаждения.

#### Л и т е р а т у р а

1. Меркулов А.П. Вихревой эффект и его применение в технике. М., "Машиностроение", 1969.
2. Алексеев А.А., Вознесенский В.,

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