

В.Е.Вилякин, В.Т.Кирильцев, Н.Д.Колышев,
Г.А.Смоляр, Л.С.Комарова

К ВОПРОСУ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ВИХРЕВЫХ ОХЛАДИТЕЛЕЙ
В МИКРОДРОССЕЛЬНЫХ АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМАХ

(Самарский аэрокосмический университет)

Приводятся результаты расчета увеличения энергетической эффективности микродроссельного охладителя (МДО) за счет предварительного охлаждения сжатого газа (СПО-СВТ) на входе в него. Основной целью применения предварительного охлаждения сжатого газа перед МДО является сокращение времени пускового периода и увеличение общего времени МДО от одной заправки баллона.

Условные обозначения: СВТ – самовакумирующаяся вихревая труба; СПО – система предварительного охлаждения; СТТ – спирально-трубчатый теплоприемник; МДО – микродроссельный охладитель; МДО $D_{тр}$ – диаметр камеры энергоразделения СВТ; $D_{диф}$ – диаметр диффузора СВТ; $d_{сн}$ – наружный диаметр СТТ, $d_{сн} = \frac{d_{сн}}{D_{тр}}$; τ – время работы МДО.

И н д е к с ы: * – параметры торможения газа; ' – параметры газа на входе в СВТ; " – параметры газа на выходе в СВТ; ε – газ; β – баллон.

Необходимость охлаждения бортовой радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) летательных аппаратов, вызванная аэродинамическим нагревом и собственным тепловыделением, делает актуальным поиск новых путей повышения экономичности и миниатюризации бортовых систем охлаждения.

Для глубокого охлаждения отдельных элементов РЭА используются микродроссельные системы [1, 2]. В разомкнутых дроссельных системах в качестве источника энергии используют запас азота, хранимого в баллонах. Эти системы отличаются предельной простотой, малыми размерами и массой, незначительным электропотреблением, низкой стоимостью и повышенной надежностью, коротким пусковым периодом. Однако они имеют и существенный недостаток – ограниченное

Вихревой эффект
и его применение в технике.

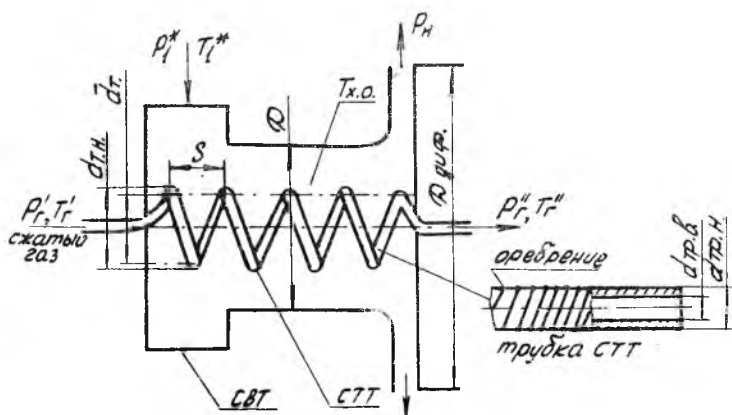
Самара, 1992

ISBN 5-230-16926-5

время без дозаправки баллона, особенно это проявляется при повышенной температуре газа в баллоне.

В работе [1] приведены результаты исследований по увеличению энергетической эффективности дроссельных МКС. Показано, что охлаждение потока азота на 45 К сокращает время выхода на режим в 2, 3 раза, а его холодопроизводительность в стационарном режиме возрастает в 1,7 раза.

Указанное предварительное охлаждение газообразного криогента [1] достигалось применением термоэлектрического охладителя. В ряде практических случаев для этой цели целесообразнее использовать охладитель, основанный на вихревом энергетическом разделении сжатого газа [3], в частности, самовакуумирующуюся вихревую трубу (рис. 1).



Р и с. 1. Расчетная схема

В присоединительной зоне СВТ расположен спирально-трубчатый рекуперативный теплообменник. СВТ питается сжатым газом (воздухом) низкого давления от компрессора или путем использования аэродинамического напора набегающего потока воздуха. Параметры торможения газа на входе в СВТ: P_1^*, T_1^* . Сжатый газ высокого давления с параметрами P_2', T_2' подается в спиральную трубку СТТ и охлаждается в ней путем отвода тепла в вихревой поток СВТ.

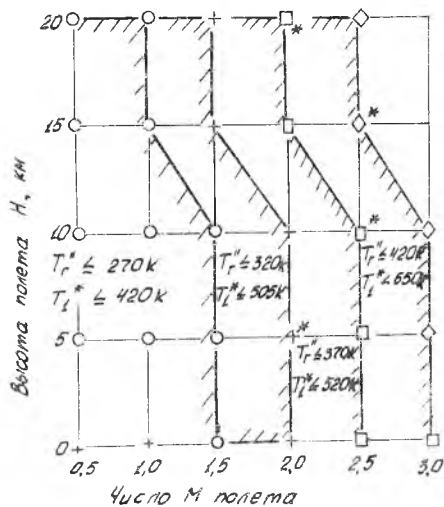
Возможность охлаждения сжатого газа с использованием СВТ, ра-

остающей от набегающего потока, наглядно представлена на рис. 2. В координатах $H-M$ выделены области режимов полета, в которых перед дросселем микроохладителем поддерживается определенная температура T_2'' сжатого газа. При этом за исходную температуру газа в баллоне принята температура набегающего заторможенного потока, т.е. наиболее неблагоприятный (но маловероятный) случай на практике. Данные соответствуют оптимальным значениям диаметра спирали СТТ.

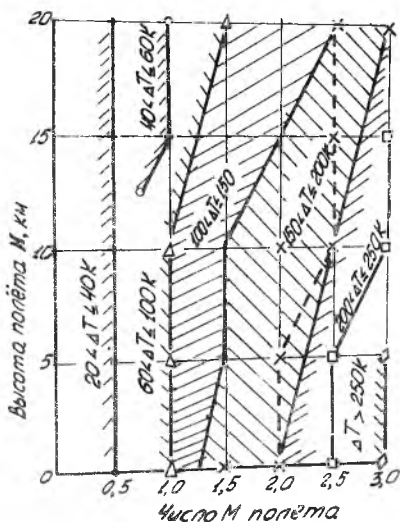
Основной целью применения предварительного охлаждения сжатого газа перед МДО является сокращение времени пускового периода и увеличение общего времени работы МДО от одной заправки баллона. Ориентировочно можно оценивать увеличение времени работы баллона ($\Delta T, \%$) в зависимости от снижения температуры газа ΔT_2 следующим образом:

$\Delta T_2, K$	23	38	50	60
$\Delta T, \%$	25	50	75	100

С целью ориентировочной оценки увеличения времени работы МДО за счет предварительного охлаждения сжатого газа на рис. 3 в координатах $H-M$ показан эффект охлаждения сжатого газа ($\Delta T_2 = T_2'' - T_2'$) в СВТ в зависимости от режима полета и при условии, что температура газа в баллоне равна температуре торможения набегающего потока ($T_0 = T_1^*$). С уменьшением расхода газа практически на каждом режиме (H и M) эффект охлаждения возрастает. Если принять, что при $\Delta T_2 > 60 K$ увеличение времени работы баллона превышает 100%, 2-х и более кратное увеличение времени работы баллона можно ожидать при следующих режимах полета:



Р и с. 2. Возможность охлаждения сжатого газа в СВТ, работающей от набегающего потока: $D_{TD} = 0,025$ мм; $D_{dop} = 0,1$ м; $\bar{a}_{с.н.} = 0,3$; $Me = 0,22$ в/в; $T_r'' = T_1^*$ $T_f = 313 K$



Р и с. 3. Эффект охлаждения скатанного газа в зависимости от режима полета:

$$D_{гр} = 0,025 \text{ м}; \quad L_{гг} = -0,09 \text{ м}; \quad Q_r = 0,065 \text{ г/с}$$

а) $M_2 = 3$ нл/мин; $M > 1,0$ на всех H ;

б) $M_2 = 10$ нл/мин; $M > 1,0$ при $H = 0 \dots 10$ км;

$M > 1,5$ при $H > 10$ км.

По разработанной методике составлены алгоритм и программа расчета для ЭВМ на языке "Фортран" и проведен численный анализ работы системы СПО-СВТ с оптимизацией по температуре криогента, который позволил сделать следующие выводы.

1. Каждому режиму полета соответствует диаметр СТТ, обеспечивающий минимальную температуру сжатого газа перед МДО.

2. Диапазон изменения величины оптимального диаметра достаточно широк ($\bar{d}_{с.н.} = 0,3 \dots 0,6$), что не позволяет выбрать для всех режимов некоторую среднюю его величину (при расходе охлаждаемого газа $0,066 \dots 0,73$ г/с).

Создание конструкции СТТ с изменяющимся диаметром спирали в зависимости от режима полета представляет очень сложную задачу и нецелесообразно.

3. Изменение размеров внешнего и внутреннего диаметров трубки СТТ существенного влияния на характеристики последнего не оказывают.

4. С увеличением длины СТТ и уменьшением расхода газа величина $\bar{d}_{с.н.}$ уменьшается на всех режимах, приближаясь к минимальной (0,3).

5. Расчетный анализ проводится при условии, что исходная температура на входе в СТТ равна температуре набегающего заторможенного потока (наиболее неблагоприятный, но маловероятный случай), а также для случая $T' = 330$ К.

6. Давление охлаждаемого газа в диапазоне $10 \dots 30$ МПа практически (в пределах одного градуса) не влияет на его конечную температуру на выходе из СТТ.

На основании перечисленных методов расчетно-теоретического анализа решено принять один из режимов за базовый ($N = 8, M = 0,8$), рассчитав соответствующий ему при заданном расходе M_2 газа оптимальный внешний диаметр спирали СТТ, определить его характеристики на всех режимах полета.

Сравнительный анализ двух вариантов расчета: с выбором оптимального диаметра СТТ на каждом режиме и с постоянным диаметром приводился для СВТ с $D_{\text{тр}} = 0,025$ м на двух расходах $M_2 = 0,066$ и $0,22$ г/с. Результаты расчета показывают, что при числах $M = 1,5$ на всех N наблюдается почти полная сходимость характеристик СТТ; с увеличением M растет температура сжатого газа, что требует увеличения площади поверхности СТТ, поэтому характеристики СТТ ухудшаются. Заметнее этот вывод прослеживается с увеличением расхода ($M_2 = 0,22$ г/с), где разница в температуре выходящего газа достигает 30 К, особенно на больших N .

Библиографический список

1. Г р е з и н А.К., З и н о в ь е в В.С. Микрокриогенная техника. М.: Машиностроение, 1977. 232 с.
3. С у с л о в А.Д., Г о р ш к о в А.М., М а с л а к о в В.А. Дроссельные микроохладители. М.: Машиностроение, 1978. 144 с.
3. К о л ы ш е в Н.Д., В и л ь я к и н В.Е. Исследование возможностей охлаждения в самовакуумирующейся вихревой трубе /Куйбышев. авиац. ин-т. Куйбышев, 1987. 51 с. Деп. в ВИНТИ 05.II.87. № 7757-В 87.