

2. Колесников А. В., Сербин В. И. Моделирование условий внешнего теплообмена космических аппаратов. М. : ООО «Информация – XXI век», 1997.

3. Козелкин В. В., Денисов Ю. Н. Имитация космического солнечного излучения. М. : Уч.-изд., 1966.

4. HBO Theatre Lamps // Technology and Applications [Electronic recourse] // Osram Sylvania Inc. URL: www.osram.com (data of visit 13.04.2010).

5. Андрейчук О. Б., Малахов Н. Н. Тепловые испытания космических аппаратов. М. : Машиностроение, 1982.

S. A. Krat

## INCREASE OF SOLAR RADIATION SIMULATOR EFFICIENCY

*This work considers a thermal radiation Sunlight simulating in S/C and components of thermal vacuum test. Estimation of factors influencing quality and EFFICIENCY of simulating installations is given. Directions of Sunlight simulators efficiency increase are specified.*

*Keywords: thermal vacuum tests, Sun simulator, optical system, thermal radiation, efficiency.*

© Krat S. A., 2011

УДК 629.7.018.4

В. Н. Николаев

## ТЕРМОАНЕМОМЕТРИЧЕСКИЙ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬ МАССОВОЙ СКОРОСТИ ВОЗДУШНОГО ПОТОКА

*Разработан термоанемометрический преобразователь массовой скорости воздушного потока. Предложен метод оценивания динамической погрешности измерения на основе построения математических моделей нестационарного теплообмена преобразователя.*

*Ключевые слова: термоанемометрический преобразователь, массовая скорость, математическая модель, динамическая и статическая погрешности, нестационарный теплообмен.*

Исследование аэродинамики летательных аппаратов и определение условий работы оборудования в их отсеках требует результатов измерения вектора массовой скорости воздушного потока. Этот параметр изменяется в широких пределах, а процесс его изменения является нестационарным.

По совокупности предъявляемых требований к преобразователям вектора массовой скорости наиболее целесообразно использовать термоанемометрический метод постоянного тока. При использовании этого метода необходимо решить проблемы измерения нестационарных значений вектора массовой скорости при значительном изменении температуры, а также турбулентности воздушного потока.

Известно, что интенсивность теплообмена тела, омываемого воздушным потоком, неравномерна по поверхности из-за различной толщины и характера движения воздуха в пограничном слое.

Для того чтобы использовать это свойство тела при измерении вектора массовой скорости воздушного потока, необходимо найти оптимальную форму и размеры первичного преобразователя.

Оптимальной формой первичного преобразователя вектора скорости является центрально-симметричная выпуклая фигура, идеал которой – сфера. К центрально-симметричным выпуклым фигурам относятся следующие: тетраэдр, куб, додекаэдр и т. д. Вид фигуры

рационально выбирать из условия оптимизации разрешающей способности и трудоемкости измерительного комплекса, т. е. первичного и вторичного преобразователей, регистрирующего устройства и пр. Если первичный преобразователь будет иметь малое количество граней, то трудоемкость изготовления первичного преобразователя будет низкой, однако алгоритм определения направления перемещения воздуха будет сложен, и, наоборот, если первичный преобразователь будет иметь большое количество граней, то трудоемкость изготовления заметно возрастает, а алгоритм упрощается. Поэтому был выбран додекаэдр (рис. 1), фигура с 12 гранями.

У поверхности летательных аппаратов и в их отсеках может быть турбулентный характер перетекания воздуха. Отсюда грань первичного преобразователя должна воспринимать среднюю массовую скорость воздуха, а не ее флуктуации. Для получения среднеинтегральной интенсивности теплообмена, характеризующейся определенным вектором массовой скорости воздушного потока, размеры чувствительных элементов, нанесенных на грани первичного преобразователя, должны быть больше микромасштаба турбулентности. С другой стороны, первичный преобразователь, введенный в воздушный поток, должен быть настолько мал, чтобы вызываемое им возмущение картины течения было минимально.

Руководствуясь перечисленными требованиями, были выбраны размеры чувствительного элемента ( $4 \times 5$  мм) и первичного преобразователя (диаметр описанной сферы додекаэдра 15 мм).

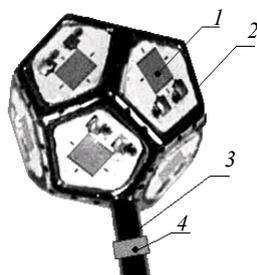


Рис. 1. Преобразователь вектора массовой скорости воздушного потока ДВС:

1 – чувствительные элементы термоанемометра; 2 – корпус; 3 – трубка для крепления преобразователя в заданной точке отсека; 4 – термометр на трубке

Первичный преобразователь вектора модуля массовой скорости воздушного потока (рис. 1) состоит из корпуса 1, чувствительных элементов термоанемометра 2, закрепленных на корпусе преобразователя, трубки 3, служащей для крепления преобразователя в заданной точке отсека, и термометра 4, закрепленного на трубке.

Измерение температуры воздушного потока необходимо для введения поправок на показания термоанемометрических чувствительных элементов при определении модуля массовой скорости.

Вторичный преобразователь вектора массовой скорости представляет собой источник постоянного тока и усилитель выходного сигнала первичного преобразователя.

Алгоритм определения вектора модуля массовой скорости следующий:

1. Получают градуировочную характеристику, т. е. зависимость выходного сигнала с чувствительных элементов термоанемометра в вольтах от температуры воздушной среды  $T_{air}$  и модуля массовой скорости  $J_{air}$

(произведения скорости  $W_{air}$  и плотности воздушной среды  $\rho_{air}$ ) в виде таблиц (например, табл. 1).

2. Измеряют температуру воздушной среды.

3. Определяют модуль массовой скорости по зависимости приведенного к количеству чувствительных элементов интегрального выходного сигнала со всех чувствительных элементов термоанемометра от модуля массовой скорости для измеренной температуры.

4. Измеряют давление воздушной среды  $P_{air}$ .

5. Рассчитывают плотность воздушной среды по формуле

$$\rho_{air} = 3,4852 \cdot 10^{-3} P_{air} / T_{air}, \quad (1)$$

где давление – в паскалях, а температура – в кельвинах.

6. Если необходимо, то определяют модуль скорости воздушной среды по формуле

$$W_{air} = J_{air} / \rho_{air}, \quad (2)$$

где массовая скорость – в  $\text{кг}/(\text{м}^2 \cdot \text{с})$ , а плотность – в  $\text{кг}/\text{м}^3$ .

Направление воздушной среды определяется двумя углами  $\alpha$  и  $\beta$  в соответствии с номером (рис. 2) или совокупности номеров чувствительных элементов (граней) с минимальными значениями выходного сигнала (табл. 2).

Угол  $\alpha$  отсчитывается от оси  $X$  в плоскости  $XOY$  против часовой стрелки, угол  $\beta$  – от оси  $X$  в плоскости  $XOZ$  также против часовой стрелки.

Погрешность определения направления в диапазоне от 0 до  $6,28$  ср. определяли на основе результатов лабораторных исследований на стенде для моделирования воздушного потока переменной температуры и плотности. Погрешность в зависимости от величины модуля массовой скорости в диапазоне  $0,2-50$   $\text{кг}/(\text{м}^2 \cdot \text{с})$  составляет  $0,3-0,6$  ср.

Оценивание динамических и статических погрешностей измерения модуля проводилось на основе построения математических моделей нестационарного конвективно-лучистого теплообмена преобразователя в отсеке летательного аппарата.

Таблица 1

Выходной сигнал с чувствительных элементов преобразователя в зависимости от угла  $\alpha$  обтекания его воздушным потоком  $J_{air} = 2,46 \text{ кг}/(\text{м}^2 \cdot \text{с})$  при  $T_{air} = 283 \text{ К}$

Угол $\alpha$ , рад	Грань											
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
0	3,18	3,19	3,25	3,46	3,03	3,31	3,05	3,31	3,00	2,52	2,55	2,50
0,52	3,25	3,29	3,13	3,57	3,03	3,08	2,68	3,33	3,60	2,61	2,46	2,52
1,04	3,05	3,07	2,94	3,62	2,93	2,47	2,42	3,25	3,59	2,70	2,30	2,49
1,57	2,64	2,14	2,57	3,23	3,15	2,23	2,18	2,41	3,36	3,22	2,38	2,75
2,09	2,54	2,04	2,63	3,22	3,06	2,25	2,23	2,31	3,19	2,96	2,92	3,02
2,61	2,10	2,06	2,09	3,38	3,05	2,29	2,50	2,80	3,41	3,05	2,95	3,07
3,14	2,28	2,15	2,19	2,97	3,30	2,61	3,11	2,76	3,49	3,34	3,06	3,23
3,66	2,23	2,36	2,10	2,67	3,23	3,21	3,38	3,00	3,09	3,25	3,16	3,29
5,23	2,91	2,86	2,82	2,64	2,53	3,15	3,20	3,13	2,77	2,39	2,61	2,81
5,76	3,05	2,95	2,95	2,72	3,09	3,26	3,21	3,11	2,63	2,39	2,66	2,43

Углы  $\alpha$  и  $\beta$  направления воздушного потока при номерах чувствительных элементов (граней) с минимальными значениями выходного сигнала

Грани	3, 1, 2	1, 2, 6	2, 6, 7	6, 7, 11	7, 11, 12	11, 12, 10	12, 10, 9	10, 9, 4
Угол $\alpha$ , рад	3,14	2,51	1,88	1,25	0,63	0	5,64	5,01
Угол $\beta$ , рад	3,14	0	0	0	0,52	0	0,52	0
Номер грани	9, 4, 3	4, 3, 1	3, 2, 8	2, 7, 8	7, 12, 8	12, 9, 8	9, 3, 8	4, 1, 5
Угол $\alpha$ , рад	4,38	3,76	3,14	1,88	0,63	5,64	4,38	2,51
Угол $\beta$ , рад	2,61	3,65	2,40	1,98	1,18	1,18	1,98	4,32
Номер грани	1, 6, 5	6, 11, 5	11, 10, 5	10, 4, 5	1	2	3	4
Угол $\alpha$ , рад	1,25	0	5,01	3,76	3,14	2,51	3,76	4,38
Угол $\beta$ , рад	4,32	5,22	5,56	5,22	3,76	0,70	0,70	3,76
Номер грани	5	6	7	8	9	10	11	12
Угол $\alpha$ , рад	0	1,88	1,25	0	5,01	5,64	0,63	0
Угол $\beta$ , рад	4,70	3,76	0,70	1,57	0,70	3,76	3,76	0,70

Математическое моделирование позволяет найти изменение температуры термоанемометра от нестационарности конвективно-лучистого теплообмена, а также от количественных различий интенсивности теплообмена в реальных условиях и при тарировке термоанемометра. По найденным изменениям температуры определяют названные погрешности.

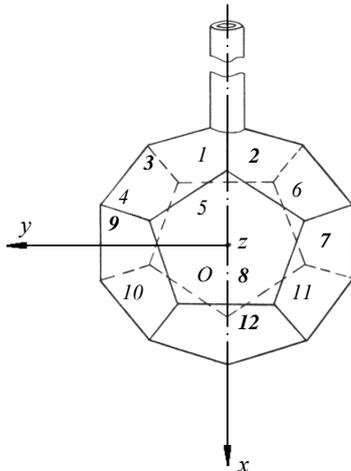


Рис. 2. Схема размещения чувствительных элементов на преобразователе вектора массовой скорости ДВС: 2, 3, 7, 8, 9, 12 – видимые грани; 1, 4, 5, 6, 10, 11 – невидимые грани

Математические модели термоанемометров, соответственно, для реальных условий и тарировки имеют следующий вид [1]:

$$\begin{aligned}
 & C_{sen} T'_{t, sen} + \alpha_{sen}(t) F_{sen} [T_{an} - T_{air}(t)] + \\
 & c_0 \varepsilon_{sen, in, cv} F_{sen, in, cv} \left\{ \left[ \frac{T_{an}}{100} \right]^4 - \left[ \frac{T_{in, cv}(t)}{100} \right]^4 \right\} + \\
 & + c_0 \varepsilon_{sen, eq} F_{sen, eq} \left\{ \left[ \frac{T_{an}(t)}{100} \right]^4 - \left[ \frac{T_{eq}(t)}{100} \right]^4 \right\} + I_{an}^2 R_{an}(t) = 0;
 \end{aligned} \tag{3}$$

$$\begin{aligned}
 & \alpha_{sen}(t) F_{sen} [T_{an, cl} - T_{air}] + c_0 \varepsilon_{cl} F_{cl} \times \\
 & \times \left\{ \left[ \frac{T_{an, cl}}{100} \right]^4 - \left[ \frac{T_{cl}}{100} \right]^4 \right\} + I_{an}^2 R_{an} = 0,
 \end{aligned} \tag{4}$$

где  $C_{sen}$  – теплоемкость преобразователя;  $\alpha_{sen}$  – коэффициент теплоотдачи преобразователя при конвективном теплообмене;  $F_{sen}$  – площадь теплоотдающей поверхности преобразователя при конвективном теплообмене;  $T_{an}$  – температура термоанемометров;  $c_0$  – постоянная Стефана–Больцмана;  $\varepsilon_{sen, in, cv}$  – приведенная степень черноты излучения преобразователя и внутренней поверхности обшивки;  $F_{sen, in, cv}$  – площадь взаимной поверхности излучения преобразователя и внутренней поверхности обшивки;  $T_{in, cv}$  – температура внутренней поверхности обшивки;  $\varepsilon_{sen, eq}$  – приведенная степень черноты излучения преобразователя и окружающего преобразователь оборудования;  $F_{sen, eq}$  – площадь взаимной поверхности излучения преобразователя и окружающего преобразователь оборудования;  $T_{eq}$  – температура поверхности окружающего преобразователь оборудования;  $I_{an}$  – электрический ток, протекающий по чувствительным элементам;  $R_{an}$  – сопротивление чувствительных элементов;  $t$  – время;  $\varepsilon_{cl}$  – приведенная степень черного излучения преобразователя при тарировке;  $F_{cl}$  – взаимная поверхность излучения преобразователя и окружающих поверхностей при тарировке;  $T_{an, cl}$  – температура термоанемометров при тарировке;  $T_{cl}$  – температура окружающих термоанемометры поверхностей при тарировке.

Уравнения (3), (4) при определенных упрощениях с учетом критериальных соотношений для коэффициентов теплоотдачи преобразователя  $\alpha_{sen}$  можно привести к следующему виду:

$$T'_{t,сен} + \vartheta_1 J_{air}^{\vartheta_2}(t) [T_{an} - T_{air}(t)] + \vartheta_3 \left\{ \left[ \frac{T_{an}}{100} \right]^4 - \left[ \frac{T_{in,cv}(t)}{100} \right]^4 \right\} + \vartheta_4 \left\{ \left[ \frac{T_{an}}{100} \right]^4 - \left[ \frac{T_{eq}(t)}{100} \right]^4 \right\} + I_{an}^2 R_{an}(t) = 0;$$

$$\vartheta_1 J_{air}^{\vartheta_2}(t) [T_{an,cl} - T_{air}] + \vartheta_5 \left\{ \left[ \frac{T_{an,cl}}{100} \right]^4 - \left[ \frac{T_{cl}(t)}{100} \right]^4 \right\} + I_{an}^2 R_{an}(t) = 0,$$

где  $\vartheta_1, \vartheta_2, \dots, \vartheta_5$  – параметры математической модели.

Или в общем виде уравнения (5), (6) можно записать следующим образом:

$$Y = F(Y, t, \Theta);$$

$$Y(0) = Y_0,$$

где  $\Theta = [\vartheta_1, \vartheta_2, \dots, \vartheta_5]^T$  – вектор параметров модели.

Получение достоверных величин параметров модели расчетным путем не представляется возможным. Поэтому их оценивание проведем путем параметрической идентификации по данным летных экспериментов и тарировки.

Для численного решения системы (7) используется метод Розенброка второго порядка аппроксимации, согласно которому вычисление решения на одном шаге численного интегрирования происходит следующим образом:

$$Y_{n+1} = Y_n + \alpha k_1 + (1 + \alpha) k_2;$$

$$(I - \alpha h F_y(Y_n, t_n, \Theta)) k_1 = h F(Y_n, t_n + \alpha h, \Theta);$$

$$(I + \alpha h F_y(Y_n, t_n, \Theta)) k_2 = h F(Y_n + \alpha k_1, t_n + 2\alpha h, \Theta);$$

$$\alpha = 1 - 1/2^{0.5},$$

где  $h$  – шаг интегрирования;  $I$  – единичная матрица;  $F_y$  – матрица Якоби системы (7).

Решение задачи оценивания параметров осуществляется путем минимизации суммы квадратов невязок между измеренными в ходе испытаний значениями температур и соответствующими значениями температур, полученными в ходе расчета по уравнениям модели. При этом используется квазиньютоновский метод минимизации, согласно которому очередное направление поиска определяется из системы уравнений:

$$B^k S^k = -df(\Theta^k),$$

где  $B^k$  – оценка матрицы вторых производных в текущей точке  $\Theta^k$ ;  $df$  – градиент функции  $f$ .

Для вычисления градиента минимизируемой функции необходимо иметь производные от решения системы обыкновенных дифференциальных уравнений по параметрам, которые называются функциями чувствительности.

В программном обеспечении функции чувствительности вычисляются в результате одновременного решения системы (7) и системы обыкновенных дифференциальных уравнений, которая получается из нее в результате дифференцирования по параметрам и имеет вид

$$Y_v(0) = F_y Y_v + F_v;$$

$$Y_v(0) = 0.$$

При этом используется экономичный алгоритм вычисления функции чувствительности, предложенный в работе [2].

Значения полученных параметров  $v$  приведены в табл. 3.

Динамическая и статическая погрешности определяются разностью значений температуры  $T_{an}$  термометра в реальных условиях и при тарировке. Входящие в уравнения (3), (4) величины температур  $T_{cv}$ ,  $T_{air}$ ,  $T_{eq}$  и модуля массовой скорости  $J_{air}$  примем соответствующими результатам летного эксперимента самолета для режимов, пропорциональных режимам программ летных ресурсных испытаний. Доверительные интервалы рассматриваемых погрешностей массовой скорости в диапазоне 0,2–50 кг / (м<sup>2</sup>·с) равны  $4 \cdot 10^{-2}$  кг / (м<sup>2</sup>·с) при доверительной вероятности 0,95.

Таким образом, разработан термоанемометрический преобразователь массовой скорости воздушного потока в форме додекаэдра. Предложен метод оценивания динамической погрешности измерения и исследованы методические погрешности измерения.

### Библиографические ссылки

1. Николаев В. Н. Экспериментально-теоретический метод определения параметров теплообмена бортового оборудования самолета-истребителя // Алгоритмическое и программное обеспечение исследований внешних воздействий на бортовое оборудование самолетов и вертолетов : науч.-техн. сб. Новосибирск : СибНИА, 1989. Вып. 4. С. 17–26.
2. Гусев С. А., Демидов Г. В. Алгоритм идентификации параметров жестких систем обыкновенных дифференциальных уравнений : препринт / АН СССР. Сиб. отд-ние. Новосибирск, 1983.

Таблица 3

Параметры математической модели (5), (6)

Параметры модели	$\vartheta_1, c^{-1} (кг/м^2 \cdot c)^{-\nu_2}$	$\vartheta_2$	$\vartheta_3, К \cdot м^2/Дж$	$\vartheta_4, К \cdot м^2/Дж$	$\vartheta_5, К \cdot м^2/Дж$
Значение параметров	0,62	0,42	$8,43 \cdot 10^{-2}$	$8,61 \cdot 10^{-2}$	$8,54 \cdot 10^{-2}$

V. N. Nikolaev

## THERMO ANEMOMETRIC TRANSDUCER OF AIRFLOW MASS VELOCITY

*Thermo anemometric transducer of airflow mass velocity has been developed. Estimation method of dynamic measurement error on the basis of the transducer unsteady heat exchange mathematical modeling is suggested in the article.*

*Keywords: thermo anemometer, mass velocity, mathematical model, dynamic and static errors, unsteady heat exchange.*

© Николаев В. Н., 2011

УДК 630.36

Е. Н. Окладникова, Е. В. Сугак

## ОЦЕНКА ОСТАТОЧНОГО РЕСУРСА БЕЗОПАСНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ С УЧЕТОМ СЛУЧАЙНЫХ ФАКТОРОВ\*

*Предложена методика расчета интенсивности отказов и остаточного ресурса безопасной эксплуатации технического объекта с учетом случайных факторов. Результаты расчетов позволяют определять вероятность отказа объекта и минимизировать риск возникновения аварийных ситуаций при решении задач оптимизации систем технического обслуживания и обеспечивать управление безопасностью при эксплуатации потенциально опасных объектов.*

*Ключевые слова: эксплуатация, ресурс, безопасность, риск, интенсивность отказов, техническое обслуживание.*

При эксплуатации любых технических объектов происходит старение их элементов в результате различных механических, тепловых, электрических и других физико-химических процессов или под воздействием внешних и внутренних нагрузок различной природы. Эти процессы и факторы вызывают накопление повреждений, развитие дефектов, необратимые изменения свойств конструкционных материалов и параметров элементов технических объектов и, как следствие, постепенное снижение их функциональности, что впоследствии приводит к отказам и к наступлению предельного состояния, после чего дальнейшая эксплуатация невозможна.

Эффективность эксплуатации технического объекта, в первую очередь, связана с его использованием по назначению, поэтому основная задача управления процессом технического использования заключается в повышении доли времени использования при приемлемых затратах на техническое обслуживание и ремонт [1].

Современный уровень научно-технического прогресса позволяет создавать объекты, которые обладают высокой надежностью. Основой для этого служит комплекс мер, применяемых на стадиях проектирования, изготовления, монтажа и эксплуатации. Наиболее актуальной является проблема прогнозирования и обеспечения технического ресурса объекта. Общая схема оценки остаточного ресурса представлена на рисунке [2].

По результатам прогнозирования на стадии эксплуатации возможно увеличение ресурса и сроков

эксплуатации элементов технических систем. Решение этой задачи предусматривает установление качественных и количественных закономерностей, определяющих ресурс, разработку методов оценки влияния различных факторов на средний ресурс и разброс ресурса эксплуатируемого объекта [1–4].

Контролируемыми параметрами могут быть как непосредственно измеряемые величины повреждений (глубина коррозии или износ детали), так и выходные параметры оборудования (производительность, коэффициент полезного действия, степень разделения, очистки) и другие количественные показатели качества. Контроль изменения этих параметров по мере приближения их значений к предельно допустимым позволяет прогнозировать момент наступления отказа [5; 6]. Оценка надежности в данном случае осуществляется путем проведения периодических обследований оборудования, измерения значений определяющего параметра, статистической обработки результатов измерений и последующего расчета показателей надежности.

Совершенствование методов расчетов требует, в частности, учета стохастической изменчивости свойств и структуры системы, а также изменчивости других случайных факторов. Необходимым этапом развития статистического подхода должна стать разработка в рамках существующих детерминированных схем расчета методики оценки надежности с учетом изменчивости свойств материала и значительной неопределенности исходных данных.

\*Работа выполнена при поддержке аналитической ведомственной целевой программы «Развитие научного потенциала высшей школы» (проект 2.1.2/2076).