

УДК 629.7.018.4.054

## ТЕРМОАНЕМОМЕТРИЧЕСКИЙ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬ МАССОВОЙ СКОРОСТИ ВОЗДУШНОГО ПОТОКА

© 2012 В. Н. Николаев

ФГУП «СибНИА им. С. А. Чаплыгина», г. Новосибирск

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

*Термоанемометрический преобразователь, массовая скорость, математическая модель, динамическая и статическая погрешности, нестационарный теплообмен.*

Определение тепловых условий работы бортового оборудования в отсеках летательных аппаратов требует результатов измерения вектора массовой скорости воздушного потока [1].

Массовая скорость воздушной среды в приборных отсеках из-за значительного изменения скорости и высоты полёта летательных аппаратов как по величине, так и, вероятно, по направлению носит нестационарный характер. Кроме того, на летательных аппаратах имеют место линейные перегрузки и виброускорения.

По совокупности предъявляемых требований к преобразователям вектора массовой скорости наиболее целесообразно использовать термоанемометрический метод постоянного тока [2, 3]. При использовании этого метода необходимо решить проблемы измерения нестационарных значений вектора массовой скорости при значительном изменении температуры, а также турбулентности воздушного потока. Преобразователи, описанные в работах [4 - 7], не позволяют измерять вектор массовой скорости при перечисленных условиях.

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.

В качестве первичного преобразователя вектора скорости предлагается использовать центрально - симметричную выпуклую фигуру, идеал которой - сфера. К центрально-симметричным выпуклым фигурам относятся следующие: тетраэдр, куб, додекаэдр и так далее. Вид фигуры рационально выбирать из условия оптимизации разрешающей способности и трудоёмкости измерительного комплекса, то есть первичного и вторичного преобразователей, регистрирующего устройства и прочее. Если первичный преобразователь будет иметь малое количество граней, то трудоёмкость изготовления первичного преобразователя будет низкой, однако алгоритм определения направления перемещения воздуха будет сложен. И, наоборот, если первичный преобразователь будет иметь большое количество граней, то трудоёмкость изготовления заметно возрастает, а алгоритм упрощается. Поэтому был выбран додекаэдр (рис. 1), фигура с 12 гранями.

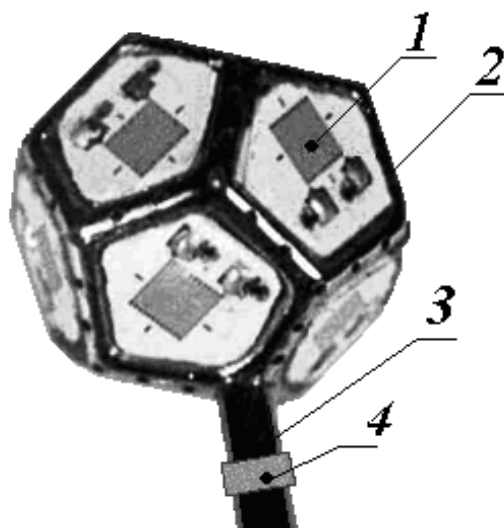


Рис. 1. Преобразователь вектора массовой скорости воздушного потока ДВС: 1 — чувствительные элементы термоанемометра; 2 — корпус; 3 — трубка для крепления преобразователя в заданной точке отсека; 4 — термометр на трубке

В отсеках летательных аппаратов может быть турбулентный характер перетекания воздуха. Отсюда грань первичного преобразователя должна воспринимать среднюю массовую скорость воздуха, а не её флуктуации. Для получения среднеинтегральной интенсивности теплообмена, характеризующейся определённым вектором массовой скорости воздушного потока, размеры чувствительных элементов, нанесённых на грани первичного преобразователя, должны быть больше микромасштаба турбулентности. С другой стороны, первичный преобразователь, введённый в воздушный поток, должен быть настолько мал, чтобы степень неравномерности поля измеряемой массовой скорости незначительно влияла на точность измерения, а вызываемое им возмущение картины течения было минимально. В зонах отрыва использовать преобразователь не предполагается.

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

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

Таблица 1. Выходной сигнал с чувствительных элементов преобразователя в зависимости от угла  $\alpha$  обтекания его воздушным потоком  $J_{air} = 2,46 \text{ кг}/(\text{м}^{2*} \text{ с})$  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

- Измеряют температуру воздушной среды.
- Определяют модуль массовой скорости по зависимости приведённого к количеству чувствительных элементов интегрального выходного сигнала со всех чувствительных элементов термоанемометра от модуля массовой скорости для измеренной температуры.
- Измеряют давление воздушной среды  $P_{air}$ .
- 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.

- Если необходимо, то определяют модуль скорости воздушной среды по формуле:

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

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

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

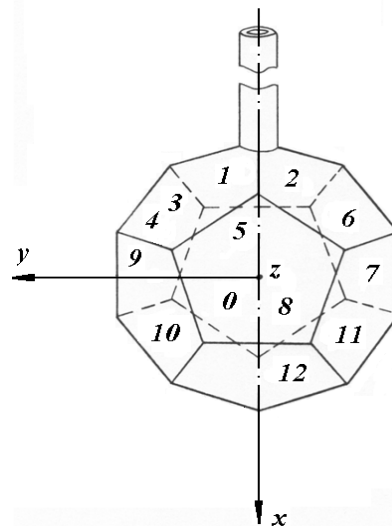


Рис. 2. Схема размещения чувствительных элементов на преобразователе вектора массовой скорости ДВС: 2, 3, 7, 8, 9, 12 — видимые грани; 1, 4, 5, 6, 10, 11 — невидимые грани

Таблица 2. 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	7i	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

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. Температура и давление составляли соответственно  $T_{air} \approx 290$  К и  $P_{air} \approx 101 \cdot 10^5$  Па. Погрешность в зависимости от величины модуля массовой скорости в диапазоне 0,2 ... 50 кг / (м<sup>2</sup>·с) составляет 0,3 ... 0,6 ср.

Максимальные значения погрешности от вибрации, принятой по нормам для зоны приборных отсеков, при взаимно перпендикулярном направлении массовой скорости и виброскорости для массовой скорости  $J_w = 0,3$  кг / (м<sup>2</sup>·с), виброскорости  $J_f = 0,1$  кг / (м<sup>2</sup>·с) и частоте  $f_{sen} = 14$  Гц в диапазоне измерений массовой скорости 0,2 – 50 кг / (м<sup>2</sup>·с) равны 0,1 ... 0,001 ср. Погрешность модуля массовой скорости от вибрации при этих условиях не превышает  $\Delta J_f = 0,05$  кг / (м<sup>2</sup>·с).

Оценивание динамических и статических погрешностей измерения модуля проводилось на основе построения математических моделей нестационарного

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

Математические модели термоанемометров соответственно для реальных условий и тарировки имеют следующий вид [8]:

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

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

где  $C_{sen}$  — теплоёмкость преобразователя;  $a_{sen}$  — коэффициент теплоотдачи преобразователя при конвективном теплообмене;  $F_{sen}$  — площадь теплоотдающей поверхности преобразователя при конвективном теплообмене;  $T_{an}$  — температура термоанемометров;  $c_0$  — постоянная Стефана-Больцмана;  $e_{sen, in, cv}$  — приведённая 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;  $e_{sen, eq}$  — приведённая 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;  $e_{cl}$  — приведённая степень чёрного 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 определённых упрощениях с учётом критериальных соотношений для коэффициентов теплоотдачи преобразователя  $a_{sen}$  можно привести к следующему виду:

$$T'_{t, sen} + \vartheta_1 J_{air}^{\vartheta_2}(t) [T_{an} - T_{air}(t)] + \vartheta_3 \left\{ \left[ \frac{T_{an}}{100} \right]^4 - \left[ \frac{T_{in, cv}(t)}{100} \right]^4 \right\} + \vartheta_4 \left\{ \left[ \frac{T_{an}}{100} \right]^4 - \left[ \frac{T_{eq}(t)}{100} \right]^4 \right\} + I_{an}^2 R_{an}(t) = 0; \quad (5)$$

$$\vartheta_1 J_{air}^{\vartheta_2}(t) [T_{an, cl} - T_{air}] + \vartheta_5 \left\{ \left[ \frac{T_{an, cl}}{100} \right]^4 - \left[ \frac{T_{cl}(t)}{100} \right]^4 \right\} + I_{an}^2 R_{an}(t) = 0; \quad (6)$$

где  $\vartheta_1, \vartheta_2, \mathbf{K}, \vartheta_5$  — параметры математической модели.

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

$$Y = F(Y, t, \Theta); \quad (7)$$

$$Y(0) = Y_0,$$

где  $\Theta = [\vartheta_1, \vartheta_2, \mathbf{K}, \vartheta_5]^T$  — вектор параметров модели.

Получение достоверных величин параметров модели расчётным путем не представляется возможным. Поэтому их оценивание проведём путём параметрической идентификации по данным лётных 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 [9]:

$$Y_{n+1} = Y_n + a k_1 + (1+a) k_2; \quad (8)$$

$$(I - a h F_y(Y_n, t_n, \Theta)) k_1 = h F(Y_n, t_n + a h, \Theta); \quad (9)$$

$$(I + \alpha h F_y(Y_n, t_n, \Theta)) k_2 = h F(Y_n + \alpha k_1, t_n + 2\alpha h, \Theta); \quad (10)$$

$$a = 1 - 1/2^{0.5}, \quad (11)$$

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

Решение задачи оценивания параметров осуществляется путём минимизации суммы квадратов невязок между измеренными в ходе испытаний значениями температур и соответствующими значениями температур, полученными в ходе

расчёта по уравнениям модели. При этом используется алгоритм параметрической идентификации, являющийся композицией методов наискорейшего спуска, квазиньютоновского Бройдена-Флетчера-Гольдфарба-Шэнно и координатного.

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 од-

новременного решения системы (7) и системы обыкновенных дифференциальных уравнений, которая получается из неё в результате дифференцирования по параметрам и имеет вид:

$$Y_v(0) = F_y Y_v + F_v ; \quad (12)$$

$$Y_v(0) = 0.$$

При этом используется экономичный алгоритм вычисления функции чувствительности, предложенный в работе [9].

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

Таблица 3. Параметры математической модели (5), (6)

Параметры модели	$J_1,$ $c^{-1}*(кг/м^2*c)^{-v2}$	$J_2$	$J_3,$ $К*м^2/Дж$	$J_4,$ $К*м^2/Дж$	$J_5,$ $К*м^2/Дж$
Значение параметров	0,62	0,42	$8,43*10^{-2}$	$8,61*10^{-2}$	$8,54*10^{-2}$

Расчётные погрешности оценок параметров модели при погрешности измерения расхода  $d = 3\%$  не превышают  $d_e = 5\%$ .

Динамическая и статическая погрешности определяются разностью значений температуры  $T_{an}$  термоанемометра 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 лётного эксперимента летательного аппарата для режимов, пропорциональных режимам программ лётных ресурсных испытаний. Доверительные интервалы рассматриваемых погрешностей массовой скорости в диапазоне  $0,2 \dots 50 \text{ кг}/(\text{м}^2*\text{с})$  равны  $4*10^{-2} \text{ кг}/(\text{м}^2*\text{с})$  при доверительной вероятности 0,95.

Технические характеристики преобразователя ДВС даны в табл. 4

Таблица 4. Технические характеристики преобразователя вектора массовой скорости воздушной среды типа ДВС

Наименование технических характеристик преобразователя	Значения технических характеристик преобразователя
1	2
Диапазон измерений модуля массовой скорости воздушной среды при температуре $T_{air} = 230 - 390$ К и давлении $P_{air} = 1 \cdot 10^2 - 101 \cdot 10^3$ Па $J_w$ , кг/(м <sup>2</sup> ·с)	0,3 – 20
Электрическое сопротивление чувствительных элементов, расположенных на гранях термоанемометра, при температуре $T_{an} = 273,15$ К $R_{an}$ , Ом	20±0,2
Температурный коэффициент электрического сопротивления термоанемометра $a_{an}$ , К <sup>-1</sup>	$4,23 \cdot 10^{-3} \pm 1 \cdot 10^{-4}$
Максимальная избыточная температура термоанемометра при температуре $T_{air} = 230 - 390$ К и давлении $P_{air} = 1 \cdot 10^2 - 101 \cdot 10^3$ Па $\Delta T_{an}$ , К	80
Максимальное значение электрического тока разогрева термоанемометра $I_{an}$ , А	$5,5 \cdot 10^{-2}$
Основная относительная погрешность термоанемометра модуля $ d_{an} $ и вектора $d_{an}$ , %	15; 10
Дополнительная относительная погрешность от влияния вибрации $d_f$ , %	2
Показатель тепловой инерции термоанемометра при его описании динамическим аperiodическим звеном первого порядка в используемом диапазоне массовой скорости $e_{an}$ , с	$2,3 J_w^{-0,5}$
Диапазон измерений температуры воздушного потока $T_{air}$ , К	230 – 390
Электрическое сопротивление термометра при температуре $T_T = 273,15$ К $R_T$ , Ом	50±2
Температурный коэффициент электрического сопротивления термометра $a_T$ , К <sup>-1</sup>	$4,23 \cdot 10^{-3} \pm 1 \cdot 10^{-5}$
Основная относительная погрешность термометра $d_T$ , %	$6 \cdot 10^{-1}$
Показатель тепловой инерции термометра при его описании динамическим аperiodическим звеном первого порядка в используемом диапазоне массовой скорости $e_T$ , с	$2,3 J_w^{-0,5}$
Максимальная степень неравномерности поля измеряемой массовой скорости $\Delta J_w / J_w$ , %	5
Максимальная степень неравномерности поля температуры воздушного потока $\Delta T_{air} / T_{air}$ , %	5

Разработанный преобразователь вектора массовой скорости был использован при определении тепловых условий работы бортового оборудования в негерметизированном продуваемом теплоизолированном отсеке (рис. 3). Расход воздуха, выходящего из системы обеспечения теплового режима, был принят  $G_{stm} =$

0,5 – 1 кг/с, температура  $T_{stm} = 283,15 – 293,15$  К. Разница между измеренным преобразователем (рис. 4) и рассчитанным модулем массовой скорости не превышала 15% от измеренного значения, разница по температуре находилась в пределах 5 К.

$$\rho_V, V_{air,out}, T_{air,out}$$

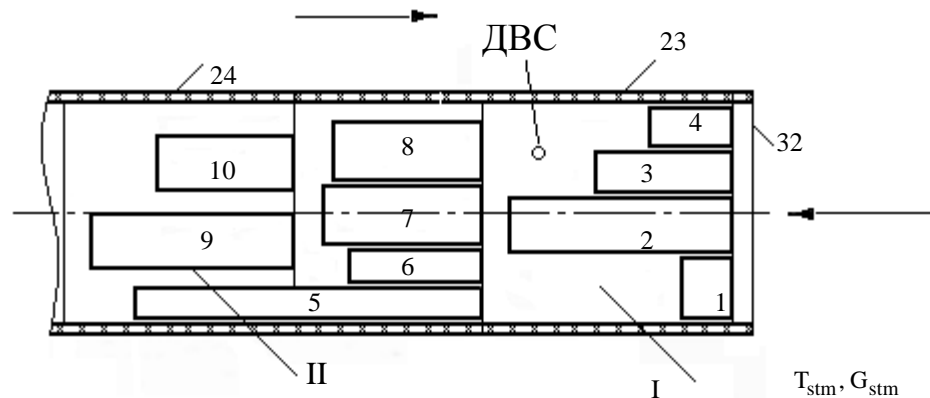


Рис. 3. Фрагмент негерметизированного продуваемого теплоизолированного отсека: I - II — части отсека; 1 - 10 — блоки бортового оборудования; 23, 24, 32 — части обшивки; ДВС — преобразователь вектора массовой скорости воздушного потока;  $\rho_V$  — плотность воздушной среды за бортом;  $V_{air,out}$  — воздушная скорость полёта;  $T_{air,out}$  — температура воздушной среды за бортом;  $T_{stm}$  — температура воздуха на выходе системы обеспечения теплового режима;  $G_{stm}$  — расход воздуха на выходе системы обеспечения теплового режима

$$J_W, \text{ кг}/(\text{м}^2 \cdot \text{с})$$

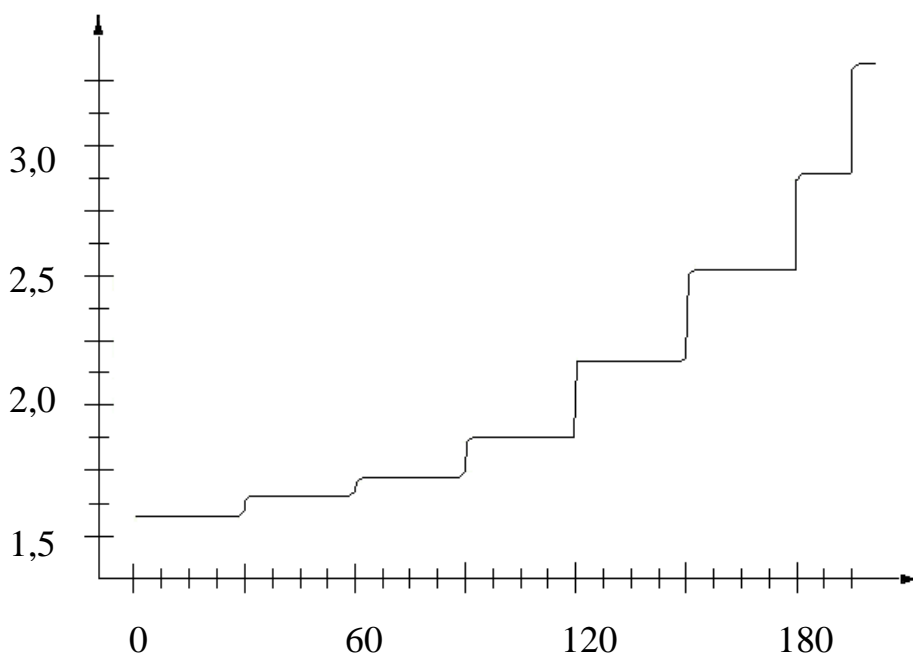


Рис. 4. Измеренные значения массовой скорости воздушной среды



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

#### Библиографический список

1. Дульнев, Г. Н. Методы расчёта тепловых режимов прибора [Текст] / Г. Н. Дульнев, В. Г. Парфёнов, А. В. Сагалов - М.: Радио и связь, 1990. - 312 с.
2. Горлин, О. М. Экспериментальная аэромеханика [Текст] / О. М. Горлин - М.: Высшая школа, 1970. - 423 с.
3. Качурин, Л. Г. Электрическое измерение аэродинамических величин [Текст] / Л. Г. Качурин - М.: Высшая школа, 1967. - 488 с.
4. Хинце, И. О. Турбулентность, ее механизм и теория. Пер. с англ [Текст] / И. О. Хинце. - М.: Физматгиз, 1963. - 680 с.
5. Кивилис, С. С. Новая аппаратура для измерения расхода веществ [Текст] / С. С. Кивилис // Итоги науки и техники. Метрология и измерительная техника. - 1976. - № 3. - С. 152-158.
6. Kim Seun., Kim Sun., Kim Y., Park S. A circular-type thermal flow direction sensor with an integrated interface circuit // International Journal Nonlinear Science and Numerical Simulation. – 2002. -№ 3 - 4. - P. 289 – 294.
7. Nguyen N.-T. A novel thermal sensor concept for flow velocity // IEEE Sensor Journal. – 2005. -№ 6. - P. 1224 – 1234.
8. Николаев, В. Н. Экспериментально – теоретический метод определения параметров теплообмена бортового оборудования самолета – истребителя. Алгоритмическое и программное обеспечение исследований внешних воздействий на бортовое оборудование самолётов и вертолетов [Текст] / В. Н. Николаев // Научно–технический сборник. – Новосибирск: СибНИА. – 1989. – Вып. 4. – С. 17 – 26.
9. Гусев, С. А. Алгоритм идентификации параметров жестких систем обыкновенных дифференциальных уравнений [Текст] / С. А. Гусев, Г. В. Демидов. - Новосибирск, 1983. – 17 с. – (Препринт/ АН СССР, Сиб. отд – ние, ВЦ; 484).

## A HOT-WIRE ANEMOMETRIC TRANSDUCER OF AIRFLOW MASS RATE

© 2012 V. N. Nikolayev

FSUE “S. A. Chaplygin Siberian Aeronautical Research Institute”

A hot-wire anemometric mass airflow rate transducer is developed. A method of assessing dynamic measurement error on the basis of constructing mathematical models of the transducer’s unsteady heat exchange is proposed.

*Hot-wire anemometric transducer, mass rate, mathematical model, dynamic and static errors, unsteady heat exchange.*

#### Информация об авторе

**Николаев Владимир Николаевич**, кандидат технических наук, начальник сектора ФГУП «Сибирского научно – исследовательского института авиации им. С. А. Чаплыгина». E-mail: [nikvla50@mail.ru](mailto:nikvla50@mail.ru). Область научных интересов: математическое моделирование теплового состояния отсеков и систем самолёта при проектировании, лётных испытаниях и математическое моделирование электромагнитной совместимости радиоэлектронного оборудования самолёта.

**Vladimir Nikolayevich Nikolayev**, PhD in technical sciences, head of a sector at FSUE “S. A. Chaplygin Siberian Aeronautical Research Institute”. E-mail: [nikvla50@mail.ru](mailto:nikvla50@mail.ru). Area of research: mathematical simulation of aircraft bays’ and systems’ thermal state during development work and flight tests, mathematical simulation of electromagnetic compatibility of aircraft radioelectronic equipment.