

УДК 629.7.018.4.054

В. Н. Н и к о л а е в

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.

E-mail: nikvla@mail.ru

Ключевые слова: 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 полета летательных аппаратов как по величине, так, вероятно, и 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 этом необходимо решать 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 пограничного слоя и характера движения воздуха в пограничном слое. 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 тетраэдр, куб, додекаэдр и др. Вид фигуры рационально

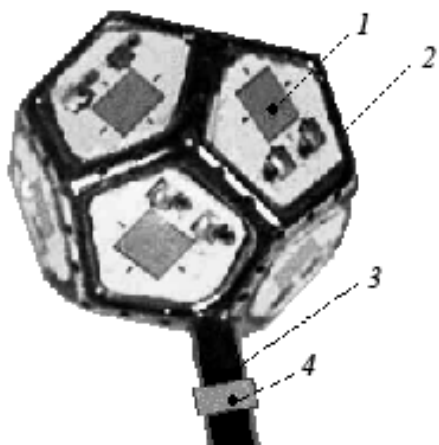


Рис. 1. Преобразователь вектора массовой скорости воздушного потока ДВС:

1 — чувствительный элемент термоанемометра; 2 — корпус; 3 — трубка для крепления преобразователя в заданной точке отсека; 4 — термометр на трубке

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

Перетекание воздуха в отсеках летательных аппаратов может иметь турбулентный характер, следовательно, 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 степень неравномерности поля измеряемой массовой скорости незначительно влияла на точность измерения, а вызываемое им возмущение картины течения было минимальным. В зонах отрыва использовать преобразователь не предполагается.

Руководствуясь перечисленными требованиями, выбрали размеры чувствительного элемента (4×5 мм) и первичного преобразователя (диаметр описанной сферы додекаэдра 15 мм).

Первичный преобразователь вектора модуля массовой скорости воздушного потока (см. 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 показаний 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. Получение градуировочной характеристики, т.е. зависимости 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 ρ_{air}) в виде таблиц (например, табл. 1).

Таблица 1

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

Угол α , рад	Номер грани											
	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

2. Измерение температуры воздушной среды.

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

4. Измерение давления воздушной среды p_{air} .

5. Расчет плотности 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. Определение (при необходимости) модуля 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 $\text{кг}/\text{м}^3$.

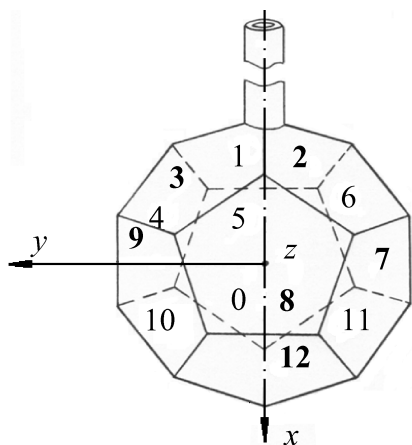


Рис. 2. Схема размещения чувствительных элементов на преобразователе вектора массовой скорости ДВС: textbf 2, 3, 7, 8, 9, 12 – видимые грани; 1, 4, 5, 6, 10, 11 – невидимые грани

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

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 модуля массовой скорости в диапазоне от 0,2 до 50 кг/(м²·с) составляет 0,3... 0,6 ср.

Максимальные значения погрешности от вибрации, принятой по

Таблица 2

Значения углов α и β направления воздушного потока при номерах чувствительных элементов (граней) с минимальными значениями выходного сигнала

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

Примечание. Углы α и β отсчитываются от оси X соответственно в плоскостях XOY и XOZ против часовой стрелки.

нормам для зоны приборных отсеков, при взаимно перпендикулярных направлениях массовой скорости и виброскорости для массовой скорости $J_w = 0,3 \text{ кг}/(\text{м}^2 \cdot \text{с})$, виброскорости $J_f = 0,1 \text{ кг}/(\text{м}^2 \cdot \text{с})$ и частоте $f_{sen} = 14 \text{ Гц}$ в диапазоне измерений массовой скорости от 0,2 до 50 $\text{кг}/(\text{м}^2 \cdot \text{с})$ равны 0,1...0,001 ср. Погрешность модуля массовой скорости от вибрации при этих условиях не превышает $\Delta J_f = 0,05 \text{ кг}/(\text{м}^2 \cdot \text{с})$.

Оценка динамических и статических погрешностей измерения модуля массовой скорости проводилась на основе построения математических моделей нестационарного конвективно-лучистого теплообмена преобразователя в отсеке летательного аппарата. Математическое моделирование позволяет выявить изменение температуры термоанемометра из-за нестационарности конвективно-лучистого теплообмена, а также из-за количественных различий интенсивностей теплообмена в реальных условиях и при тарировке термоанемометра. По найденным изменениям температуры определяют указанные погрешности.

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

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

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

где C_{sen} — теплоемкость преобразователя; α_{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 преобразователя оборудования; I_{an} — электрический ток, протекающий по чувствительным элементам; R_{an} — сопротивление чувствительных элементов; t — время; ε_{cl} — приведенная степень черноты 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) и (4) при определенных упрощениях с учетом критериальных соотношений для коэффициентов теплоотдачи преобразователя α_{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 $\vartheta_1, \vartheta_2, \dots, \vartheta_5$ — параметры математической модели.

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

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

$$Y(0) = Y_0,$$

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

Получение достоверных значений 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 [9]:

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

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

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

$$\alpha = 1 - 1/2^{0,5}, \quad (11)$$

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

Задача оценивания параметров решается 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

$$B^k S^k = -df(\Theta^k), \quad (12)$$

где B^k — оценка матрицы вторых производных в текущей точке Θ^k ; df — градиент функции f .

Для вычисления градиента минимизируемой функции необходимо иметь производные 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

$$\begin{aligned} Y_v(0) &= F_y Y_v + F_v; \\ Y_v(0) &= 0. \end{aligned} \quad (13)$$

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

Параметры математической модели (5), (6) следующие: $\vartheta_1 = 0,62 \text{ с}^{-1} \cdot (\text{кг}/\text{м}^2 \cdot \text{с})^{-v_2}$; $\vartheta_2 = 0,42$; $\vartheta_3 = 8,43 \cdot 10^{-2} \text{ К} \cdot \text{м}^2/\text{Дж}$; $\vartheta_4 = 8,61 \cdot 10^{-2} \text{ К} \cdot \text{м}^2/\text{Дж}$; $\vartheta_5 = 8,54 \cdot 10^{-2} \text{ К} \cdot \text{м}^2/\text{Дж}$.

Динамическая и статическая погрешности определяются разностью значений температуры T_{an} термоанемометра в реальных условиях и при тарировке. Входящие в уравнения (3) и (4) температуры T_{cv} , T_{air} , T_{eq} и модуль массовой скорости J_{air} примем соответствующими результатам летного эксперимента летательного аппарата для режимов, пропорциональных режимам программ летных ресурсных испытаний. Доверительные интервалы рассматриваемых погрешностей массовой скорости в диапазоне от 0,2 до 50 кг/(м²·с) равны 4·10⁻² кг/(м²·с) при доверительной вероятности 0,95. Технические характеристики преобразователя ДВС даны в табл. 3.

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 $G_{stm} = 0,5 \dots 1 \text{ кг/с}$, температура $T_{stm} = 283,15 \dots 293,15 \text{ К}$. Разность массовых скоростей, измеренных преобразователем (рис. 4) и рассчитанных, не превышала 15% измеренного значения, разность температур находилась в пределах 5 К.

**Технические характеристики преобразователя вектора массовой скорости
воздушной среды типа ДВС**

Наименование технических характеристик преобразователя	Значения технических характеристик преобразователя
Диапазон измерений модуля массовой скорости воздушной среды (при температуре $T_{air} = 230 \dots 390$ К и давлении $p_{air} = 1 \cdot 10^2 \dots 101 \cdot 10^3 \cdot \text{Па}$) J_w , кг/(м ² ·с)	0,3–20
Электрическое сопротивление чувствительных элементов, расположенных на гранях термоанемометра, при температуре $T_{an} = 273,15$ К, R_{an} , Ом	$20 \pm 0,2$
Температурный коэффициент электрического сопротивления термоанемометра α_{an} , К ⁻¹	$4,23 \cdot 10^{-3} \pm 1 \cdot 10^{-4}$
Максимальная избыточная температура термоанемометра (при температуре $T_{air} = 230 \dots 390$ К и давлении $p_{air} = 1 \cdot 10^2 \dots 101 \cdot 10^3 \cdot \text{Па}$) ΔT_{an} , К	80
Максимальное значение электрического тока разогрева термоанемометра I_{an} , А	$5,5 \cdot 10^{-2}$
Основная относительная погрешность термоанемометра модуля $ \delta_{an} $ и вектора δ_{an} , %	15; 10
Дополнительная относительная погрешность от влияния вибрации δ_f , %	2
Показатель тепловой инерции термоанемометра при его описании динамическим аperiodическим звеном первого порядка в используемом диапазоне массовой скорости ε_{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 α_T , К ⁻¹	$4,23 \cdot 10^{-3} \pm 1 \cdot 10^{-5}$
Основная относительная погрешность термометра δ_T , %	$6 \cdot 10^{-1}$
Показатель тепловой инерции термометра при его описании динамическим аperiodическим звеном первого порядка в используемом диапазоне массовой скорости ε_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

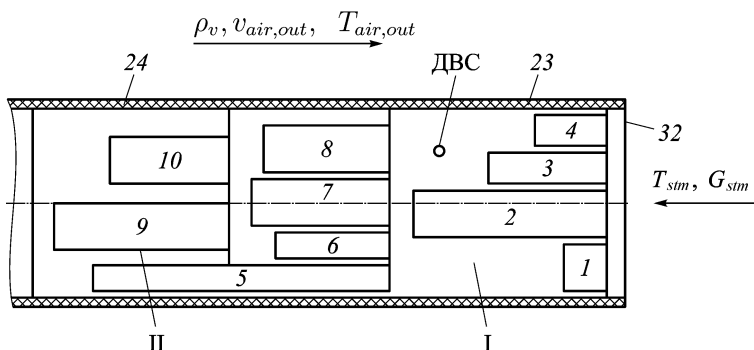
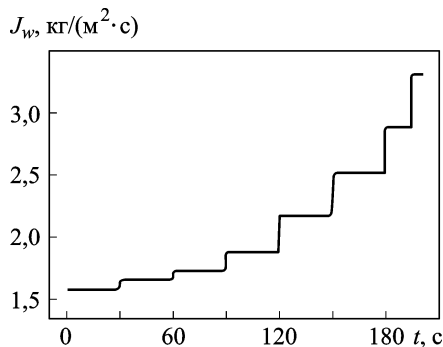


Рис. 3. Фрагмент негерметизированного продуваемого теплоизолированного отсека:

I-II – части отсека; 1–10 – блоки бортового оборудования; 23, 24, 32 – части обшивки; ДВС – преобразователь вектора массовой скорости воздушного потока; ρ_v – плотность воздушной среды за бортом; $V_{air,out}$ – воздушная скорость полета; $T_{air,out}$ – 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

Рис. 4. Измеренные значения массовой скорости воздушной среды



Выводы. Разработан термоанемометрический преобразователь массовой скорости воздушного потока в форме додекаэдра. Предложен метод оценивания динамической погрешности измерения и исследованы методические погрешности измерения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Дульнев Г. Н., Парфенов В. Г., Сагалов А. В. Методы расчета тепловых режимов прибора. – М.: Радио и связь, 1990. – 312 с.
2. Горлин О. М. Экспериментальная аэромеханика. – М.: Высш. шк., 1970. – 423 с.
3. Качурин Л. Г. Электрическое измерение аэродинамических величин. – М.: Высш. шк., 1967. – 488 с.
4. Хинце И. О. Турбулентность, ее механизм и теория / Пер. с англ. – М.: Физматгиз, 1963. – 680 с.
5. Кивилис С. С. Новая аппаратура для измерения расхода веществ // Итоги науки и техники. Сер. 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 // Int. J. Nonlinear Science and Numerical Simulation. 2002. – No. 3–4. – P. 289–294.
7. Nguyen N. -T. A novel thermal sensor concept for flow velocity // IEEE Sensor Journal. – 2005. – No. 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 самолетов и вертолетов: Науч.-техн. сб. – Новосибирск: СибНИА. – 1989. – Вып. 4. – С. 17–26.
9. Гусев С. А., Демидов Г. В. Алгоритм идентификации параметров жестких систем обыкновенных дифференциальных уравнений. – Новосибирск, 1983. – 17 с. – (Препринт/ АН СССР, СО, ВЦ; 484).

Статья поступила в редакцию 9.04.2010

Владимир Николаевич Николаев родился в 1950 г. Канд. техн. наук, ст. науч. сотр., начальник сектора, руководитель подразделения ПД ИТР и ТЗИ ФГУП “Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина”.

V.N. Nikolaev (b. 1950). Ph. D. (Eng.), senior researcher, head of sector, chief of department of Federal Unitary Enterprise “Siberian Research Institute of Aviation n.a. S.A. Chaplygin”.