

УДК 681.586'325

В.Н. Моисеев, М.Ю. Сорокин, И.П. Ефимов, Т.И. Давыдова

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПРОТОЧНОГО ПРИЕМНИКА СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ

Моисеев Владимир Николаевич, кандидат технических наук, окончил экономико-математический факультет Ульяновского государственного технического университета. Инженер-программист 2 категории научно-исследовательской лаборатории ФНПЦ АО «НПО «Марс». Имеет статьи, изобретения в области средств автоматизации управления военно-морской и авиационной техникой. [e-mail: v.n.moiseev@mail.ru].

Сорокин Михаил Юрьевич, кандидат технических наук, окончил факультет информационных систем и технологий УлГТУ. Начальник отдела АО «УКБП». Имеет статьи, изобретения в области зондовых средств восприятия давлений аэрометрических систем летательных аппаратов. [e-mail: rto@ukbp.ru].

Ефимов Иван Петрович, кандидат технических наук, окончил Ульяновский политехнический институт по специальности «Авиаприборостроение». Доцент кафедры «Измерительно-вычислительные комплексы» УлГТУ. Имеет статьи, изобретения в области первичных преобразователей давления аэрометрических систем летательных аппаратов. [e-mail: eip@ulstu.ru].

Давыдова Татьяна Ивановна, кандидат технических наук, окончила радиотехнический факультет УлГТУ. Ведущий инженер-конструктор ФНПЦ АО «НПО «Марс». Имеет статьи в области системного анализа и обработки информации. [e-mail: tasha_dav@inbox.ru].

Аннотация

В данной статье рассматриваются вопросы построения математических моделей проточных приемников статического давления (ПСД), предназначенных для восприятия статического давления на вертолетах в диапазоне скоростей полета до 250...350 км/ч, состоящих из конфузорной (сужающейся) и диффузорной (расширяющейся) частей. Разработана математическая модель проточного ПСД по результатам экспериментальных исследований для определения статического давления, динамического давления, скорости, погрешности скорости, погрешности высоты. Адекватность полученных математических моделей проверяется сравнением с результатами экспериментальных исследований. Построенные модели позволяют получить достоверные данные при углах сужения конфузора от 30 до 70 град, углах раскрытия диффузора от 8 до 14 град, коэффициенте диафрагмы от 0,15 до 0,45, скорости набегающего воздушного потока от 20 до 250 км/ч. Рассмотрено влияние отдельных конструктивных элементов (конфузор, диффузор) на коэффициент давления ПСД и соответствие между экспериментальными данными и результатами, полученными с помощью математической модели. Полученные математические модели позволяют автоматизировать процесс разработки приемников с прогнозируемыми метрологическими характеристиками. Появляется возможность оперативно подбирать приемники с требуемыми конструктивными параметрами для конкретного объекта управления на первоначальном этапе разработки.

Ключевые слова: математическая модель, проточный приемник статического давления, конфузор, диффузор.

THE MATHEMATICAL MODEL OF THE STATIC PRESSURE FLOWING RECIEVER

Vladimir Nikolaevich Moiseev, Candidate of Engineering; graduated from the Faculty of Economics and Mathematics of Ulyanovsk State Technical University; a software engineer of the department of Federal Research-and-Production Center Joint Stock Company 'Research-and-Production Association 'Mars'; an author of articles, inventions in the field of computer-aided facilities for naval and aeronautical engineering control. e-mail: v.n.moiseev@mail.ru.

Mikhail Iurievich Sorokin, Candidate of Engineering; graduated from the Faculty of Information Systems and Technologies of Ulyanovsk State Technical University; Head of Department at Ulyanovsk Instrument Manufacturing Design Bureau, JSC; an author of articles, inventions in the field of air pressure probes for aircraft data measuring systems. e-mail: rto@ukbp.ru.

Ivan Petrovich Efimov, Candidate of Engineering; graduated from Ulyanovsk Polytechnical Institute with a specialty in Aircraft Instrument Engineering; Senior Lecturer of the Measuring and Computing Complexes Department of Ulyanovsk State Technical University; an author of articles, inventions in the field of primary pressure sensors of aircraft data measuring systems. e-mail: eip@ulstu.ru.

Tatiana Ivanovna Davydova, Candidate of Engineering; graduated from the Faculty of Radioengineering of Ulyanovsk State Technical University; Lead Design Engineer at FRPC JSC' RPA 'Mars'; an author of articles in the field of system analysis and information processing. e-mail: tasha_dav@inbox.ru.

Abstract

The article considers the matters of constructing mathematical models of the static pressure following receivers (SPFRS) designated for sensing static pressure on helicopters in a range of airspeeds to 250...350 km/h. SPFRS consist of contracting and diffusing parts. The mathematical model of SPFRS was developed in accordance with results of experimental researches for defining static pressure, dynamic pressure, speed, speed inaccuracy, altitude inaccuracy. The adequacy of the obtained mathematical models is checked through the comparison with the results of experimental researches. The models allow getting reliable data at the contractor convergence angle in 30-70 degree, the diffuser aperture angle in 8-14 degree, the diaphragm coefficient in 0.15-0.45, windblast speed in 20-250 km/h. The influence of separate components (a contractor and a diffuser) on SPFRS pressure coefficient and correlation between experimental data and the results obtained with the mathematical model are considered. With the use of the obtained mathematical models, the process of developing receivers with predicted metrological characteristics can be automated. The ability to take up receivers with required form factors for the specific control object on the original development cycle promptly has been appeared.

Key words: mathematical model, static pressure following receiver, contractor, diffuser.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время одним из наиболее распространенных методов при определении высотно-скоростных параметров летательного аппарата (ЛА) является аэрометрический, основанный на измерении скоростного (динамического) напора, функционально связанного со скоростью. Задача восприятия полного и статического воздушных давлений, по разнице которых и определяется скоростной напор, решается с помощью специальных устройств – приемников полного давления (ППД), приемников статического давления (ПСД) либо комбинированных приемников воздушного давления (ПВД), устанавливаемых на борту ЛА. В данной работе рассматриваются вопросы построения математических моделей проточных ПСД. Подробное описание рассматриваемых ПСД дано в [1].

Вопрос построения математических моделей приемников первичных аэродинамических параметров является важной научно-технической задачей [1–5].

Цель данной работы – разработка математической модели ПСД, превосходящей существующую по точности.

Адекватность разработанной модели подтверждается ее сравнением с уже существующей математической моделью, а также с результатами экспериментальных исследований.

ОПИСАНИЕ ИССЛЕДУЕМОГО ПРИЕМНИКА, ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ

Проточные ПСД предназначены для восприятия статического давления на вертолетах в диапазоне скоростей полета до 250...350 км/ч. Конструктивно приемник состоит из конфузорной (сужающейся) и диффузорной (расширяющейся) частей [1]. К достоинствам проточных приемников можно отнести: сглаживание турбулентных пульсаций, малую чув-

ствительность к скосам потока, простоту аэродинамической компенсации.

Принцип действия измерителя (рис. 1) заключается в следующем. На трубку Вентури набегает поток воздуха, статическое давление которого $P_{ст}$. В конфузорной части трубки (за счет уменьшения диаметра по направлению потока) происходит разгон потока, вследствие чего статическое давление уменьшается, достигая своего минимального значения в горле трубки (минимальный диаметр). Давление из узкой части трубки через трубопровод подается в корпус манометрического указателя скорости. Полное давление, воспринимаемое обычным приемником, поступает во внутреннюю полость манометрической коробки. Перемещение подвижного центра манометрической коробки происходит под действием давления $P_{дв} = P_n - P_{ст}$.

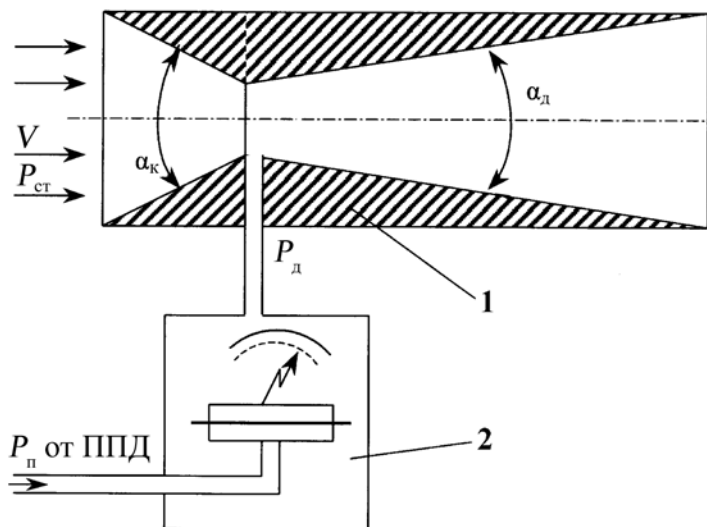


Рис. 1. Измеритель малых воздушных скоростей с трубкой Вентури: 1 – трубка Вентури (пневмоусилитель); 2 – указатель скорости

Усилительные свойства трубки Вентури в наибольшей степени зависят от ее геометрических параметров. Именно от геометрических параметров проточной части во многом зависит величина коэффициента гидравлического сопротивления трубки. Чем больше гидравлическое сопротивление протока, тем меньше коэффициент усиления трубки. Следовательно, для повышения чувствительности прибора (рис. 1) необходимо минимизировать величину коэффициента гидросопротивления, который имеет две составляющие:

$$\xi = \xi_m + \xi_{тр}$$

где ξ – коэффициент гидросопротивления проточной части трубки Вентури;

ξ_m – коэффициент местного сопротивления, определяемый соотношением геометрических параметров потока;

$\xi_{тр}$ – коэффициент гидросопротивления, обусловленного трением, определяемый в основном шероховатостью стенок трубки.

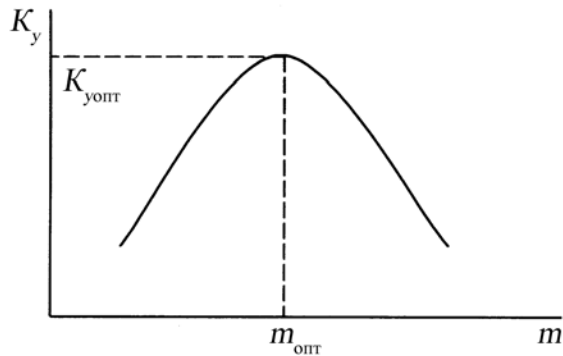


Рис. 2. Влияние коэффициента диафрагмы трубки Вентури на коэффициент ее аэродинамического усиления

Наибольший вклад в ξ вносит местная составляющая ξ_m , поэтому соотношению параметров проточного пневмоусилителя необходимо уделять особое внимание. Коэффициент аэродинамического усиления возрастает по мере уменьшения угла раскрытия диффузора трубки α_d (рис. 1), однако с уменьшением α_d увеличивается длина трубки, поэтому на практике величину α_d , как правило, не делают меньше 8 градусов (типичное значение 8...12°). Угол сужения конфузора α_k предпочтительнее выбирать из диапазона 40...60 градусов. Очень сильно на усилительные свойства трубки Вентури влияет ее коэффициент диафрагмы $m = D_y^2/D_{ex}^2$, где D_y, D_{ex} – диаметры узкой части и входа. В общем виде зависимость коэффициента аэродинамического усиления K_y от коэффициента диафрагмы трубки при фиксированных величинах α_k и α_d представлена на рисунке 2.

Как следует из представленной зависимости, существует экстремум функции $K_y = F(m)$. Оптимальное значение усиления K_{yopt} достигается при $m = m_{opt}$. Значение m_{opt} изменяется в зависимости от α_k и α_d .

Величина коэффициента гидросопротивления протока, а следовательно и K_y , зависят от числа Рейнольдса: $K_y = F(Re)$. Поскольку $Re = (V_y D_y) / \nu$, где V_y – скорость потока в горле трубки; ν – коэффициент кинематической вязкости воздуха, то коэффициент аэродинамического усиления изменяется в зависимости от скорости полета.

ОПИСАНИЕ СУЩЕСТВУЮЩЕЙ РАСЧЕТНОЙ СХЕМЫ

Существующая расчетная схема проточного ПСД приведена на рисунке 3 [1, 6–9].

Образование разрежения за приемником учитывается увеличением на входе ПСД энергии набегающего потока на величину $K_{п}q$, где $K_{п}$ – коэффициент, учитывающий уменьшение давления за приемником.

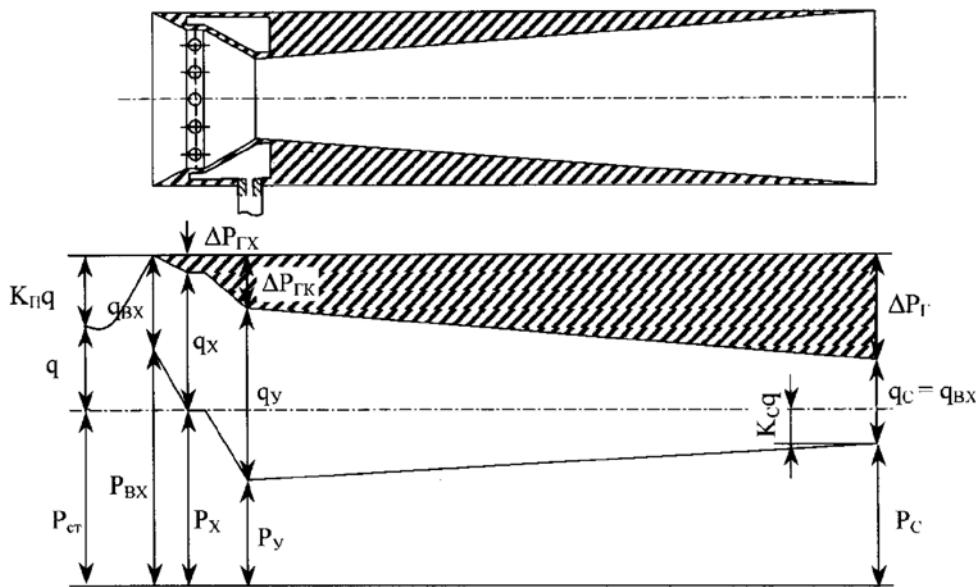


Рис. 3. Энергетическая диаграмма потока в соответствии с уточненной расчетной схемой

Для входного сечения приемника в этом случае можно записать уравнение Бернулли, которое без учета сжимаемости имеет вид:

$$P_{ex} + \rho \frac{V_{ex}^2}{2} = P_{cm} + \rho \frac{V^2}{2} + K_n \rho \frac{V^2}{2}, \quad (1)$$

где P_{ex} – давление на входе, Па;

V_{ex} – скорость на входе, м/с;

ρ – плотность, кг/м³;

P_{cm} – статическое давление, Па;

V – скорость потока, м/с;

K_n – коэффициент, учитывающий уменьшение давления за приемником.

Рассмотрим энергетические характеристики потока на срезе ПСД (рис. 1). Часть полной энергии потока безвозвратно теряется вследствие гидросопротивления проточной части – ΔP_r . Скоростной напор на срезе q_c равен скоростному напору на входе q_{ex} . Давление на срезе, как видно из рисунка 1, меньше P_{cm} на величину $\Delta P_c = K_c q_c$.

После некоторых преобразований из (1) можно получить выражение для коэффициента давления приемника [1]:

$$\bar{P} = \frac{P_x - P_{cm}}{\rho V^2 / 2} = 1 + K_n - \left\{ \frac{1 + K_n + K_c}{\xi / m^2 + 1} \right\} \left\{ \frac{1}{m_x^2} + \frac{\xi_x}{m^2} \right\}, \quad (2)$$

где P_x – отбираемое давление в месте расположения отверстий отбора статического давления;

K_c – коэффициент, учитывающий давление на срезе;

ξ – суммарный коэффициент гидросопротивления

всего проточного тракта;

m – коэффициент диафрагмы приемника, равный отношению площади узкого сечения к площади входного сечения;

ξ_x – коэффициент гидросопротивления участка ПСД до сечения отбора давления;

m_x – коэффициент диафрагмы сечения отбора давления, равный отношению площадей сечений отбора давления и входа.

Используя формулу (2), можно рассчитать коэффициент давления проточного ПСД без учета сжимаемости воздуха по следующим основным исходным данным:

- входной диаметр ПСД D_{ex} ;
- диаметр узкой части ПСД D_y ;
- диаметр сечения отбора давления D_x ;
- расположение отверстий отбора давления (на конфузоре или на диффузоре);
- угол сужения конфузора α_k ;
- угол раскрытия диффузора α_d ;
- скорость набегающего потока V .

При подаче в канал «статика» измерителя скорости давления, отбираемого из узкого сечения ПВД, чувствительный элемент этого прибора будет деформироваться под действием большего по величине динамического давления, чем это имело бы место при использовании статического давления набегающего воздушного потока. То есть имеет место аэродинамическое усиление. Из (2) коэффициент усиления рассчитывается по формуле:

$$K_y = 1 - \bar{P}. \quad (3)$$

Таблица 1

Значения коэффициентов математической модели

Номер слагаемого i	CK_y	Степень параметра				Номер слагаемого i	CK_y	Степень параметра			
		« α_k » k_1	« α_d » k_2	« m » k_3	« U » k_4			« α_k » k_1	« α_d » k_2	« m » k_3	« U » k_4
7	6.193e-5	0	1	1	2	33	-1.065e-3	1	0	0	1
9	7.304e-3	0	0	1	2	49	3.011	0	1	1	0
12	-5.639e-5	0	1	0	2	50	-0.043	1	1	1	0
13	-4.919e-3	0	0	0	2	52	-30.083	0	0	1	0
14	5.342e-5	1	0	0	2	53	0.315	1	0	1	0
20	7.905e-4	1	1	1	1	57	-4.439e-4	0	4	0	0
22	-0.036	0	1	1	1	58	0.02	0	3	0	0
23	-0.278	0	0	1	1	59	-0.318	0	2	0	0
24	1.113e-3	1	0	1	1	62	1.034	0	1	0	0
29	0.02	0	1	0	1	63	0.013	1	1	0	0
30	-2.641e-4	1	1	0	1	66	10.252	0	0	0	0
32	0.115	0	0	0	1	67	-0.087	1	0	0	0

РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ПСД

Построена новая математическая модель приемника по результатам экспериментальных исследований при следующих значениях переменных параметров:

- угла сужения конфузора α_K – 30, 40, 50, 60, 70 град.;
- угла раскрытия диффузора α_D – 8, 10, 12, 14 град.;
- коэффициента диафрагмы m – 0.15, 0.20, 0.25, 0.30, 0.35, 0.40, 0.45;
- скорости набегающего воздушного потока U – 5.56, 8.33, 11.11, 13.89, 22.22, 27.78, 33.33, 41.67, 50.00, 55.56, 61.11, 69.44 м/с.

Общая математическая модель зависимости коэффициента усиления K_y от угла сужения конфузора α_K (град), угла раскрытия диффузора α_D (град), коэффициента диафрагмы m , скорости набегающего воздушного потока U (м/с) может быть представлена в виде полинома четвертой степени:

$$K_y(\alpha_K, \alpha_D, m, U) = \sum_{i=1}^n CK_{yi} \cdot \alpha_K^{k_{1i}} \cdot \alpha_D^{k_{2i}} \cdot m^{k_{3i}} \cdot U^{k_{4i}}, \quad (4)$$

где CK_y – коэффициент слагаемого;

k_1 – степень параметра « α_K » (угол сужения конфузора);

k_2 – степень параметра « α_D » (угол раскрытия диффузора);

k_3 – степень параметра « m » (коэффициент диафрагмы);

k_4 – степень параметра « U » (скорость набегающего воздушного потока);

n – общее количество слагаемых, $n = 70$.

Все указанные параметры приведены в таблице 1. Для некоторых слагаемых наблюдается слабая корреляция параметров, поэтому коэффициент CK_y принимается равным нулю. Нулевые коэффициенты слагаемых в таблице 1 не приводятся. Погрешность аппроксимации лежит в пределах от минус 0,374 до 0,374 для коэффициента усиления.

Характеристики приемников, на примере которых проводилось сравнение с экспериментальными данными, приводятся в таблице 2.

Таблица 2
Геометрические размеры проточных ПСД

N трубки	Угол сужения конфузора α_K , град	Угол раскрытия диффузора α_D , град	Коэффициент диафрагмы m
1	40	8	0.2
2	60	12	0.2
3	40	8	0.4
4	60	12	0.4

Значения коэффициента усиления для старой модели были посчитаны с помощью существующей математической модели (2).

ОЦЕНКА ПОГРЕШНОСТИ ПОЛУЧЕННОЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ

Сравнение результатов экспериментальных исследований K_y ПСД (табл. 2) с результатами расчета по старой и новой математическим моделям приводится в таблице 3 и на рисунках 4–8.

На рисунках 4–7 график новой математической модели

Таблица 3

Значения коэффициентов усиления при различных способах исследования

№ п/п	Тип значений	Скорость, м/с									
		5.56	13.89	22.22	27.78	33.33	41.67	50.00	55.56	61.11	69.44
1	эксперимент	6.00	6.84	7.00	7.13	7.20	7.36	7.53	7.62	7.70	7.82
	старая модель	5.7	6.13	6.56	6.89	7.04	7.19	7.39	7.48	7.58	7.63
	новая модель	6.19	6.68	6.99	7.14	7.25	7.4	7.53	7.62	7.69	7.77
2	эксперимент	5.05	5.54	5.89	6.08	6.16	6.36	6.49	6.55	6.58	6.58
	старая модель	5.22	5.61	6.00	6.28	6.56	6.96	7.21	7.35	7.49	7.7
	новая модель	5.07	5.55	5.88	6.05	6.19	6.36	6.50	6.56	6.59	6.55
3	эксперимент	4.49	4.62	4.73	4.80	4.88	4.93	5.06	5.13	5.18	5.24
	старая модель	4.36	4.60	4.84	5.01	5.10	5.17	5.28	5.32	5.35	5.37
	новая модель	4.5	4.67	4.76	4.80	4.85	4.93	5.04	5.12	5.20	5.28
4	эксперимент	3.86	4.20	4.61	4.81	5.10	5.29	5.47	5.55	5.62	5.65
	старая модель	4.17	4.39	4.60	4.76	4.86	4.97	5.12	5.19	5.21	5.23
	новая модель	3.81	4.26	4.61	4.82	5.01	5.26	5.48	5.59	5.65	5.63

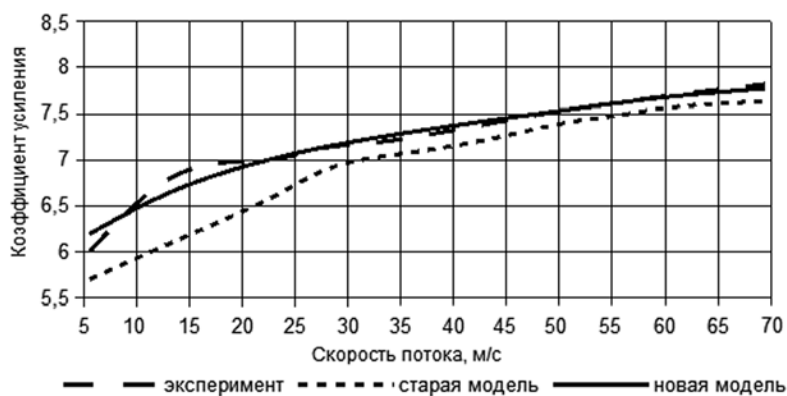


Рис. 4. Зависимость коэффициента усиления от скорости потока для трубки № 1

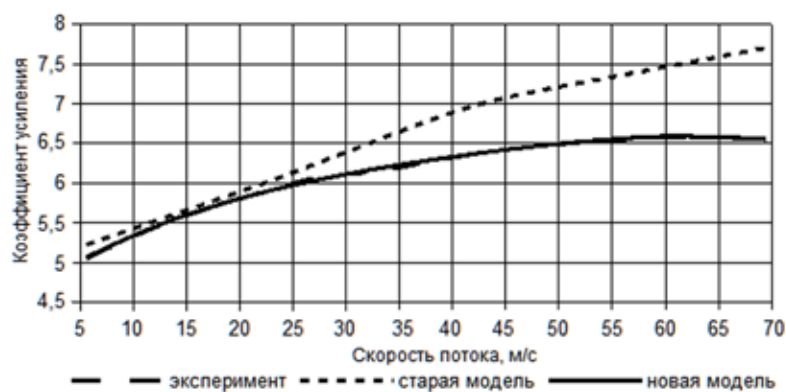


Рис. 5. Зависимость коэффициента усиления от скорости потока для трубки № 2

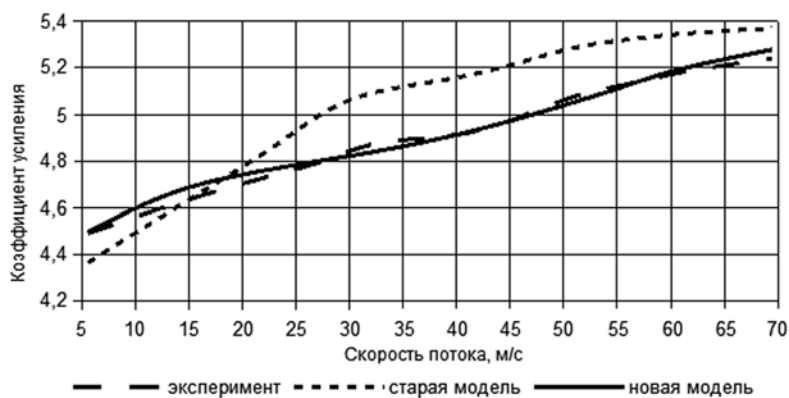


Рис. 6. Зависимость коэффициента усиления от скорости потока для трубки № 3

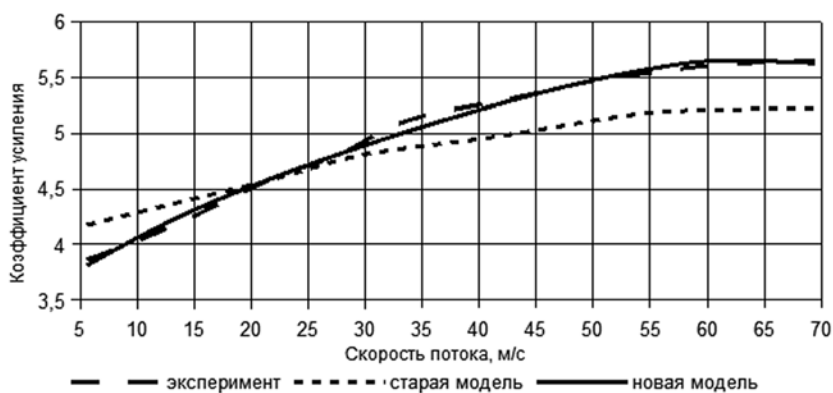


Рис. 7. Зависимость коэффициента усиления от скорости потока для трубки № 4

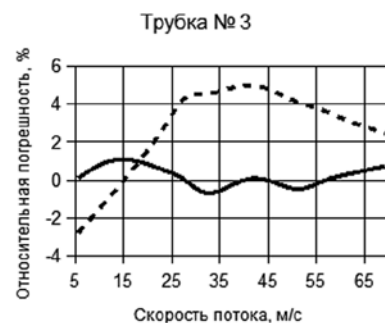
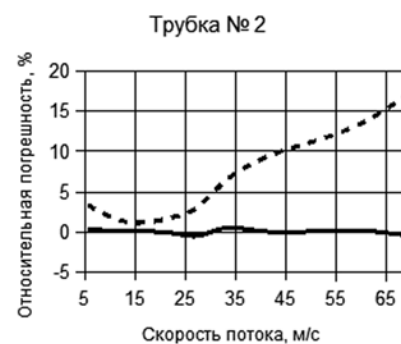


Рис. 8. Зависимость относительной погрешности от скорости потока для исследуемых ПСД

ближе располагается к результатам экспериментальных исследований, по сравнению со старой моделью. Максимальная относительная погрешность коэффициента усиления у новой модели не превышает 4% при сравнении с экспериментальными исследованиями.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В целом новая математическая модель позволяет получать удовлетворительные данные, достаточные для подбора проточных ПСД на начальном этапе проектирования. В дальнейшем возможно улучшение точности математической модели за счет учета дополнительных параметров, таких как высота полета, плотность и температура окружающего воздуха, угол скоса набегающего воздушного потока и т. д.

Погрешность существующей математической модели находится в пределах 10%. Погрешность разработанной модели не превышает 4%. Таким образом, полученная математическая модель позволяет с большей точностью прогнозировать характеристики разрабатываемых проточных ПСД.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Измерители аэродинамических параметров летательных аппаратов : учеб. пособие / Г.И. Ключев [и др.] ; под ред. В.А. Мишина. – Ульяновск : УлГТУ, 2005. – 509 с.
2. Погрешность восприятия полного давления приемником с протоком в камере торможения / С.Г. Пушков [и др.] // *Авиакосмическое приборостроение*. – 2010. – № 5. – С. 3–8.
3. Математическая модель приемника воздушных давлений / В.Н. Моисеев [и др.] // *Автоматизация процессов управления*. – 2014. – № 1 (35). – С. 61–65.
4. Сравнение результатов математического моделирования с результатами экспериментальных исследований приемника полного давления ППД-С1 / В.Н. Моисеев [и др.] // *Автоматизация процессов управления*. – 2012. – № 2 (28). – С. 23–27.
5. Сравнение результатов математического моделирования и экспериментальных исследований приемника воздушного давления ПВД-К3-1 / В.Н. Моисеев [и др.] // *Вестник СГАУ*. – 2012. – № 5 (36), ч. 2. – С. 229–235.
6. Ефимов И.П. Исследование и синтез приемников воздушных давлений для малых дозвуковых скоростей : дис. ... канд. техн. наук. – Ульяновск, 1995. – 250 с.
7. Идельчик И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям. – М. : Машиностроение, 1992. – 672 с.
8. Ефимов И.П., Конюхов Г.А., Федоров Н.Г. Математическая модель проточного приемника воздушных давлений / Ульяновский политехнический институт. – Ульяновск, 1994. – 16 с. – Деп. в ВИНТИ ДР5129. – пр. 07.93.
9. Ефимов И.П., Мишин В.А. К расчету проточных приемников воздушных давлений / Ульяновский политехнический институт. – Ульяновск, 1994 – 14 с. – Деп. в ВИНТИ ДР5173. – пр. 07.94.

REFERENCES

1. Klyuev G.I. et al. *Izmeriteli aerodinamicheskikh parametrov letatelnykh apparatov. Ucheb. posobie pod red. V.A. Mishina* [Measuring Instruments for Aircraft Aerodynamic Parameters. Textbook, edited by V.A. Mishin]. Ulyanovsk, UISTU Publ., 2005. 509 p.
2. Pushkov S.G. et al. *Pogreshnost vospriiatiia polnogo davleniia priemnikom s protokom v kamere tormozheniia* [Inaccuracy of Total Pressure Perception by Pitot Tube with Flow Channel in Damping Chamber]. *Aviakosmicheskoe priborostroenie* [Aerospace Instrument-Making], 2010, no. 5, pp. 3–8.
3. Moiseev V.N. *Matematicheskaiia model priemnika vozdushnykh davlenii* [Mathematical Model for Pitot Static Probe]. *Avtomatizatsiia protsessov upravleniia* [Automation of Control Processes], 2014, no. 1 (35), pp. 61–65.
4. Moiseev V.N. et al. *Sravnenie rezultatov matematicheskogo modelirovaniia s rezultatami eksperimentalnykh issledovaniia priemnika polnogo davleniia PPD-S1* [Comparison of Mathematical Simulation Results and Experimental Research of PVD-K3-1 Air Pressure Probe]. *Avtomatizatsiia protsessov upravleniia* [Automation of Control Processes], 2012, no. 2 (28), pp. 23–27.
5. Moiseev V.N. et al. *Sravnenie rezultatov matematicheskogo modelirovaniia i eksperimentalnykh issledovaniia priemnika vozdushnogo davleniia PVD-K3-1* [The Comparison of “ППД-1М” Pitot Tube Mathematical Modeling and Experimental Research Results]. *Vestnik SGAU* [Proc. of Samara State Aeronautical University]. 2012, no. 5 (36), part 2, pp. 229–235.
6. Efimov I.P. *Issledovanie i sintez priemnikov vozdushnykh davlenii dlia malykh dozvukovykh skorostei. Dis. kand. tekhn. nauk* [Research and Synthesis of Pitot Tubes for Slow Subsonic Velocity Measurement. Cand. eng. sci. diss.]. Ulyanovsk, 1995. 250 p.
7. Idelchik I.E. *Spravochnik po gidravlicheskim soprotivleniiam* [Hydraulic Resistance Handbook]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1992. 672 p.
8. Efimov I.P., Konyukhov G.A., Fedorov N.G. *Matematicheskaiia model protochnogo priemnika vozdushnykh davlenii* [The Mathematical Model of Continuous-Flow Pitote Tube]. Ulyanovsk Polytechnic Institute. Publ. Ulyanovsk, 1994. 16 p. Dep. in VINITI DR5129. pr. 07.93.
9. Efimov I.P., Mishin V.A. *K raschetu protochnykh priemnikov vozdushnykh davlenii* [On the Calculating of Continuous-Flow Pitot Tube]. Ulyanovsk Politechnic Institute. Publ. Ulyanovsk, 1994. 14 p. Dep. in VINITI DR5173. pr. 07.94.