

О математическом моделировании многофункционального приемника воздушных давлений

Е.Д. Калинов

Ульяновский государственный университет

Аннотация: Статья посвящена математическому моделированию многофункционального приемника воздушных давлений для систем бортового оборудования летательных аппаратов. Рассмотрены этапы подготовки математических моделей и их применения для исследования измерительного прибора, проведен расчет погрешности определения высотно-скоростных параметров при различных углах атаки набегающего потока воздуха. Сделаны выводы о практической значимости полученных результатов и перспективы развития математических моделей и их применения при разработке и исследовании авиационных приборов. Для моделирования и проведения инженерных расчетов применялся пакет программ ANSYS CFX.

Ключевые слова: приемник воздушных давлений, многофункциональный приемник воздушных давлений, математическая модель приемника воздушного давления (ПВД), математическая модель многофункционального ПВД (МПВД), система воздушных сигналов (СВС), измерение высоты полета, измерение скорости полета, измерение угла атаки, измерение угла скольжения, ANSYS CFX.

Введение

Информация о значениях высоты и скорости полета летательного аппарата (ЛА), а также аэродинамических углах необходима для обеспечения безопасного пилотирования. Вычисление высоты и скорости полета косвенным методом основано на измерении статического и полного давлений [1]. Вычисление углов атаки угловыми зондами основано на разном давлении в воспринимающих каналах [2]. Совмещение этих функций в одном измерителе приводит к разработке многофункциональных приемников воздушных давлений (МПВД), обеспечивающих первичной информацией системы воздушных сигналов для дальнейшего вычисления высотно-скоростных параметров (ВСП) движения ЛА.

Использованием МПВД достигаются уменьшение габаритов и массы прибора, а также улучшение аэродинамики ЛА за счет сокращения числа приборов на обшивке ЛА [3]. Отсутствие вращающихся элементов конструкции выгодно отличает данный тип датчиков аэродинамических

параметров от флюгерных датчиков. При этом многофункциональность прибора приводит к повышенным требованиям к форме воспринимающей части. Так, экспериментально доказано, что для измерения полного давления в условиях дозвуковой скорости цилиндрическая форма имеет наилучшие угловые характеристики [4], для измерения углов атаки – сферическая форма [2]. Применение систем инженерного анализа для проведения аэродинамических расчетов приемников воздушных давлений позволяет определить оптимальную форму воспринимающей части прибора и значения аэродинамических поправок приемника для определенных режимов полета ЛА, что, в свою очередь, может быть использовано при разработке алгоритмов функционирования системы воздушных сигналов. Рассмотрена математическая модель МПВД, имеющего оживальную форму воспринимающей части в набегающем потоке воздуха (рис. 1).

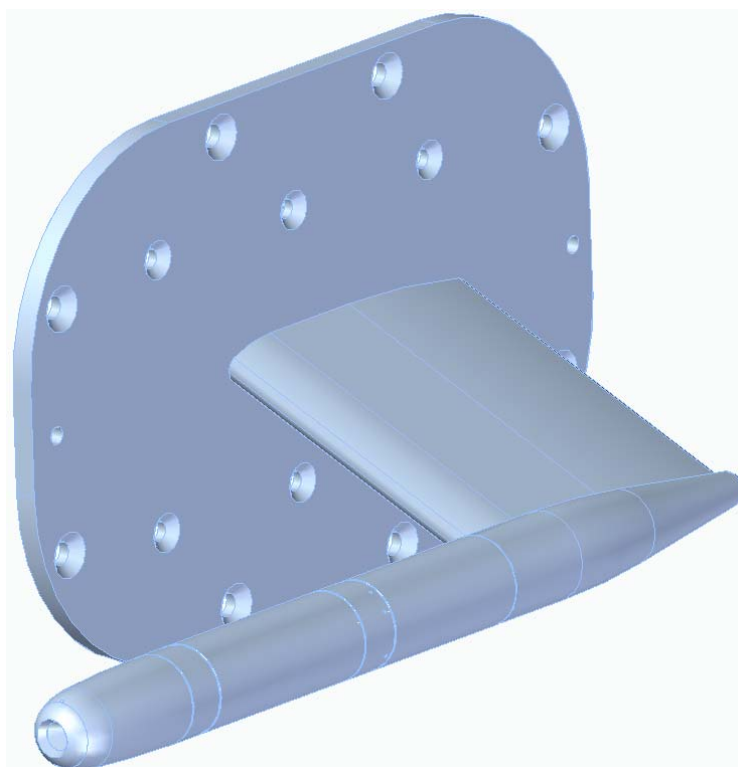


Рис. 1. – Многофункциональный приемник воздушных давлений

Математическое моделирование многофункционального приемника воздушных давлений

Для проведения математического моделирования МПВД использовалась САЕ-система ANSYS CFX.

ANSYS CFX является универсальным высокопроизводительным программным средством для вычислительной газо-гидродинамики и содержит приложения, обменивающиеся информацией, возникающей в процессе постановки и решения задач [5] (рис. 2).

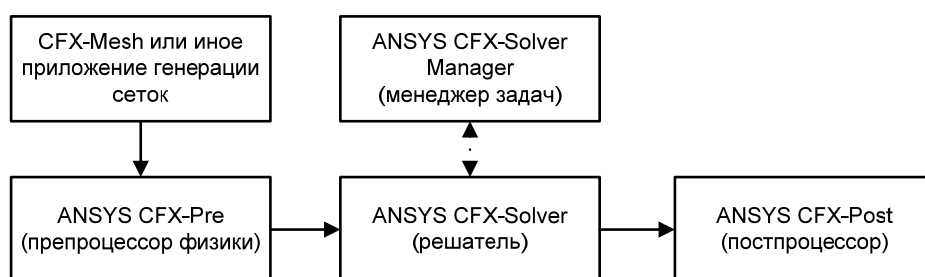


Рис. 2. – Схема постановки и решения задачи с использованием пакета ANSYS CFX

В основе математического аппарата Ansys CFX лежат методы конечных объемов/конечных элементов (control-volume-based finite element method (CV-FEM) – в англоязычной литературе) с расчетом искомых переменных в узлах сетки.

Процесс проведения математического моделирования МПВД в набегающем потоке воздуха состоял из нескольких этапов, выполняемых в следующей последовательности:

1. Подготовка геометрической модели исследуемого объекта – МПВД;
 2. Подготовка геометрической модели окружающего приемник воздушного пространства;
 3. Подготовка конечно-элементной модели воздушного пространства;
 4. Подготовка расчетной модели;
-

5. Проведение расчета;

6. Анализ результатов.

Первый этап был выполнен в CAD-системе Solid Edge и подробно здесь не рассматривается. Второй этап проводился с использованием геометрического препроцессора Ansys DesignModeler. Среда воздуха вокруг и внутри приемника моделировалась с использованием геометрического примитива в виде прямоугольного параллелепипеда и с последующим вычитанием из него области приемника. Чтобы повысить удобство дальнейшей работы при построении расчетной сетки, область воздуха была разделена на составляющие: внешний по отношению к приемнику воздух, каналы полного/статического давлений, воздушные каналы (внутренняя область приемника) для измерения угловых характеристик и камеры полного и статического давлений. Геометрическая модель воздуха представлена на рис. 3.

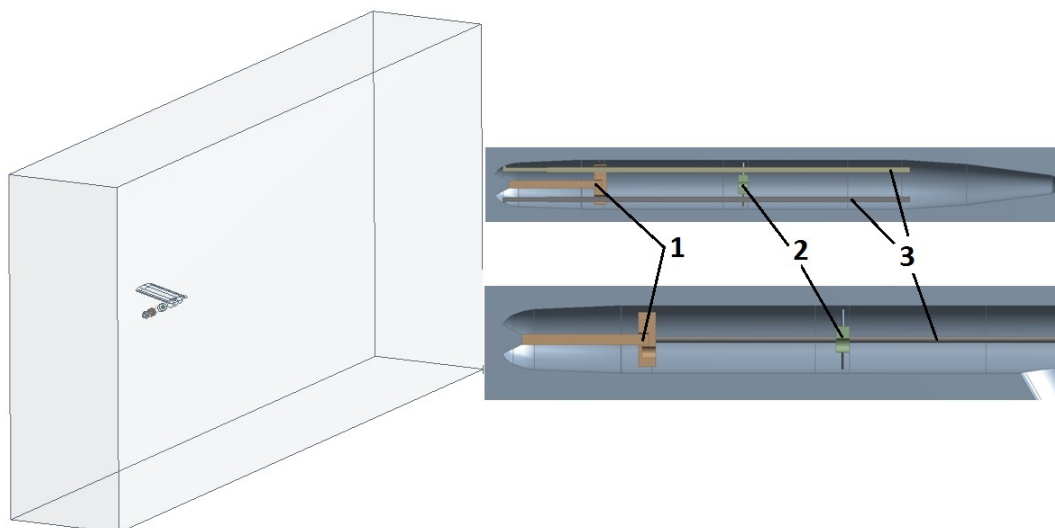


Рис. 3. – Геометрическая модель окружающего приемник воздушного пространства. В разрезах показаны: 1 – воздух в канале и камере полного давления, 2 – воздух в каналах и камере статического давления, 3 – воздух в каналах, предназначенных для измерения угловых характеристик

Для выполнения третьего этапа использовался универсальный сеточный генератор Ansys Meshing, при этом учитывалась область

исследования (CFD) и тип решателя (CFX). Достоинством Ansys Meshing является возможность автоматически использовать доступные ядра процессора для распараллеливания, что существенно уменьшает время создания сетки при работе на вычислительном сервере. Тетраэдральная сеточная модель воздушного пространства, состоящая из 47 млн элементов и 13 млн узлов, имеет сгущение в области стенок МПВД, при этом использовалось дополнительное измельчение пограничного слоя с образованием призматических элементов в связи с тем, что для обтекания поверхности приемника воздухом характерно наличие зоны ламинарного течения, переходного участка и области турбулентного течения с возможным присутствием срывных явлений [6] (рис. 4).

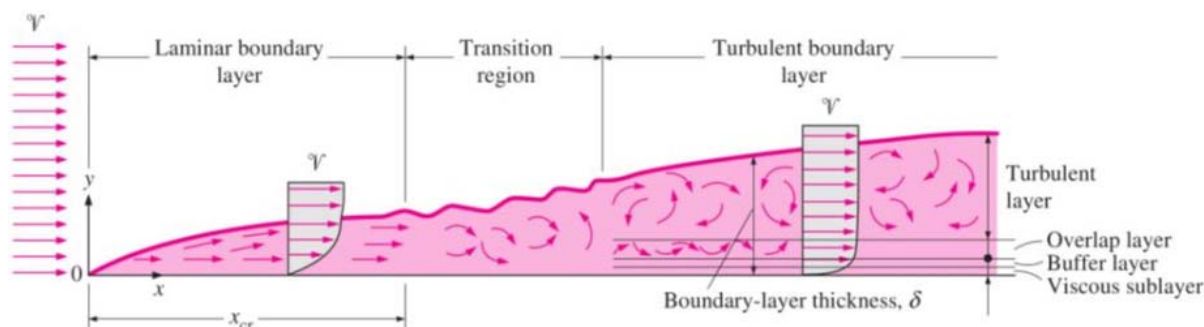


Рис. 4. – Структура пограничного слоя на внешней поверхности приемника

Четвертый этап, подготовка расчетной модели, выполнялся в препроцессоре CFX-Pre. На этом этапе определялся тип расчета (в данном случае – Steady-State, подразумевающий расчет установившегося течения), в настройках расчетной области указываются значения плотности воздуха, опорного давления (атмосферного давления, соответствующего расчетному случаю), направление и величина гравитации, модель турбулентности. Экспериментально доказано, что на различных углах скоса потока воздуха оптимальными могут быть разные модели турбулентности [7]. Вследствие отсутствия на момент проведения математического моделирования экспериментальных данных по исследованию рассматриваемого приемника в аэродинамической трубе, в работе применялась модель турбулентности Shear

Stress Transport (SST) [8], как наиболее универсальная модель при проведении математического моделирования схожих по форме и функционалу объектов [9]. Здесь же задавались граничные условия (ГУ): прилипание воздуха по поверхности приемника и в каналах (тип ГУ – NoSlipWall), свободное скольжение потока по боковым стенкам объема рассматриваемого воздушного пространства (тип ГУ – FreeSlipWall), значения скорости и температуры потока на входе в расчетную область (ГУ «Inlet») и статическое давление невозмущенного потока на выходе из нее (ГУ «Outlet»). Чтобы избавиться от необходимости перестроения геометрических и конечно-элементных моделей воздуха при проведении расчетов на различных углах атаки, применялось разложение вектора скорости на составляющие компоненты, скорость в «Inlet» была задана с опцией Cart. Vel. Components. В связи с присутствием в модели нескольких подобластей воздуха, учитываемых в суммарной расчетной области, их связность учитывалась интерфейсом типа «Fluid-Fluid».

Настройки решателя были заданы в SolverControl: указывались минимальное и максимальное количество итераций (Min./Max.Iterations), а также максимальный шаг счета по времени (MaximumTimescale) в зависимости от скорости воздушного потока.

Режимы полета ЛА, при которых проводилось моделирование, представлены в таблице 1.

Таблица № 1

Характеристика набегающего потока воздуха

№ п/п	Высота, [м]	Число М	Скорость истинная, [км/ч]	Давление статическое, [Па]	Плотность, $\left[\frac{\text{кг}}{\text{м}^3}\right]$	Угол атаки $\alpha, [^\circ]$
1-7	0	0,2	245	101325	1,225	0;5;10;15;20;25;30
8-14		0,4	490	101325		
15-21		0,6	735	101325		

Пятый этап – непосредственное проведение расчетов. Запуск решателя Ansys CFX-Solver производился в менеджере задач Ansys CFX-Solver Manager, где предварительно были заданы настройки распараллеливания задачи.

Для выполнения шестого этапа моделирования использовался постпроцессор CFD-Post, в котором возможно отображение таких результатов, как например, градиент изменения давления на поверхности МПВД или в сечении расчетной области. Но наиболее интересен для дальнейшего анализа вывод в табличной форме средних значений давлений в камерах полного ($P_{п}$) и статического ($P_{ст}$) давлений, на торцах воздушных каналов измерения угловых характеристик ($P_{верх}$ и $P_{низ}$) и их разность (ΔP), представленные в таблице 2.

Таблица № 2

Значения давлений, полученные в результате расчетов

Число $M = 0,2$							
P	Значения угла атаки α , [°], заданные						
	0	5	10	15	20	25	30
Давление, [Па]							
$P_{ст}$	101314,8	101309,6	101255,5	101161,2	101047,7	100926,9	100820,9
$P_{п}$	104178,9	104190,0	104195,5	104153,8	104051,8	103912,5	103683,3
$P_{низ}$	100345,0	100921,0	101498,5	102054,7	102544,5	102993,3	103409,0
$P_{верх}$	100343,1	99823,6	99388,6	99319,8	99569,5	99788,5	99675,0
ΔP	1,9	1097,4	2109,9	2735,0	2975,1	3204,8	3734,0
Число $M = 0,4$							
P	Значения угла атаки α , [°], заданные						
	0	5	10	15	20	25	30
Давление, [Па]							
$P_{ст}$	101330,9	101295,4	101122,9	100805,8	100401,2	99978,6	99569,7
$P_{п}$	113072,4	113150,7	113174,6	113062,2	112732,4	112163,8	111344,2
$P_{низ}$	97313,4	99688,1	102068,5	104348,8	106371,2	108253,3	109991,2
$P_{верх}$	97330,2	95111,9	93240,1	93643,5	94655,2	95390,3	94341,0
ΔP	-16,8	4576,2	8828,4	10705,3	11716,0	12863,0	15650,2

Продолжение таблицы № 2

Число $M = 0,6$							
P	Значения угла атаки α , [°], заданные						
	0	5	10	15	20	25	30
Давление, [Па]							
$P_{ст}$	101714,9	101323,0	101068,5	100565,5	99751,8	98978,5	98289,6
$P_{п}$	129345,1	129251,1	129271,7	129069,7	128361,3	126937,7	125007,6
$P_{низ}$	91774,6	97411,5	103126,9	108437,3	113206,9	117618,1	121574,1
$P_{верх}$	91800,2	86262,6	81698,4	84906,9	87798,8	88373,4	86742,9
ΔP	-25,6	11148,9	21428,5	23530,4	25408,1	29244,7	34831,2

По полученным результатам были построены графики зависимости разности давлений в угловых каналах от угла атаки набегающего на МПВД воздушного потока (рис. 5).

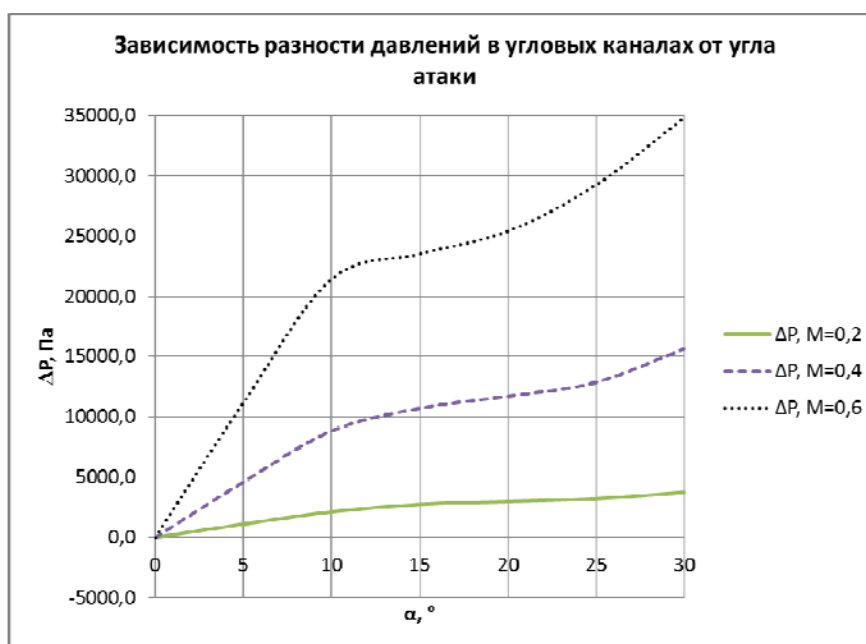


Рис. 5. – График зависимости разности давлений в угловых каналах от угла атаки

На основании рассчитанных значений статического и полного давлений были вычислены значения высоты и скорости ЛА для каждого расчетного случая и погрешность их измерения (таблицы 3-5), построены графики зависимости погрешности измерения данных параметров от величины угла атаки (рис. 6). Вследствие того, что при проведении

моделирования и расчетов использовались условия внешней среды, соответствующие высоте 0 м, численные значения рассчитанной высоты Н являются одновременно и погрешностью ΔH ее вычисления.

Таблица № 3

Значения высоты ЛА, полученные по результатам расчетов, и погрешность ΔH приемника при измерении высоты

Число М	Значения угла атаки α , [°] заданные						
	0	5	10	15	20	25	30
	Высота Н [м] / ΔH [м]						
0,2	0,8	1,3	5,8	13,6	23,1	33,2	42,0
0,4	-0,5	2,4	16,8	43,3	77,2	112,7	147,1
0,6	-32,4	0,2	21,4	63,4	131,8	197,2	255,8

Таблица № 4

Значения скорости, полученные по результатам расчетов

Число М	Значения угла атаки α , [°], заданные						
	0	5	10	15	20	25	30
	Скорость V [км/ч]						
0,2	244,9	245,6	248,1	250,3	250,8	250,0	244,9
0,4	488,7	490,9	494,8	498,8	500,3	497,5	489,3
0,6	731,6	735,2	738,5	742,1	743,4	735,6	720,4

Таблица № 5

Погрешность приемника при измерении скорости

Число М	Значения угла атаки α , [°], заданные						
	0	5	10	15	20	25	30
	ΔV [км/ч]						
0,2	-0,1	0,6	3,1	5,3	5,8	5,0	-0,1
0,4	-1,3	0,9	4,8	8,8	10,3	7,5	-0,7
0,6	-3,4	0,2	3,5	7,1	8,4	0,6	-14,6

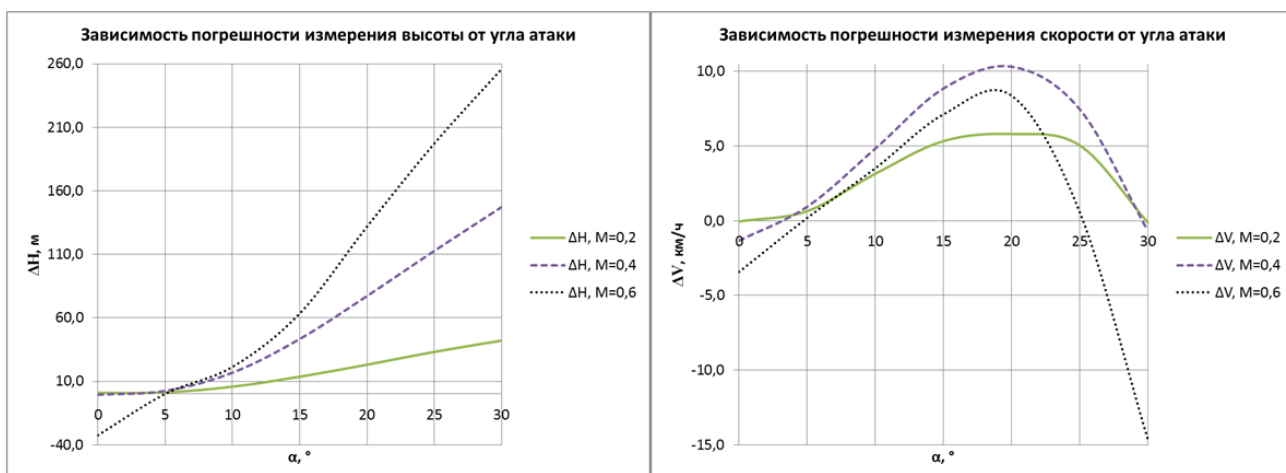


Рис. 6. – График зависимости погрешности измерения высоты ЛА (слева) и скорости ЛА (справа) от угла атаки

Заключение

Разработаны математические модели многофункционального приемника воздушных давлений, учитывающие влияние скоса набегающего потока на измерение параметров движения ЛА. В моделях не учитывалось влияние изменения характера набегающего воздушного потока вблизи фюзеляжа ЛА. При этом, возможно проведение математического моделирования внешнего обтекания фюзеляжа ЛА воздушным потоком для определения наиболее благоприятных мест установки приемников, где это влияние будет наименьшим [10, 11]. Рассчитанные значения погрешности измерения высотно-скоростных параметров могут быть использованы для определения пределов измеряемых значений и в качестве аэродинамических поправок при разработке алгоритмов функционирования системы воздушных сигналов. В дальнейшем будет исследоваться влияние обогрева МПВД и наличия воздушных трасс между МПВД и датчиками давления на погрешность измерения параметров движения ЛА. Развитие моделей авиационных приборов связано также с учетом частот их свободных колебаний с использованием, например, метода [12], или с применением новых инструментов [13] моделирования наноструктур.

Литература

1. Прилепский В. А., Яковенко Н.А. Авиационные приборы // Самара, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т), 2012. 1 эл. опт. диск (CD-ROM).
2. Ключев Г.И., Макаров Н.Н, Солдаткин В.М., Ефимов И.П. Измерители аэродинамических параметров летательных аппаратов // Под ред. Мишина В.А. Ульяновск: УлГТУ, 2005. 509 с.
3. Моисеев В.Н., Дубинина М.М., Павловский А.А., Сорокин М.Ю. Сравнение результатов математического моделирования и экспериментальных исследований приемника воздушного давления ПВД-КЗ-1 // Вестник СГАУ. 2012. №5-2 (36). С. 229-235.
4. Wind-tunnel investigation of a number of total-pressure tubes at high angles of attack subsonic, transonic and supersonic speeds: NASA Technical Report 1303 / Gracey William, 1956. С. 495-504.
5. Денисов М. А. Компьютерное проектирование. ANSYS. Екатеринбург: Изд-во Урал. ун-та, 2014. 77 с.
6. Homsy G.M. et al. MultiMedia Fluid Mechanics. – Cambridge: Cambridge University Press, 2000.
7. Дубинина М.М., Сорокин М.Ю. Применение численных методов в разработке зондовых средств восприятия воздушных давлений // Известия Самарского научного центра РАН. 2016. №4-6. С. 1287-1293.
8. Langley Research Center. Turbulence Modeling Resource // The Menter Shear Stress Transport Turbulence Model. URL: turbmodels.larc.nasa.gov/sst.html (дата обращения: 13.02.2020).
9. Цыбина М.М. Разработка и исследование приемников воздушных давлений для систем бортового оборудования вертолета: дис. ... канд. техн. наук: 05.13.05. Ульяновск, 2017. 185 с.

10. Калинов Е.Д. Аэродинамический расчет фюзеляжа самолета // Инструменты и механизмы современного инновационного развития: сборник статей Международной научно-практической конференции (10 марта 2019 г, г. Уфа). Уфа: Аэтерна, 2019. С. 16-19.
11. Калинов Е.Д. Математическое моделирование средств восприятия давления в составе системы воздушных сигналов самолета // Инженерный вестник Дона, 2019, №5. URL: ivdon.ru/ru/magazine/archive/n5y2019/6000/
12. Леонтьев В.Л. Вариационно-сеточный метод решения задач о собственных колебаниях упругих трехмерных тел, связанный с использованием ортогональных финитных функций // Известия Российской академии наук. Механика твердого тела. 2002. №3. С.117-126.
13. Леонтьев В.Л., Михайлов И.С. О построении потенциала взаимодействия атомов, основанном на ортогональных финитных функциях. // Нано- и микросистемная техника. 2011. №9 (134). С.48-50.

References

1. Prilepskiy V. A., YAkovenko N.A. Aviatsionnyye pribory [Aviation instruments]. Samara, Samar. gos. aerokosm. un-t im. S. P. Koroleva (nats. issled. un-t), 2012. 1 el. opt. disk (CD-ROM).
2. Klyuyev G.I., Makarov N.N, Soldatkin V.M., Efimov I.P. Izmeriteli aerodinamicheskikh parametrov letatel'nykh apparatov [Measurers of aerodynamic parameters of aircraft]. Pod red. Mishina V.A. Ul'yanovsk: UIGTU, 2005. 509 p.
3. Moiseev V.N., Dubinina M.M., Pavlovskij A.A., Sorokin M.YU. Vestnik SGAU. 2012. №5-2 (36). pp. 229-235.

4. Wind-tunnel investigation of a number of total-pressure tubes at high angles of attack subsonic, transonic and supersonic speeds: NASA Technical Report 1303. Gracey William, 1956. pp. 495-504.
 5. Denisov M. A. Komp'yuternoye proyektirovaniye. ANSYS. [Computer engineering. ANSYS]. Ekaterinburg: Izd-vo Ural. un-ta, 2014. 77 p.
 6. Homsy G.M. et al. MultiMedia Fluid Mechanics. Cambridge: Cambridge University Press, 2000.
 7. Dubinina M.M., Sorokin M.YU. Izvestiya Samarskogo nauchnogo centra RAN. 2016. №4-6. pp. 1287-1293.
 8. Langley Research Center. Turbulence Modeling Resource. The Menter Shear Stress Transport Turbulence Model URL: turbmodels.larc.nasa.gov/sst.html (дата обращения: 13.02.2020).
 9. TSybina M.M. Razrabotka i issledovaniye priyemnikov vozdushnykh davleniy dlya sistem bortovogo oborudovaniya vertoletov: dis. ... kand. tekhn. nauk [Development and research air pressure probes for helicopter avionics]: 05.13.05. Ul'yanovsk, 2017. 185 p.
 10. Kalinov E.D. Instrumenty i mekhanizmy sovremennogo innovacionnogo razvitiya: sbornik statej Mezhdunarodnoj nauchno-prakticheskoy konferencii (10 marta 2019 g, g. Ufa) (Tools and mechanisms of modern innovative development: collection of articles of the International scientific and practical conference (March 10, 2019, Ufa)). Ufa: Aeterna, 2019. P. 16-19.
 11. Kalinov E.D. Inzenernyj vestnik Dona, 2019, №5. URL: ivdon.ru/ru/magazine/archive/n5y2019/6000/
 12. Leontyev V.L. Izvestiya Rossijskoj akademii nauk. Mekhanika tverdogo tela. 2002. №3. pp.117-126.
 13. Leontyev V.L., Mihajlov I.S. Nano- i mikrosistemnaya tekhnika. 2011. №9 (134). pp.48-50.
-