

УДК 623.451.7:629.7.016

А. А. Замышляев, А. Н. Шмыгин, Д. Е. Доновский

Исследования с целью расширения области допустимых режимов применения авиационного изделия

Показан цикл расчетно-теоретических и лабораторных работ, проведение которого позволило существенно расширить область режимов применения авиационного изделия без проведения дополнительных летных испытаний. Работы проведены в четыре этапа: определение коэффициентов приема скоростного напора и статического давления, разработка вычислительной программы, проведение лабораторных экспериментов на стенде системы приема воздушного давления и расчетное определение параметров СПВД во всей области режимов применения.

Ключевые слова: коэффициенты приема, область режимов применения, система приема давления, квазиодномерное течение.

Использование авиационных изделий во всей заданной в техническом задании области допустимых режимов применения (ОДРП), как правило, осуществляется на основании анализа работы их систем и приборов по результатам летных испытаний (ЛИ) в зависимости от режимов полета. В ряде авиационных изделий одной из систем, характеристики которой во многом определяют размеры ОДРП, является система приема воздушного давления (СПВД).

СПВД состоит из приемников давления (ПД) и манометрических приборов (МП), соединенных системой трубопроводов. ПД располагают на внешней поверхности корпуса изделий, МП – внутри изделия; длина трубопроводов намного больше, чем их диаметр. Схематично СПВД изображена на рис. 1, а. С помощью ПД через его приемное отверстие на тыльной стороне осуществляется прием статического $P_{ст}$ (С) и через приемное отверстие с фронтальной стороны – динамического $P_{д}$ (Д) давления, которые посредством системы трубопроводов подводятся к МП. Основными характеристиками ПД являются коэффициент приема скоростного напора: $K = q_{вн}/q$, и коэффициент приема статического давления – $K_u = P_{ст}/P$, где q и P – значения скоростного напора и статического давления набегающего потока воздуха). Коэффициенты K , K_u характеризуют отличия давлений $P_{ст}$ и $P_{д}$, принимаемых с помощью ПД, от давлений в невозмущенном потоке, обусловленные особенностями обтекания внешних обводов изделий набегающим потоком, а также конструктивными параметрами ПД и системы трубопроводов.

© Замышляев А. А., Шмыгин А. Н., Доновский Д. Е., 2016

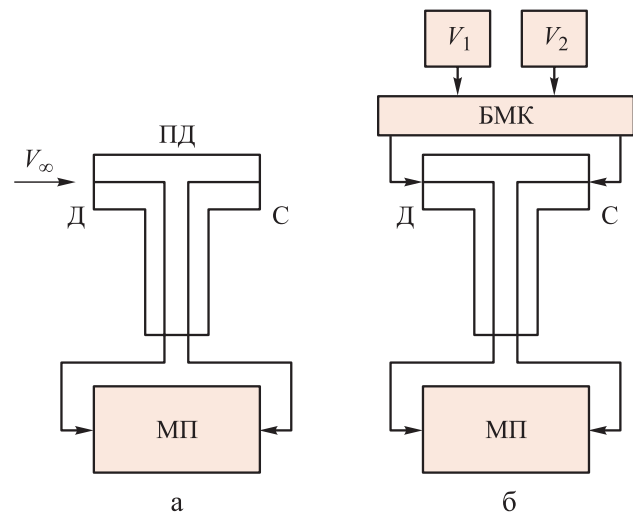


Рис. 1. Схема СПВД (а) и лабораторного стенда СПВД (б)

В начальный момент времени приемные отверстия ПД закрыты, прием $P_{ст}$ и $P_{д}$ не осуществляется, СПВД герметична. Открытие приемных отверстий осуществляется в заданный момент времени полета изделия. После прохождения нестационарных процессов, связанных с выравниванием давления в каналах приема $P_{ст}$ и $P_{д}$ и трубопроводах СПВД, при достижении разности $q_{вн} = P_{д} - P_{ст}$ определенного значения, происходит срабатывание МП.

Требуется, чтобы выполнялось условие: время срабатывания МП, отсчитываемое от момента открытия приемных отверстий ПД, во всей области ОДРП должно быть не более заданного значения. Выполнение этого требования должно быть подтверждено по результатам ЛИ.

Однако в силу ограниченного объема ЛИ изделия, невозможности, в ряде случаев, испытать изделие на предельных режимах не всегда удастся экспериментально, по результатам ЛИ, подтвердить, в частности, требование



по времени срабатывания МП во всей ОДРП, заданной в тактико-техническом задании. Это обстоятельство в итоге может накладывать существенные ограничения на размеры ОДРП изделия, для снятия которых традиционно необходимы дополнительные ЛИ.

Цель настоящей работы – проведение исследований с целью расширения ОДРП авиационного изделия без проведения дополнительных ЛИ.

В процессе выполнения работы необходимо было решить основную задачу по подтверждению выполнения требования по времени срабатывания МП в подобласти ОДРП, в которой не были проведены ЛИ.

Настоящая работа проведена в несколько этапов (рис. 2).

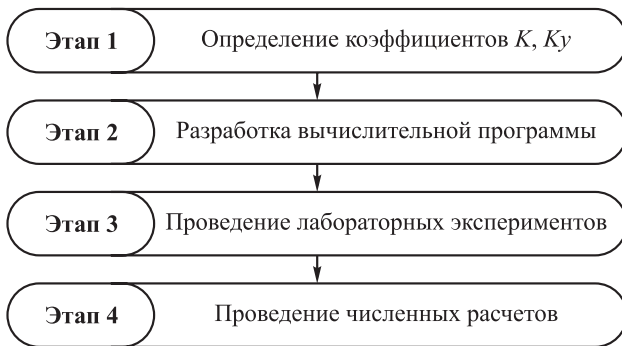


Рис. 2. Схема проведения работ

На этапе 1 проводилось определение коэффициентов приема скоростного напора K и статического давления K_u в неисследованной при ЛИ подобласти по результатам анализа характеристик авиационных изделий с подобными (близкими) аэродинамическими обводами и расположением ПД на корпусе изделий. Полученные на этапе 1 зависимости относительных коэффициентов $K' = K/K_{max}$ (сплошная линия) и $K_u' = K_u/K_{u,max}$ (пунктирная линия) от относительного числа $M' = M/M_{max}$ приведены на рис. 3. Штриховой линией на рис. 3 в безразмерном виде $K' = K/K_{max}$, $K_u' = K_u/K_{u,max}$, $M' = M/M_{max}$ приведены результаты, определенные на основании расчетно-теоретических исследований.

На этапе 2 была разработана вычислительная программа *SPD* для расчета переходных процессов внутри СПВД и определения ее характеристик в зависимости от начальных

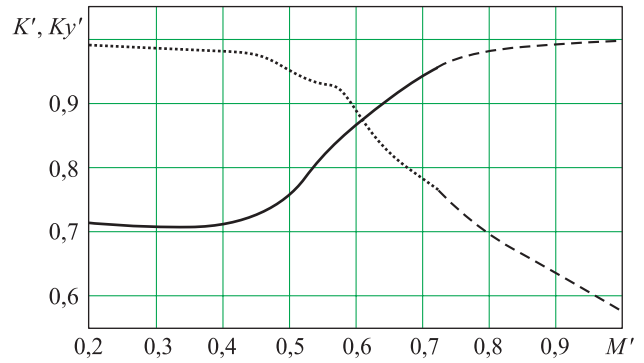


Рис. 3. Зависимости коэффициентов K' и K_u'

и граничных условий, а также от конструктивных параметров СПВД: длины и радиуса трубопровода, величины свободных (измерительных) объемов МП.

В указанной вычислительной программе рассмотрено упрощенное представление СПВД, а именно, нестационарное квазиодномерное течение сжимаемого совершенного газа в прямом трубопроводе постоянного сечения длиной L и радиусом h (полагается, что L много больше h), заканчивающегося объемом сферической формы (резервуаром) радиуса R , имитирующем свободный объем МП.

Постановка задачи в таком виде предполагает постоянство физических параметров по сечению трубы, а также быстрое изменение параметров в каждом сечении трубопровода за счет влияния стенок.

В начальный момент времени t_0 в трубопроводе и резервуаре задаются начальные значения давления P_0 , плотности ρ_0 и скорости U_0 , на входной границе трубопровода – граничные значения давления P_1 (при этом $P_1 \neq P_0$) и плотности ρ_1 , на стенке резервуара – нулевое значение скорости газа.

Безразмерные уравнения движения, сохранения массы и энергии с учетом поправок на сопротивление стенок трубопровода и резервуара [1], совместно с термодинамическим уравнением состояния газа записываются в следующем виде:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + U \frac{\partial U}{\partial x} = \frac{1}{\rho} \frac{\partial U}{\partial x} - \frac{C_f U |U|}{h}, \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \rho \frac{\partial U}{\partial x} + U \frac{\partial \rho}{\partial x} + \frac{\rho U}{S} \frac{\partial S}{\partial x} = 0, \quad (2)$$



$$\frac{\partial e}{\partial t} + U \frac{\partial e}{\partial x} = -P \left[U \frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{1}{\rho} \right) + \frac{\partial}{\partial t} \left(\frac{1}{\rho} \right) \right] + \frac{C_f U^2 |U|}{h}, \quad (3)$$

$$P = (\gamma - 1) \rho e. \quad (4)$$

Здесь U – скорость;
 ρ – плотность;
 C_f – постоянный коэффициент;
 e – удельная внутренняя энергия;
 P – давление;
 γ – показатель адиабаты.

Формулы для изменения площади сечения в трубопроводе и резервуаре заимствованы из работы [2]: $S = \pi h^2$ при $x \leq L$, $S = 2\pi(x - L)^2$ при $x \geq L + h$, $S = \pi(h^2 + (x - L)^2)$ при $L < x < L + h$.

Начальные условия задаются следующим образом:

$$P|_{t=0} = P_0, \quad \rho|_{t=0} = \rho_0, \quad U|_{t=0} = U_0$$

при $0 < x < L + R$,

а граничные условия имеют вид:

$$P|_{x=0} = P_1, \quad \rho|_{x=0} = \rho_1, \quad U|_{x=L+R} = 0,$$

где $U|_{x=L+R} = 0$ – значение скорости газа на стенке резервуара.

Для численного решения системы уравнений (1)–(4), совместно с граничными и начальными условиями, был применен принцип «расщепления» [3]. Идея метода состоит в том, что целый шаг по времени разбивается на два полушага: на первом полушаге, используется явная схема типа «крест», в которой координаты площади сечения и скорости считаются в целых узлах сетки, а давление, плотность и удельная внутренняя энергия в половинных узлах [4], на втором – односторонние разности против потока [5]. «Расщепленные» аналоги уравнений (1)–(4) на $n + 1/2$ и $n + 1$ шагах записываются следующим образом:

$$U_i^{n+1/2} = U_i^n - \frac{\Delta t}{\rho_{i+1/2}^n} \frac{P_{i+1/2}^n + q_{i+1/2}^n - P_{i-1/2}^n - P_{i-1/2}^n}{\Delta x} - \frac{C_f U_i^n |U_i^n| \Delta t}{h};$$

$$\rho_{i+1/2}^{n+1/2} = \frac{\rho_{i+1/2}^n}{1 + \frac{(U_{i+1}^n - U_i^n) \Delta t}{\Delta x} + \frac{(U_{i+1}^n + U_i^n)(S_{i+1}^n - S_i^n) \Delta t}{(S_{i+1}^n + S_i^n) \Delta x}};$$

$$e_{i+1/2}^{n+1/2} = e_{i+1/2}^n - \frac{P_{i+1/2}^n + q_{i+1/2}^{n+1/2}}{\rho_{i+1/2}^{n+1/2}} + \frac{P_{i+1/2}^n + q_{i+1/2}^{n+1/2}}{\rho_{i+1/2}^n} + \frac{C_f}{4} \frac{1}{(U_{i+1}^{n+1/2} + U_i^n)^2} \left| \frac{1}{2} (U_i^{n+1/2} + U_i^{n+1/2}) \right| \Delta t;$$

$$P_{i+1/2}^{n+1/2} = (\gamma - 1) \rho_{i+1/2}^{n+1/2} e_{i+1/2}^{n+1/2};$$

$$U_i^{n+1} = U_i^{n+1/2} - U_{i-1}^{n+1/2} \begin{cases} (U_{i+1}^{n+1/2} - U_i^{n+1/2}) \frac{\Delta t}{\Delta x}, & \text{если } U_i^{n+1/2} < 0, \\ (U_i^{n+1/2} - U_{i-1}^{n+1/2}) \frac{\Delta t}{\Delta x}, & \text{если } U_i^{n+1/2} > 0; \end{cases}$$

$$\rho_{i+1/2}^{n+1} = \rho_{i+1/2}^{n+1/2} - U_{i+1/2}^{n+1/2} \begin{cases} (\rho_{i+3/2}^{n+1/2} - \rho_{i+1/2}^{n+1/2}) \frac{\Delta t}{\Delta x}, & \text{если } U_i^{n+1/2} < 0, \\ (\rho_{i+1/2}^{n+1/2} - \rho_{i-1/2}^{n+1/2}) \frac{\Delta t}{\Delta x}, & \text{если } U_i^{n+1/2} > 0; \end{cases}$$

$$e_{i+1/2}^{n+1} = e_{i+1/2}^{n+1/2} - U_{i+1/2}^{n+1/2} \times$$

$$\begin{cases} (e_{i+3/2}^{n+1/2} - e_{i+1/2}^{n+1/2}) \frac{\Delta t}{\Delta x} - \left(\frac{P_{i+1/2}^{n+1/2} + q_{i+1/2}^{n+1/2}}{\rho_{i+3/2}^{n+1/2}} - \frac{P_{i+1/2}^{n+1/2} + q_{i+1/2}^{n+1/2}}{\rho_{i+1/2}^{n+1/2}} \right) \frac{\Delta t}{\Delta x}, & \text{если } U_i^{n+1/2} < 0, \\ (e_{i+1/2}^{n+1/2} - e_{i-1/2}^{n+1/2}) \frac{\Delta t}{\Delta x} - \left(\frac{P_{i+1/2}^{n+1/2} + q_{i+1/2}^{n+1/2}}{\rho_{i+1/2}^{n+1/2}} - \frac{P_{i-1/2}^{n+1/2} + q_{i-1/2}^{n+1/2}}{\rho_{i-1/2}^{n+1/2}} \right) \frac{\Delta t}{\Delta x}, & \text{если } U_i^{n+1/2} > 0; \end{cases}$$

$$- \frac{P_{i+1/2}^{n+1/2} + q_{i+1/2}^{n+1/2}}{\rho_{i+1/2}^{n+1}} + \frac{P_{i+1/2}^{n+1/2} + q_{i+1/2}^{n+1/2}}{\rho_{i+1/2}^{n+1/2}};$$

$$P_{i+1/2}^{n+1} = (\gamma - 1) \rho_{i+1/2}^{n+1} e_{i+1/2}^{n+1};$$

$$\text{Здесь: } C_{i+1/2}^{n+1/2} = \gamma \frac{P_{i+1/2}^{n+1/2}}{\rho_{i+1/2}^{n+1/2}}; \quad U_{i+1/2}^{n+1/2} = \frac{U_{i+1}^{n+1/2} + U_i^{n+1/2}}{2};$$

$$q_{i+1/2}^{n+1/2} = q_l C_{i+1/2}^n (\rho_{i+1/2}^{n+1/2} - \rho_{i+1/2}^n) + q_q \rho_{i+1/2}^n (U_{i+1}^n - U_{i+1}^n)^2.$$

Начальные условия: $P_i^0 = P_1$, $\rho_i^0 = \rho_1$, $U_i^0 = U_1$ ($0 < i < N$).

Граничные условия: $P_{1/2}^{n+1/2;n+1} = P_2$, $\rho_{1/2}^{n+1/2;n+1} = \rho_2$; $U_N^{n+1/2;n+1} = 0$.

Для проверки достоверности получаемых результатов по вышеописанной расчетной



программе было проведено сравнение результатов численных расчетов с точными аналитическими решениями, в частности, с задачей о распаде разрыва и задачей об отражении ударной волны от жесткой стенки [6].

Результаты сравнения приведены на рис. 4, 5. Начальные условия по распределению параметров заданы следующим образом: для задачи о распаде разрыва в интервале $x = 0 \dots 0,5$ (слева) – $P_l = 1, \rho_l = 1, U_l = 0, x = 0,5 \dots 1$ (справа) – $P_r = 0,1, \rho_r = 0,125, U_r = 0$, для задачи об отражении ударной волны от жесткой стенки в интервале $x = 0 \dots 2,5$ – $P_i = 0,5, \rho_i = 1, U_i = 2,8026$ (слева), $x = 2,5 \dots 3$ – $P_r = 2,5, \rho_r = 1, U_r = 0$ (справа), при $x = 3$ установлено условие жесткой стенки.

На рис. 4, 5 можно увидеть приемлемое согласование результатов расчетов по программе SPD с точными аналитическими решениями.

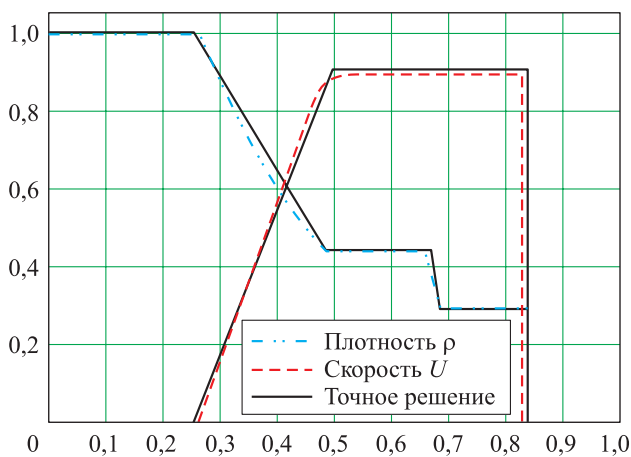


Рис. 4. Задача о распаде разрыва

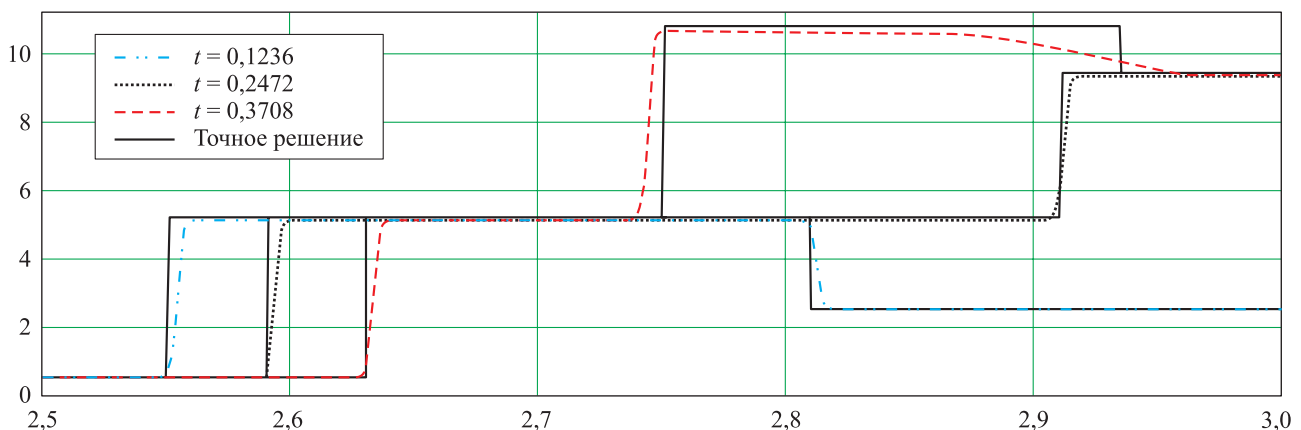


Рис. 5. Задача об отражении ударной волны от жесткой стенки

На этапе 3 был разработан лабораторный стенд реальной конструкции СПВД, включающий в себя трубопроводы, МП, ПД и проведенные эксперименты для всей требуемой ОДРП. Давления $P_{ст}$ и P_d в конструкции стенда СПВД были заданы с использованием аккумуляторов воздушного давления с объемами V_1 и V_2 намного превышающими суммарный внутренний объем СПВД. Расчет давлений $P_{ст}$ и P_d осуществлялся с использованием коэффициентов, полученных на этапе 1: динамическое давление определялось по формуле $P_d = qK + K_u P_\infty$, статическое – $P_{ст} = K_u P_\infty$. Подача давлений $P_{ст}$ и P_d в СПВД осуществлялось одновременно с использованием быстродействующего механического клапана (БМК). Схематично лабораторный стенд СПВД изображен на рис. 1, б.

На этапе 4 были проведены численные расчеты по определению времени срабатывания МП во всей ОДРП.

Результаты срабатывания МП в относительных величинах $t' = t/t_{max}$ и $V' = (V - V_{min}) / (V_{max} - V_{min})$, полученные в ЛИ, лабораторных экспериментах и при численном расчете, приведены на рис. 6.

Из рис. 6 видно, что результаты, полученные в ЛИ и в ходе лабораторных экспериментах хорошо согласуются между собой. Результаты, полученные с помощью вычислительной программы SPD имеют несколько худшую, но вполне приемлемую степень согласованности с результатами ЛИ и лабораторных экспериментов, являются оценкой «сверху» времени срабатывания МП. При этом во всех случаях значение времени срабатывания МП

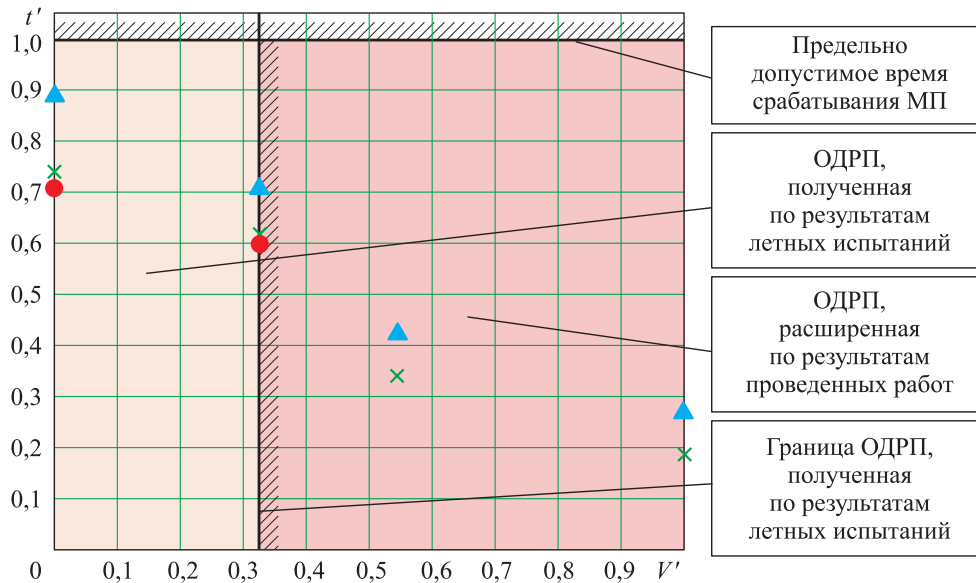


Рис. 6. Область режимов применения изделия в координатах «безразмерная скорость – безразмерное время срабатывания МП»:

● – ЛИ; × – лабораторные эксперименты; ▲ – численный расчет

с большим запасом не превышает заданного значения.

Таким образом, выполнение требования по времени срабатывания МП в подобласти ОДРП, к которой не были проведены ЛИ, подтверждается.

На рис. 6 показаны: в диапазоне по оси абсцисс $V' = 0 \dots 0,322$ – область допустимых режимов применения изделия, полученная по результатам летной отработки изделия; в диапазоне по оси ординат $t' = 0 \dots 1$ – область допустимых времен срабатывания МП. Кроме того, в диапазоне от $V' > 0,322$ до $V' = 1$ приведена область режимов применения изделия, расширенная по результатам проведенного и описанного в настоящем докладе цикла работ.

Таким образом, использование изложенного в настоящей работе подхода позволило существенно расширить область допустимых режимов применения авиационного изделия без проведения дополнительных летных испытаний.

Список литературы

1. Брод Г. Л. Теоретическое описание гперзвукового устройства UTIAS // *Механика.*

Новое в зарубежной науке. № 4. М.: Мир, 1976. С. 51–68.

2. Брод Г. Л., Шустер С. Гидравлические удары и безопасность ядерных реакторов на кипящей воде – возможность численных методов // *Механика.* Новое в зарубежной науке. № 26. М.: Мир, 1981. С. 131–165.

3. Яненко Н. Н. Метод дробных шагов решения многомерных задач математической физики. Новосибирск: Наука, 1967. 196 с.

4. Модификация метода Глимма к задачам проникания / С. Г. Андреев [и др.] // *Вопросы атомной науки и техники.* 1985. Вып. 3. С. 80–85.

5. Роч П. Вычислительная гидродинамика. М.: Мир, 1980. 618 с.

6. Замышляев А. А. Разработка математической модели и программы расчета процесса натекания совершенного газа в замкнутый объем // *Снежинск и наука 2009. Современные проблемы атомной науки и техники: Сб. науч. трудов Междунар. науч.-практ. конф. Снежинск Челябинской обл.: Изд-во СГФТА, 2009. 406 с.*

Поступила 23.11.16

Замышляев Алексей Александрович – начальник лаборатории Федерального государственного унитарного предприятия «Российский федеральный ядерный центр – Всероссийский научно-исследовательский институт технической физики имени академика Е. И. Забабахина» (ФГУП «РФЯЦ-ВНИИТФ им. академ. Е. И. Забабахина»), г. Снежинск Челябинской обл.



Область научных интересов: аэродинамика, баллистика, динамика полета, алгоритмы систем управления летательными аппаратами.

Шмыгин Александр Николаевич – ведущий научный сотрудник ФГУП «РФЯЦ-ВНИИТФ им. академ. Е. И. Забабахина», г. Снежинск Челябинской обл.

Область научных интересов: аэродинамика, баллистика, динамика (гидродинамика), алгоритмы обработки экспериментальных данных.

Доновский Дмитрий Евгеньевич – кандидат технических наук, начальник отдела ФГУП «РФЯЦ-ВНИИТФ им. академ. Е. И. Забабахина», г. Снежинск Челябинской обл.

Область научных интересов: аэродинамика, баллистика, динамика полета, алгоритмы систем управления летательными аппаратами.

Research aimed at expanding the range of permissible application modes of aircraft equipment

The article shows a cycle of design-theoretical and laboratory work, which provided opportunities to significantly expand the application mode of aviation equipment without additional flight tests. The work was carried out in four stages: determination of impact air pressure and static pressure receiving coefficients, development of computer programs, laboratory bench-test at the air pressure receiving system (APRS) and APRS parameters computational determination in the whole range of application modes.

Keywords: receiving coefficients, range of application modes, pressure receiving system, quasi-one-dimensional flow.

Zamyshlyayev Aleksey Aleksandrovich – Head of Laboratory, Zababakhin All-Russian Scientific Research Institute of Technical Physics, Snezhinsk, Chelyabinsk region.

Science research interests: aerodynamics, ballistics, flight dynamics, aircraft control systems algorithms.

Shmygin Alexandr Nikolaevich – Leading Research Scientist, Zababakhin All-Russian Scientific Research Institute of Technical Physics, Snezhinsk, Chelyabinsk region.

Science research interests: aerodynamics, ballistics, dynamics (hydrodynamics), experimental data processing algorithms.

Donovskiy Dmitry Evgenievich – Candidate of Engineering Sciences, Head of the department, Zababakhin All-Russian Scientific Research Institute of Technical Physics, Snezhinsk, Chelyabinsk region.

Science research interests: aerodynamics, ballistics, flight dynamics, aircraft control systems algorithms.