

## УЧЕТ СВОЙСТВ АТМОСФЕРЫ ПРИ СРАВНЕНИИ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ КОЭФФИЦИЕНТОВ С ДАННЫМИ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

О.Н. Корсун<sup>1</sup>

И.В. Герилович<sup>2</sup>

Х.О. Моунг<sup>3</sup>

marmotto@rambler.ru

ahtubinsk-provans@mail.ru

moungtangom50@gmail.com

<sup>1</sup> ФГУП «ГосНИИАС», Москва, Российская Федерация

<sup>2</sup> АО «Кронштадт», Москва, Российская Федерация

<sup>3</sup> МАИ, Москва, Российская Федерация

---

### Аннотация

Предложены методические подходы к вычислению параметров атмосферы, прежде всего плотности воздуха и скоростного напора, в задаче сравнения полетных данных с результатами математического моделирования движения летательного аппарата. Рассмотрены модели, отличающиеся разной степенью использования бортовых измерений, и модели стандартной атмосферы. Проведено сравнение моделей по данным летных экспериментов, выполненных на современном летательном аппарате для таких режимов полета, как горизонтальная площадка, вираж, набор, снижение, разгон. Результаты сравнения приведены в виде абсолютных и относительных рассогласований по температуре, статическому давлению и плотности воздуха. Показано, что отличие свойств реальной атмосферы от стандартной — это основной источник рассогласований, по сравнению с которым влияние вида полетных режимов, высоты и скорости несущественно. Дополнительно выполнено сравнение модели стандартной атмосферы с аналогичными результатами метеорологического зондирования атмосферы. Сделан вывод о том, что расчет плотности воздуха и скоростного напора через стандартную атмосферу, широко распространенный на практике, в общем случае дает значительную погрешность, что может привести к ошибочным выводам при оценке соответствия математической модели летательного аппарата и реального объекта

### Ключевые слова

*Скоростной напор, стандартная атмосфера, летный эксперимент, метеорологическое зондирование атмосферы*

Поступила 24.12.2020

Принята 12.01.2021

© Автор(ы), 2021

---

*Работа поддержана грантом РФФИ № 20-08-00449*

**Введение.** В последние годы большую роль при разработке и испытаниях авиационной техники играет математическое моделирование [1–6]. Использование методов моделирования позволяет обеспечить полноту и высокое качество испытаний [1–3] в условиях сокращенных объемов натурных работ и ограниченного финансирования [4–6]. Достоверная математическая модель летательного аппарата востребована не только при испытаниях, но и при разработке тренажеров, расследовании авиационных происшествий и т. д. Достоверность моделирования движения самолетов оценивается путем сравнения с летным экспериментом. Для уточнения моделей аэродинамических коэффициентов по полетным данным служат методы идентификации [7–10]. Однако, как показано в [11], любые неточности в принятых моделях объекта, системы измерений, окружающей среды ведут к рассогласованиям между сравниваемыми сигналами и смещению оценок идентификации. Важнейшим фактором, влияющим на движение летательного аппарата, является атмосфера, поэтому методам бортовых измерений параметров атмосферы и коррекции возникающих при этом систематических погрешностей традиционно уделяется большое внимание [12–15]. Для моделирования движения летательного аппарата основное значение имеет плотность воздуха на высоте полета, от которой зависит скоростной напор, входящий в формулы вычисления аэродинамических сил и моментов. Например, подъемная сила рассчитывается как

$$Y = qSC_y,$$

где  $q$  — скоростной напор;  $S$  — площадь крыла;  $C_y$  — коэффициент подъемной силы.

Поэтому рассмотрим основные варианты определения скоростного напора по полетным данным.

**Варианты вычисления скоростного напора.** Традиционная формула для вычисления скоростного напора, представленная в большинстве источников, имеет вид

$$q = \frac{\rho_H V_{ист}^2}{2}, \quad (1)$$

где  $\rho_H$  — плотность воздуха на высоте полета;  $V_{ист}$  — истинная воздушная скорость, измеряемая на борту летательного аппарата.

При моделировании движения самолета для сравнения с данными летного эксперимента используют два варианта вычислений по формуле (1).

Первый вариант, наиболее простой и распространенный на практике, состоит в следующем. В системе бортовых измерений (СБИ) практи-

чески всегда регистрируются вычисляемые в системе воздушных сигналов (СВС) барометрическая высота  $H_{\text{бар}}$  и истинная воздушная скорость  $V_{\text{ист}}$ . Известно, что барометрические измерения этих параметров имеют существенные систематические погрешности:

- инструментальные погрешности приемников давлений и температуры;
- аэродинамические погрешности восприятия статического и полного давлений;
- погрешности от запаздывания статического и полного давлений в трубопроводах;
- статические и динамические погрешности приемников температуры.

В процессе летных испытаний самолета и его бортового оборудования эти погрешности определяются в зависимости от основных параметров полета: высоты, чисел Маха  $M$ , углов атаки и скольжения. Полученные оценки систематических погрешностей (их называют аэродинамическими поправками) вводятся в вычислитель СВС и используются для его коррекции. В итоге значения высоты  $H_{\text{бар}}$  и истинной воздушной скорости  $V_{\text{ист}}$ , измеряемые СВС и регистрируемые СБИ, являются весьма точными. Поэтому первый вариант вычисления скоростного напора состоит в том, чтобы для значений  $H_{\text{бар}}$  по модели стандартной атмосферы (СА) [16] найти плотность  $\rho_H$  на высоте полета и подставить в (1). Согласно модели СА, плотность  $\rho_H$  рассчитывается по формуле [16]:

$$\rho_H = \frac{p_H}{RT_H}. \quad (2)$$

Здесь приняты следующие обозначения:

$$T_H = T_* + \beta(H - H_*); \quad (3)$$

$$p_H = 10^{\lg p_H}; \quad (4)$$

$$\lg p_H = \lg(p_*) - \frac{g_c}{\beta R} \lg\left(\frac{T_H}{T_*}\right), \quad (5)$$

где  $H_*$ ,  $p_*$ ,  $T_*$  — значения геопотенциальной высоты, статического давления и абсолютной температуры на нижней границе слоя СА соответственно;  $g_c = 9,80665 \text{ м/с}^2$  — ускорение свободного падения;  $R = 287,05287 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{К)}$  — газовая постоянная;  $\beta$  — градиент температуры в слое СА.

Для слоев СА, обычно применяемых в авиации, значения  $H_*$ ,  $p_*$ ,  $T_*$ ,  $\beta$  приведены в табл. 1 [16].

**Параметры полета на нижней границе слоев стандартной атмосферы<sup>1</sup>**

Геопотенциальная высота $H$ , м	Абсолютная температура $T_*$ , К	Статическое давление $p_*$ , Па	Градиент температуры $\beta$ , К/м
0	288,15	101325	-0,0065
11 000	216,65	22632	0
20 000	216,65	5474,87	0,001

Геопотенциальная высота  $H$  вычисляется по геометрической высоте  $h$  как

$$H = \frac{rh}{r + h}, \quad (6)$$

где  $r = 6\,356\,767$  м.

Итак, первый вариант определения скоростного напора состоит в применении формулы (1), в которую подставляются измеренная на борту скорость  $V_{ист}$ , а плотность  $\rho_H$  вычисляется по формулам (2)–(6) с учетом табл. 1. При этом в (6) вместо геометрической высоты  $h$  подставляется измеренная на борту барометрическая высота  $H_{бар}$ , т. е. принимается  $h = H_{бар}$ .

В рассмотренном случае очевидный источник погрешности — это несоответствие между СА и реальной атмосферой во время полета. По этой причине вычисленная по СА плотность  $\rho_H$  должна отличаться от фактической плотности, имевшей место в летном эксперименте.

Второй вариант направлен на преодоление этого недостатка. В этом случае при вычислении плотности  $\rho_H$  предполагается подставить в формулу (2) не значения  $\rho_H$  и  $T_H$ , полученные согласно СА по формулам (3)–(6), а измеренные спутниковой инерционной системой (СНС) в СВС значения  $\rho_{НСНС}$  и  $T_{НСНС}$ . Преимущество заключается в том, что эти измерения характеризуют состояние реальной атмосферы во время полета, а точность измерения должна быть весьма высокой, поскольку в СВС учтены аэродинамические поправки к измерениям статического давления и температуры (при условии, что самолет и СВС прошли этап летных испытаний надлежащим образом).

Несмотря на возможные преимущества, второй вариант обычно на практике не применяется, потому что использование СА, реализованной в виде стандартного программного модуля, технически проще.

<sup>1</sup> ГОСТ 4401–81 «Атмосфера стандартная. Параметры».

Отметим, что возможна модификация первого варианта, заключающаяся в использовании для нахождения плотности не барометрической высоты  $H_{\text{бар}}$ , а геометрической высоты, измеряемой инерциальной навигационной системой (ИНС) или СНС. При этом измеренная высота  $H_{\text{СНС}}$  подставляется в качестве геометрической в (6), т. е. принимается равной  $h = H_{\text{СНС}}$ .

Далее плотность рассчитывается по СА, согласно формулам (2)–(5).

Очевидно, погрешность такого подхода больше погрешности, рассчитанной по первому варианту и его целесообразно применять в случае отсутствия барометрических измерений на борту, что актуально для некоторых беспилотных летательных аппаратов. Итак, возможны два варианта определения плотности воздуха  $\rho_H$  на высоте полета, а также модификация первого варианта, в которой используются результаты измерения высоты, выполняемые СНС.

**Экспериментальная оценка степени согласованности вариантов нахождения плотности воздуха.** Летные эксперименты проводились в простых метеоусловиях при отсутствии облачности, болтанки на рабочих высотах и приборных скоростях 130...150 км/ч. Выполнялись следующие полетные режимы: установившиеся горизонтальные площадки (ГП), виражи на постоянной высоте, прямолинейные наборы и снижения, разгон до заданной скорости. Результаты сравнения параметров атмосферы для первого и второго вариантов приведены в табл. 2, а для модифицированного первого варианта и второго варианта — в табл. 3.

Вычисления абсолютной величины рассогласований давления, температуры, плотности между бортовыми измерениями и СА выполнялись по формулам:

$$\Delta p = p_{\text{изм}} - p_{\text{СА}}; \quad \Delta T = T_{\text{изм}} - T_{\text{СА}}; \quad \Delta \rho = \rho_{\text{изм}} - \rho_{\text{СА}}.$$

Для определения относительных рассогласований применялись следующие формулы:

$$\varepsilon_p = \frac{\Delta p}{\Delta p_{\text{СА}}} \cdot 100\%; \quad \varepsilon_T = \frac{\Delta T}{\Delta T_{\text{СА}}} \cdot 100\%; \quad \varepsilon_\rho = \frac{\Delta \rho}{\Delta \rho_{\text{СА}}} \cdot 100\%.$$

Таким образом, для описания рассогласований взяты принятые в теории измерений [16] определения абсолютной и относительной погрешностей. Оценки математических ожиданий (МО) и среднеквадратических отклонений (СКО) абсолютных рассогласований, а также оценки МО относительных рассогласований внесены в табл. 2 и 3. Кроме того, в таблицах приведены дата полета, вид маневра и номер участка, высота (барометрическая  $H_{\text{бар}}$  и геометрическая  $H_{\text{СНС}}$ ), приборная скорость.

Таблица 2

**Сравнение бортовых измерений давления, температуры и плотности воздуха с параметрами стандартной атмосферы  
на основе барометрической высоты (первый вариант, ГОСТ 4401-81)**

Дата полета	Маневр и номер участка	$H_{бар}$ , м	$V_{пр}$ , км/ч	МО $\Delta P$ , Па	СКО $\Delta P$ , Па	МО $\Delta T$ , К	СКО $\Delta T$ , К	МО $\Delta \rho$ , кг/м <sup>3</sup>	СКО $\Delta \rho$ , кг/м <sup>3</sup>	МО $\epsilon_P$ , %	МО $\epsilon_T$ , %	МО $\epsilon_\rho$ , %
17.04.19	Виращ 1	3745	132	42,9	12,3	5,1	0,126	0,016	0,0004	0,067	1,93	1,92
17.04.19	Виращ 2	3750	135	51,0	11,5	5,2	0,187	0,016	0,0006	0,081	1,97	1,93
17.04.19	Виращ 3	3750	135	47,5	11,6	5,2	0,127	0,016	0,0004	0,074	1,97	1,93
17.04.19	Снижение	2996-2500	170	50,6	10,1	6,7	0,292	0,022	4,1231	0,068	2,46	2,45
19.07.19	ГП 1	5000	132	58,3	6,2	4,7	0,131	0,014	0,0003	0,107	1,84	1,91
19.07.19	ГП 2	1500	140	48,9	10,0	2,9	0,131	0,011	0,0004	0,057	1,02	1,07
19.07.19	ГП 3	5000	150	32,5	5,7	4,8	0,202	0,014	0,0005	0,118	1,87	1,95
19.07.19	Набор	4100-4550	137	30,9	5,6	4,8	0,308	0,015	0,0011	0,098	1,84	1,91
19.07.19	Разгон	5000	130-180	63,8	7,2	4,3	0,239	0,013	0,0006	0,118	1,69	1,78
02.03.19	ГП 1	3050	145	46,5	3101,0	16,1	0,011	0,057	0,0000	0,066	6,02	6,34
02.03.19	ГП 2	1150	150	12,0	2322,1	20,1	0,018	0,084	0,0000	0,013	7,22	7,74
02.03.19	ГП 3	1940	150	35,4	534,2	18,9	0,027	0,074	0,0000	0,044	6,91	7,36

Таблица 3

**Сравнение бортовых измерений давления, температуры и плотности воздуха с параметрами стандартной атмосферы  
на основе высоты СНС (первый модифицированный вариант, ГОСТ 4401–81)**

Дата полета	Маневр и номер участка	$H_{\text{СНС}}$ , м	$V_{\text{пр}}$ , км/ч	МО $\Delta p$ , Па	СКО $\Delta p$ , Па	МО $\Delta T$ , К	СКО $\Delta T$ , К	МО $\Delta \rho$ , кг/м <sup>3</sup>	СКО $\Delta \rho$ , кг/м <sup>3</sup>	МО $\varepsilon_p$ , %	СКО $\varepsilon_p$ , %	МО $\varepsilon_T$ , %	СКО $\varepsilon_T$ , %	МО $\varepsilon_\rho$ , %	СКО $\varepsilon_\rho$ , %
17.04.19	Виразж 1	3781	132	248,0	12,7	4,8	0,124	0,019	0,0004	0,391	0,382	1,85	1,88	2,28	2,32
17.04.19	Виразж 2	3790	135	246,5	12,2	4,9	0,185	0,019	0,0006	0,382	0,382	1,88	1,88	2,32	2,32
17.04.19	Виразж 3	3789	135	260,2	10,3	4,9	0,124	0,019	0,0004	0,413	0,413	1,87	1,87	2,33	2,33
17.04.19	Снижение	3060–2850	170	596,6	41,3	6,2	0,273	0,029	0,0017	0,781	0,781	2,29	2,29	3,21	3,21
19.07.19	ГП	5066	132	453,0	6,5	5,1	0,131	0,008	0,0004	0,845	0,845	2,03	2,03	1,16	1,16
19.07.19	ГП	1501	140	21,0	9,7	2,8	0,131	0,011	0,0005	0,024	0,024	1,02	1,02	1,05	1,05
19.07.19	ГП	5068	150	451,0	8,6	5,2	0,206	0,008	0,0005	0,842	0,842	2,05	2,05	1,18	1,18
19.07.19	Набор	4150–4650	137	362,5	15,3	5,1	0,319	0,010	0,0012	0,619	0,619	1,98	1,98	1,33	1,33
19.07.19	Разгон	5060	130–180	415,1	10,9	4,7	0,228	0,007	0,0007	0,775	0,775	1,87	1,87	1,07	1,07
02.03.19	ГП	3056	145	45,5	3093,1	16,1	0,011	0,057	0,0000	0,065	0,065	6,03	6,03	6,34	6,34
02.03.19	ГП	1149	150	18,9	2476,2	20,1	0,019	0,084	0,0000	0,021	0,021	7,20	7,20	7,73	7,73
02.03.19	ГП	1940	150	35,1	507,2	19,2	0,027	0,074	0,0000	0,044	0,044	6,92	6,92	7,36	7,36

Из табл. 2 следует, что расхождения по статическому давлению малы и не превышают 0,22 % (это закономерно, поскольку в данном эксперименте в СА подставляются значения высоты, вычисленные по статическому давлению). В то же время расхождения по температуре составляют 1...7 %, а по плотности 1...8 %. Таким образом, рассогласование по плотности почти полностью определяется рассогласованиями по температуре, что следует из формулы (2) при малых погрешностях в канале статического давления. В табл. 3 приведены результаты, полученные путем подстановки в СА геометрической высоты  $H_{СНС}$ , измеренной СНС. Расхождения по статическому давлению увеличиваются до 0,85 %, но все равно остаются незначительными. Расхождения по температуре и плотности имеют примерно ту же величину, что и в предыдущем случае (см. табл. 2).

Рассмотрим примеры изменения сигналов на конкретных полетных участках. На рис. 1 для маневра «вираж» показаны изменения в функции времени для абсолютных рассогласований по статическому давлению, температуре и плотности при подстановке в СА барометрической высоты. На рис. 1, б видны погрешности дискретизации в измерениях температуры, которые переходят в погрешности оценивания плотности (рис. 1, в).

На рис. 2 показаны аналогичные результаты при наборе высоты. На рис. 2, б и в также хорошо заметны погрешности дискретизации. Рассматривая рис. 2, б, в, можно предположить, что рассогласования незначительно зависят от высоты. Однако это является особенностью только конкретного участка.

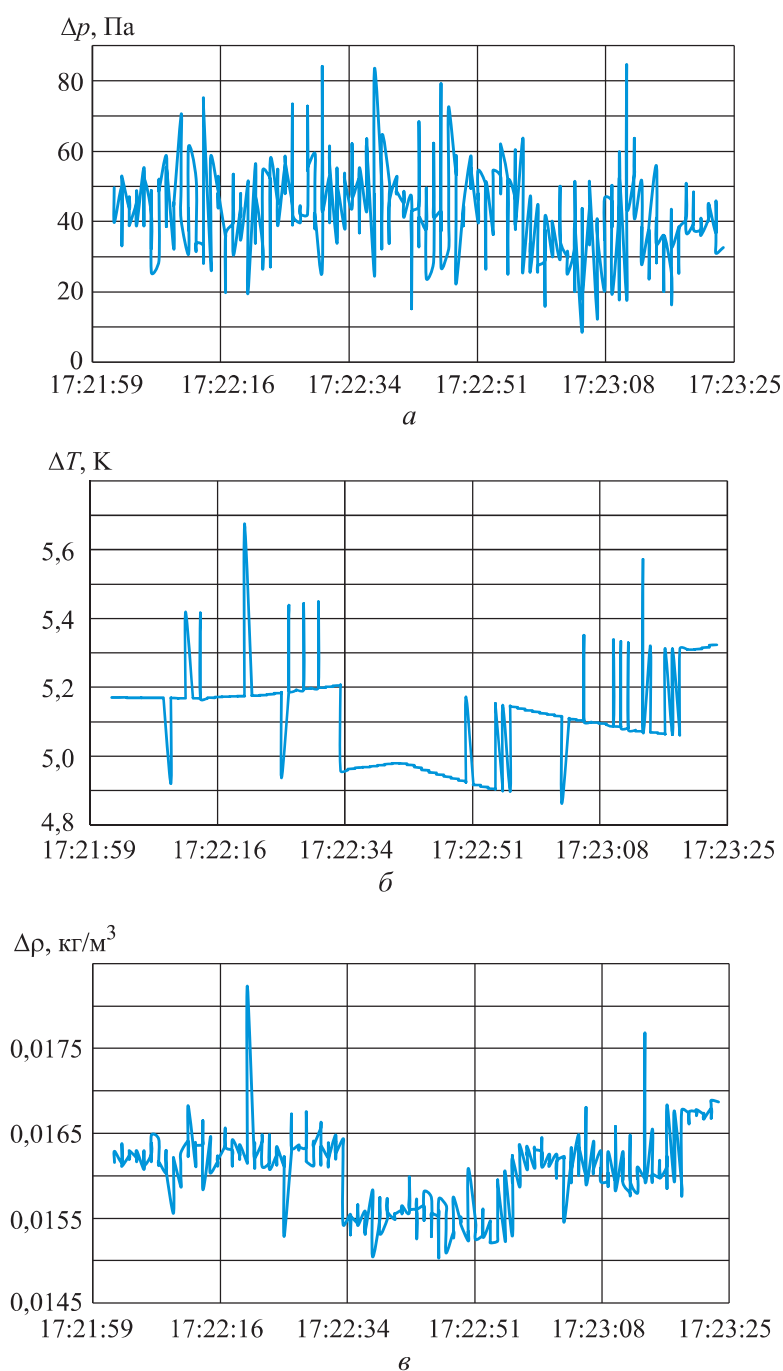
Построим средние рассогласования по температуре и плотности для всех участков в функции высоты. Результаты показаны на рис. 3, а, б.

Отметим, что изменения рассогласований не связаны с высотой. Возможно, отличия бортовых измерений от СА можно уменьшить, если учитывать время года, применяя специальные варианты СА, например зима и лето. В данном исследовании применялась только СА по ГОСТ 4401–81.

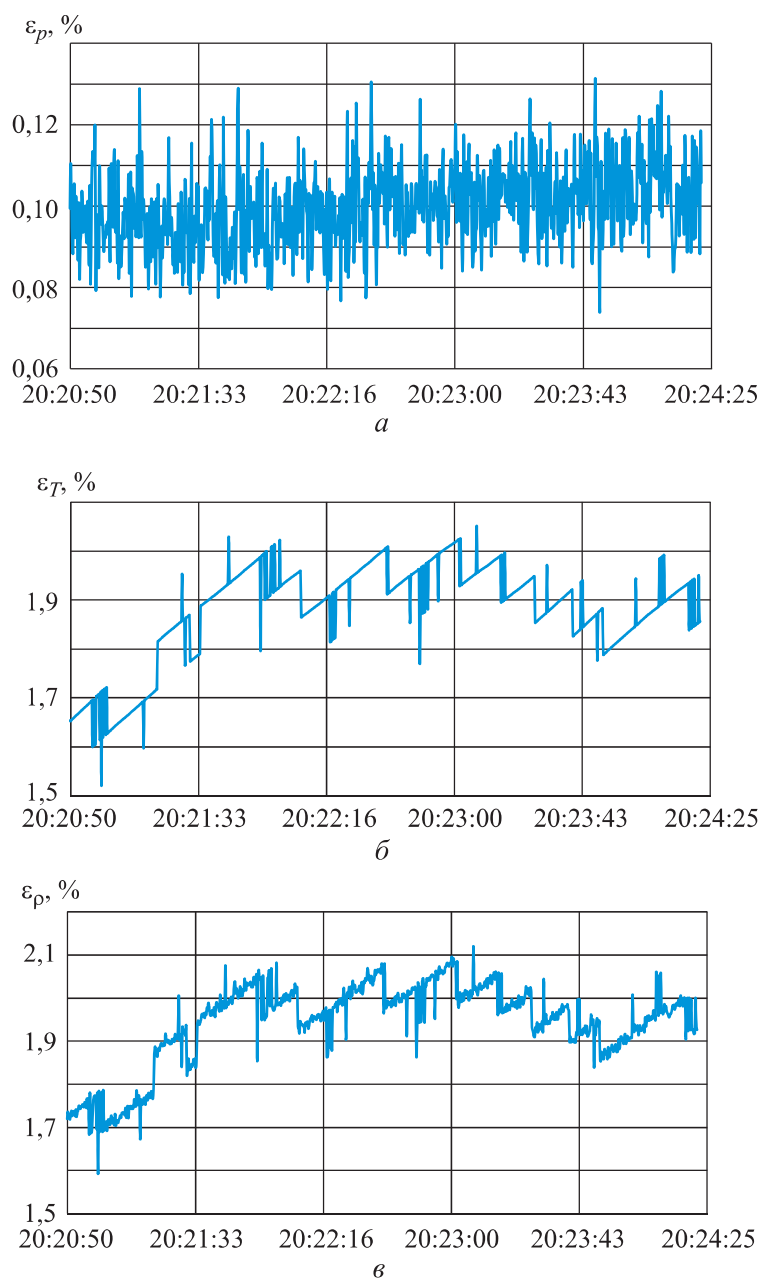
Сопоставим приведенные данные, основанные на бортовых измерениях во время полета самолета, с данными зондирования атмосферы, выполняемыми на метеостанциях [17]. На рис. 4 показаны зависимости относительных отклонений температуры и плотности воздуха от СА по ГОСТ 4401–81 для высот до 11 000 м.

Значения рассогласований находятся в диапазоне 0,4...6,5 %, что соответствует приведенным результатам (см. табл. 2 и 3, рис. 1–3).

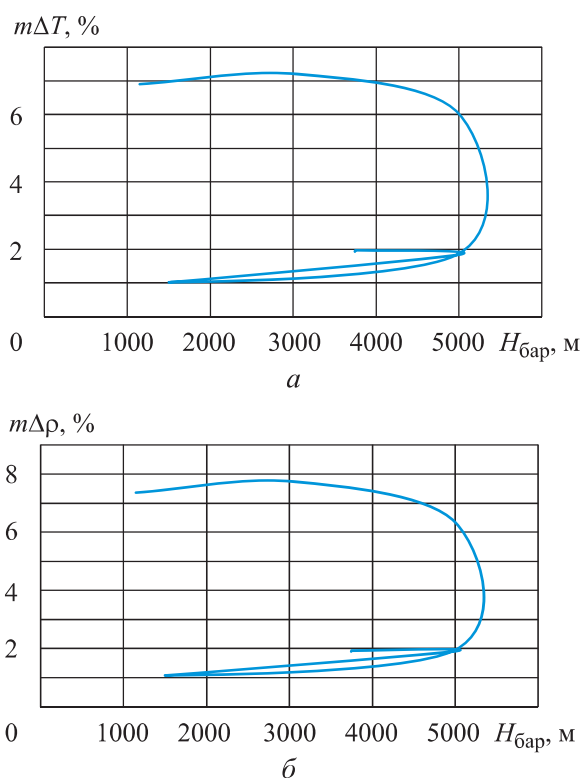




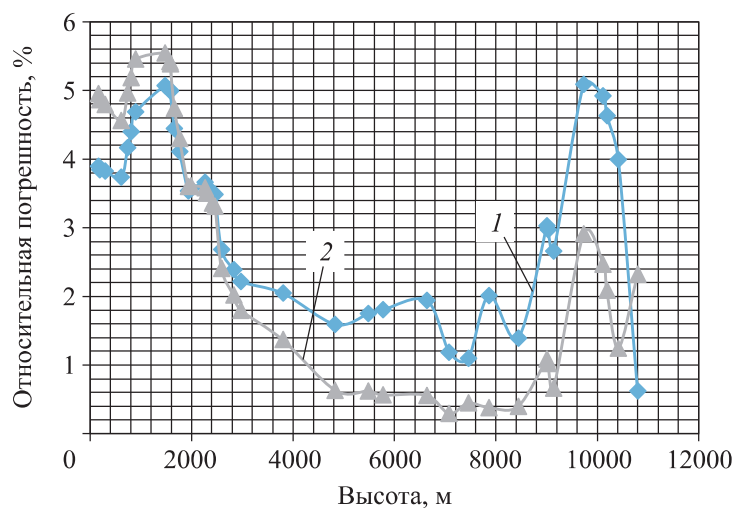
**Рис. 1.** Зависимость абсолютных значений рассогласований по давлению (а), температуре (б) и плотности (в) от времени при подстановке в СА барометрической высоты (первый вариант, маневр «вираж»,  $H_{\text{бар}} = 3745 \text{ м}$ ;  $V_{\text{ир}} = 132 \text{ км/ч}$ )



**Рис. 2.** Зависимость относительного значения погрешности статического давления (а), температуры (б) и плотности (в) от времени при подстановке в СА барометрической высоты (первый вариант, маневр «набор высоты»,  $H_{\text{бар}} = 4100$  м (начало набора высоты),  $V_{\text{нр}} = 137$  км/ч)



**Рис. 3.** Зависимость оценок МО относительных рассогласований по температуре (а) и плотности (б) воздуха от барометрической высоты



**Рис. 4.** Зависимость относительных отклонений температуры (1) и плотности (2) от СА в функции высоты при подстановке в СА геометрической высоты, измеренной СНС (первый модифицированный вариант) (г. Рязань, 21.10.2020 г.)

**Анализ результатов.** Рассмотрены два варианта получения оценок плотности воздуха в летном эксперименте. В первом варианте используется СА, в которую подставляются измеренные на борту барометрическая или геометрическая высоты. Во втором варианте используется соотношение (2) и определяются оценки плотности по бортовым измерениям статического давления и температуры. Проведенные эксперименты, использующие данные бортовых измерений и результаты метеорологического зондирования атмосферы, показывают, что расхождения в оценках плотности могут достигать 8 %. В задаче сравнения результатов моделирования полета с данными летного эксперимента такое значение погрешности является существенным. Известно [12, 14], что формула (2), определяющая взаимосвязь между давлением, температурой и плотностью воздуха, является весьма точной, хотя и получена на основе уравнения состояния идеального газа. Известно также [12], что погрешности бортовых измерений температуры воздуха после коррекции систематических составляющих, как правило, не превышают 1 %. Тогда можно сделать вывод, что использование второго варианта, основанного на бортовых измерениях, характеризующих состояние атмосферы в точке нахождения самолета, позволяет существенно повысить точность определения плотности воздуха для ее последующего использования в математической модели движения самолета. В этом случае относительная погрешность должна составлять ~ 1 %. Это существенно точнее варианта, основанного на СА, в котором погрешности, согласно проведенным экспериментам, могут достигать 7...8 %. Отметим, что в настоящей работе использовано относительно небольшое число измерений. Очевидно, что при увеличении объема анализируемых экспериментальных данных оценка погрешностей, обусловленных отличием СА от фактической атмосферы, может только возрасти.

**Заключение.** При рассмотрении вариантов исследований расчета скоростного напора и сравнения с данными летных экспериментов получены следующие результаты:

– расчет плотности и, как следствие, скоростного напора по СА имеет погрешность до 8 %, что создает неоправданно высокие погрешности при математическом моделировании движения самолета;

– система бортовых измерений после подтверждения точностных характеристик в летных испытаниях позволяет существенно повысить точность определения плотности воздуха (до 1 %) вследствие отличий СА от фактической атмосферы в точке пространственного положения летательного аппарата.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Корсун О.Н., Тихонов В.Н. Определение пилотажных характеристик на основе моделирования экспертных оценок в системе «летчик–самолет». *Информационно-измерительные и управляющие системы*, 2008, т. 6, № 2, с. 45–50.
- [2] Корсун О.Н., Николаев С.В. Применение моделирования в практике испытаний летательных аппаратов. *Cloud of Science*, 2018, т. 5, № 2.  
URL: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=35105224>
- [3] Николаев С.В. Метод имитационного моделирования в летных испытаниях авиационных комплексов. *Прикладная физика и математика*, 2017, № 3, с. 57–68.
- [4] Тихонов В.Н., Николаев С.В. Особенности пространственного движения маневренных самолетов с высокоавтоматизированными системами управления. *Проблемы безопасности полетов*, 2010, № 5, с. 66–70.
- [5] Шибанов Г.П. Оценка эффективности внедрения новых технологий в перспективные авиационные комплексы. *Автоматизация. Современные технологии*, 2015, № 8, с. 37–40.
- [6] Шибанов Г.П. Методический подход к процессу испытаний вооружения и военной техники в условиях ресурсных ограничений. *Мехатроника, автоматизация, управление*, 2017, т. 18, № 2, с. 122–127.  
DOI: <https://doi.org/10.17587/mau.18.122-127>
- [7] Овчаренко В.Н. Идентификация аэродинамических характеристик воздушных судов по полетным данным. М., Изд-во МАИ, 2017.
- [8] Корсун О.Н., Николаев С.В. Идентификация аэродинамических коэффициентов самолетов в эксплуатационном диапазоне углов атаки. *Вестник компьютерных и информационных технологий*, 2016, № 9, с. 3–10.  
DOI: <https://doi.org/10.14489/vkit.2016.09.pp.003-010>
- [9] Chauhan R.K., Singh S. Review of aerodynamic parameter estimation techniques. *ICTUS*, 2017, pp. 864–869. DOI: <https://doi.org/10.1109/ICTUS.2017.8286127>
- [10] Condaminet V., Delvare F. Identification of aerodynamic coefficients of a projectile and reconstruction of its trajectory from partial flight data. *CAMES*, 2014, vol. 21, no. 3-4, pp. 177–186.
- [11] Гребнев О.Н., Корсун О.Н. Минимизация погрешностей идентификации, обусловленных неточной информацией о структуре математической модели летательного аппарата и системы измерений. *Мехатроника, автоматизация, управление*, 2009, № 9, с. 59–64.
- [12] Пушков С.Г., Харин Е.Г., Кожурин В.Р. и др. Эталонное измерение воздушных параметров с использованием спутниковых средств траекторных измерений в летных испытаниях воздушных судов. *Авиакосмическое приборостроение*, 2010, № 4, с. 3–13.
- [13] Zhan Y., Chang L.M., Li J. Research of barometric altitude measurement technology. *MATEC Web Conf.*, 2016, vol. 63, art. 01014.  
DOI: <https://doi.org/10.1051/matecconf/20166301014>

[14] Пушков С.Г., Ловицкий Л.Л., Корсун О.Н. Аэродинамические погрешности систем измерения статического давления самолета при полете в режимах скольжения. *Измерительная техника*, 2018, № 2, с. 37–42.

[15] Пушков С.Г., Ловицкий Л.Л., Малахова И.В. и др. Способ определения аэродинамических погрешностей приемника воздушных давлений в летных испытаниях летательного аппарата. Патент РФ 2375690. Заявл. 30.06.2008, опубл. 10.12.2009.

[16] Анцыферов С.С., Голубь Б.И. Общая теория измерений. М., Горячая линия–Телеком, 2007.

[17] University of Wyoming: *веб-сайт*.

URL: <http://weather.uwyo.edu/upperair/sounding.html> (дата обращения: 16.09.2021).

**Корсун Олег Николаевич** — д-р техн. наук, профессор, начальник лаборатории ФГУП «ГосНИИАС» (Российская Федерация, 125319, Москва, ул. Викторенко, д. 7).

**Герилович Ирина Владимировна** — начальник бригады аэродинамики и летно-технических характеристик АО «Кронштадт» (Российская Федерация, 115432, Москва, пр-т Андропова, д. 18, корп. 9).

**Моунг Хтанг Ом** — докторант кафедры «Проектирование и сертификация авиационной техники» МАИ (Российская Федерация, 125993, Москва, Волоколамское шоссе, д. 4).

**Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:**

Корсун О.Н., Герилович И.В., Моунг Х.О. Учет свойств атмосферы при сравнении математических моделей аэродинамических коэффициентов с данными летных испытаний. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение*, 2021, № 4 (137), с. 152–168.

DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3933-2021-4-152-168>

**CONSIDERATION OF ATMOSPHERIC PROPERTIES  
WHEN COMPARING MATHEMATICAL MODELS  
OF AERODYNAMIC COEFFICIENTS WITH FLIGHT TEST DATA**

**O.N. Korsun<sup>1</sup>**

[marmotto@rambler.ru](mailto:marmotto@rambler.ru)

**I.V. Gerilovich<sup>2</sup>**

[ahtubinsk-provans@mail.ru](mailto:ahtubinsk-provans@mail.ru)

**H.O. Moun<sup>3</sup>**

[mounhtangom50@gmail.com](mailto:mounhtangom50@gmail.com)

<sup>1</sup> FSUE “GosNIIAS”, Moscow, Russian Federation

<sup>2</sup> JSC “Kronshtadt”, Moscow, Russian Federation

<sup>3</sup> Moscow Aviation Institute, Moscow, Russian Federation

## Abstract

Methodological approaches to the calculation of atmospheric parameters, primarily air density and velocity head, in the task of comparing flight data with the results of mathematical modeling of the aircraft motion are proposed. Models with different degrees of using onboard measurements and standard atmosphere models are considered. The models are compared according to the data of flight experiments performed on a modern aircraft for such flight modes as horizontal platform, turn, climb, descent, and acceleration. The comparison results are given the form of absolute and relative discrepancies in temperature, static pressure and air density. It is shown that the difference between the properties of the real atmosphere and the standard atmosphere is the main source of mismatches, compared to which the influence of the type of flight modes, altitude, speed is insignificant. In addition, a comparison of the standard atmosphere model with the data of atmospheric meteorological sounding is made, which gave similar results. It is concluded that the calculation of air density and velocity head through the standard atmosphere, widespread in practice, in the general case creates a significant error, which may lead to erroneous conclusions in assessing the correspondence of the aircraft mathematical model and the real object

## Keywords

*High-speed pressure, standard atmosphere, flight experiment, meteorological sounding of the atmosphere*

Received 24.12.2020

Accepted 12.01.2021

© Author(s), 2021

*This work was supported by the RFBR, project no. 20-08-00449*

## REFERENCES

- [1] Korsun O.N., Tikhonov V.N. Information-measuring and control systems simulation of the pilot estimates of aircraft stability and control characteristics. *Informatsion no-izmeritel'nye i upravlyayushchie sistemy*, 2008, vol. 6, no. 2, pp. 45–50 (in Russ.).
- [2] Korsun O.N., Nikolaev S.V. Application of modeling in the practice of testing aircraft. *Cloud of Science*, 2018, vol. 5, no. 2 (in Russ.). Available at: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=35105224>
- [3] Nikolaev S.V. Method of simulation in flight tests of aircraft. *Prikladnaya fizika i matematika [Applied Physics and Mathematics]*, 2017, no. 3, pp. 57–68 (in Russ.).
- [4] Tikhonov V.N., Nikolaev S.V. Features spatial motion of maneuvering highly automated control system aircrafts. *Problemy bezopasnosti poletov*, 2010, no. 5, pp. 66–70 (in Russ.).

- [5] Shibanov G.P. Implementation efficiency valuation of new technologies in the perspective aircraft complexes. *Avtomatizatsiya. Sovremennye tekhnologii*, 2015, no. 8, pp. 37–40 (in Russ.).
- [6] Shibanov G.P. Methodological approach to testing of the arms and military equipment in the conditions of limited resources. *Mekhatronika, avtomatizatsiya, upravlenie*, 2017, vol. 18, no. 2, pp. 122–127 (in Russ.).  
DOI: <https://doi.org/10.17587/mau.18.122-127>
- [7] Ovcharenko V.N. Identifikatsiya aerodinamicheskikh kharakteristik vozdushnykh sudov po poletnym dannym [Identification of aircraft aerodynamic characteristics using flight data]. Moscow, MAI Publ., 2017.
- [8] Korsun O.N., Nikolaev S.V. Aircraft aerodynamic coefficients identification in the angle of attack operational range. *Vestnik komp'yuternykh i informatsionnykh tekhnologiy* [Herald of Computer and Information Technologies], 2016, no. 9, pp. 3–10 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.14489/vkit.2016.09.pp.003-010>
- [9] Chauhan R.K., Singh S. Review of aerodynamic parameter estimation techniques. *ICTUS*, 2017, pp. 864–869. DOI: <https://doi.org/10.1109/ICTUS.2017.8286127>
- [10] Condaminet V., Delvare F. Identification of aerodynamic coefficients of a projectile and reconstruction of its trajectory from partial flight data. *CAMES*, 2014, vol. 21, no. 3-4, pp. 177–186.
- [11] Grebnev O.N., Korsun O.N. Reduction of errors of identification at the inexact information on structure of mathematical model of object and measurement system. *Mekhatronika, avtomatizatsiya, upravlenie*, 2009, no. 9, pp. 59–64 (in Russ.).
- [12] Pushkov S.G., Kharin E.G., Kozhurin V.R., et al. Reference measurement of air parameters in flight test using trajectory measurement satellite facilities. *Aviakosmicheskoe priborostroenie* [Aerospace Instrument-Making], 2010, no. 4, pp. 3–13 (in Russ.).
- [13] Zhan Y., Chang L.M., Li J. Research of barometric altitude measurement technology. *MATEC Web Conf.*, 2016, vol. 63, art. 01014.  
DOI: <https://doi.org/10.1051/mateconf/20166301014>
- [14] Pushkov S.G., Lovitskiy L.L., Korsun O.N. Aerodynamic errors of the systems aimed at measuring the static pressure of an aircraft in the sliding modes of flight. *Meas. Tech.*, 2018, vol. 61, no. 2, pp. 140–147. DOI: <https://doi.org/10.1007/s11018-018-1400-y>
- [15] Pushkov S.G., Lovitskiy L.L., Malakhova I.V., et al. Sposob opredeleniya aerodinamicheskikh pogreshnostey priemnika vozdushnykh davleniy v letnykh ispytaniyakh letatel'nogo apparata [Method for determination of pilot probe aerodynamic errors in flight tests of flying vehicle]. Patent RU 2375690. Appl. 30.06.2008, publ. 10.12.2009 (in Russ.).
- [16] Antsyferov S.S., Golub B.I. Obshchaya teoriya izmereniy [General theory of measurements]. Moscow, Goryachaya liniya–Telekom Publ., 2007.
- [17] University of Wyoming: *website*.  
Available at: <http://weather.uwyo.edu/upperair/sounding.html> (accessed: 16.09.2021).



**Korsun O.N.** — Dr. Sc. (Eng.), Professor, Head of the Laboratory, FSUE “GosNIIAS” (Victorenko ul. 7, Moscow, 125319 Russian Federation).

**Gerilovich I.V.** — Head of Aerodynamics and Flight Performance Department, JSC “Kronshtadt” (Andropova prospekt 18, korp. 9, Moscow, 115432 Russian Federation).

**Moung H.O.** — Doctoral Student, Department Aircraft Design and Certification, Moscow Aviation Institute (Volokolamskoe shosse 4, Moscow, 125993 Russian Federation).

**Please cite this article in English as:**

Korsun O.N., Gerilovich I.V., Moung H.O. Consideration of atmospheric properties when comparing mathematical models of aerodynamic coefficients with flight test data. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Instrument Engineering*, 2021, no. 4 (137), pp. 152–168 (in Russ.).

DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3933-2021-4-152-168>