

Управление в технических системах Control in technical systems

Научная статья
УДК 629.7.054.44
DOI: 10.14529/ctcr220404

О РАЗЛИЧИИ ПОКАЗАНИЙ ИСТИННОЙ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ МЕХАНИЧЕСКИМ УКАЗАТЕЛЕМ И СИСТЕМОЙ ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ

В.И. Панферов^{1,2}, tgsv@mail.ru
С.В. Панферов¹, panferovsv@susu.ru
А.М. Хаютин²
Н.А. Тренин²

¹ Южно-Уральский государственный университет, Челябинск, Россия

² Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», филиал в г. Челябинске, Челябинск, Россия

Аннотация. Для повышения безопасности и эффективности обработки полетных заданий необходима достоверная информация о высотно-скоростных параметрах воздушного судна (ВС). В связи с этим задача изучения особенностей и совершенствования характеристик существующих измерителей данных параметров является вполне актуальной. **Цель исследования.** Рассматривается задача оценки различия показаний истинной воздушной скорости ВС механическим указателем и системой воздушных сигналов (СВС). **Материалы и методы.** Проанализированы методы измерения истинной воздушной скорости, применяемые на современных ВС. Установлено, что, несмотря на наличие новейших разработок, СВС, работающая в комплекте с приемниками воздушных давлений и температуры торможения, а также и датчиками углов атаки и скольжения, является в настоящее время наиболее распространенным измерителем истинной воздушной скорости. Используются также и механические указатели, включаемые в состав комбинированных указателей скорости (КУС). В соответствии с физикой явлений, имеющих место при полете, для вычисления истинной воздушной скорости необходимо знать температуру воздуха на высоте полета. В СВС эта температура определяется по измеряемой температуре торможения. В составе КУСов нет никаких измерителей температуры, в их конструкцию закладывается зависимость температуры от давления, имеющая место для международной стандартной атмосферы. Понятно, что это приводит к появлению методической погрешности измерения. **Результаты.** Получена формула, позволяющая определять различие показаний механического указателя и СВС. Показано, что данная разность является функцией температуры торможения (температуры наружного воздуха), полного и статического давлений на высоте полета. Проведены численные исследования, позволяющие оценить количественное расхождение показаний. Установлено, что разность показаний может достигать в эксплуатационных условиях несколько десятков м/с, что достаточно значимо. **Заключение.** Полученные результаты могут быть использованы при эксплуатации ВС, а также и при совершенствовании алгоритмического обеспечения бортовой цифровой вычислительной системы, являющейся центральным звеном пилотажно-навигационного комплекса.

Ключевые слова: истинная воздушная скорость, система воздушных сигналов, механический указатель, разность показаний, методическая погрешность

Для цитирования: О различии показаний истинной воздушной скорости механическим указателем и системой воздушных сигналов / В.И. Панферов, С.В. Панферов, А.М. Хаютин, Н.А. Тренин // Вестник ЮУрГУ. Серия «Компьютерные технологии, управление, радиоэлектроника». 2022. Т. 22, № 4. С. 38–47. DOI: 10.14529/ctcr220404

ABOUT THE DIFFERENCE IN THE INDICATIONS OF THE TRUE AIR SPEED BY THE MECHANICAL INDEX AND THE AIR SIGNAL SYSTEM

V.I. Panferov^{1,2}, tgsiv@mail.ru

S.V. Panferov¹, panferovsv@susu.ru

A.M. Hayutin²

N.A. Trenin²

¹ South Ural State University, Chelyabinsk, Russia

² Military Educational and Scientific Centre of the Air Force N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin
Air Force Academy, Chelyabinsk branch, Chelyabinsk, Russia

Abstract. Reliable information about the altitude and speed parameters of an aircraft (AC) is required to improve the safety and efficiency of flight missions. In this regard, the task of studying the features and improving the characteristics of existing meters of these parameters is quite relevant. **Purpose of the study.** The problem of estimating the difference between the readings of the true airspeed of an aircraft by a mechanical indicator and an air signal system (ASS) is considered. **Materials and methods.** Methods for measuring true airspeed used on modern aircraft are analyzed. It has been established that, despite the availability of the latest developments, SHS, operating in a set with air pressure and stagnation temperature receivers, as well as angle of attack and slip sensors, is currently the most common true airspeed meter. Mechanical indicators are also used, which are included in the composition of the combined speed indicators (KUS). In accordance with the physics of the phenomena that take place during flight, in order to calculate the true airspeed, it is necessary to know the air temperature at the flight altitude. In SHS, this temperature is determined from the measured stagnation temperature. There are no temperature meters in the composition of the KUSs, their design is based on the dependence of temperature on pressure, which takes place for the international standard atmosphere. It is clear that this leads to the appearance of a methodological measurement error. **Results.** A formula has been obtained that makes it possible to determine the difference in the readings of a mechanical indicator and SHS. It is shown that this difference is a function of the stagnation temperature (outside air temperature), total and static pressures at flight altitude. Numerical studies have been carried out to estimate the quantitative discrepancy between the readings. It has been established that the difference in readings can reach several tens of m/s under operating conditions, which is quite significant. **Conclusion.** The results obtained can be used in the operation of the aircraft, as well as in improving the algorithmic support of the onboard digital computer system, which is the central link of the flight and navigation complex.

Keywords: true airspeed, air signal system, mechanical indicator, reading difference, methodological error

For citation: Panferov V.I., Panferov S.V., Hayutin A.M., Trenin N.A. About the difference in the indications of the true air speed by the mechanical index and the air signal system. *Bulletin of the South Ural State University. Ser. Computer Technologies, Automatic Control, Radio Electronics*. 2022;22(4):38–47. (In Russ.) DOI: 10.14529/ctcr220404

Введение

Актуальность вопросов повышения точности измерения высотно-скоростных параметров летательных аппаратов (ЛА) подчеркивается в большом количестве работ, например, в работах [1–9]. В связи с этим весьма важны как количественно-качественный анализ причин возникновения погрешностей измерения, так и способы повышения уровня комплексирования и интеграции информационно-измерительных систем самолета, а также и разработка новых принципов измерения.

Методы измерения истинной воздушной скорости

Как известно, одним из высотно-скоростных параметров воздушного судна (ВС) является его истинная воздушная скорость. Обычно для ее измерения используются КУСы (комбинированные указатели скорости) и системы воздушных сигналов (СВС). При этом КУСы «решают» задачу определения истинной воздушной скорости только по сигналам полного и статического давлений, формируемым с помощью приемников воздушных давлений (ПВД). Классическим СВС до-

полнительно нужна еще и информация о температуре торможения. Усовершенствованные СВС используют, кроме того, еще и датчики углов атаки и скольжения, это позволяет определить положение вектора истинной воздушной скорости относительно продольной оси ВС и уменьшить погрешности измерения полного и статического давлений.

Известны также и новые разработки как собственно измерителей истинной воздушной скорости, так и СВС в целом [10–16]. Так, например, хорошо известно [см., например, 17], что температура наружного воздуха T через температуру полностью заторможенного потока $T_{\text{ТОРМ}}$ вычисляется по следующей формуле:

$$T = T_{\text{ТОРМ}} - \frac{k-1}{2kR} w^2, \quad (1)$$

где w – истинная воздушная скорость; k – показатель адиабаты; R – газовая постоянная.

Нетрудно видеть, что уравнение (1) может быть переписано в следующем виде:

$$w = \sqrt{\frac{2k}{k-1} R (T_{\text{ТОРМ}} - T)}. \quad (2)$$

Как это отмечено в работе [10], в соответствии с формулой (2), измеряя T и $T_{\text{ТОРМ}}$, можно определить и истинную воздушную скорость ЛА. Однако все это осложняется тем, что определить температуру незаторможенного потока без того, чтобы хотя бы частично его не затормозить просто нельзя. Как указано в [10], можно устраниваться от необходимости измерения температуры полностью незаторможенного потока на высоте полета, если определять температуру в двух точках приемника с разными числовыми значениями коэффициентов торможения (с разными степенями заторможенности набегающего потока).

В [11–13] предложена вихревая СВС, решающая те же задачи, что и классическая СВС, однако работает она в комплекте с оригинальным вихревым датчиком аэродинамического угла и истинной воздушной скорости со встроенным приемником статического давления. В этом случае нет никакой необходимости в определении температуры торможения, так как все высотно-скоростные параметры ЛА вычисляются и без нее [11–13]. В вихревом датчике используется эффект образования и периодического срыва вихрей за телами, установленными специальным образом в набегающем воздушном потоке. Таким образом генерируются периодические импульсы давления, которые распространяются по потоку, образуя так называемые вихревые дорожки Кармана. При этом установлено, что частоты импульсов давления являются функциями истинной воздушной скорости и измеряемого аэродинамического угла, что и позволяет определить эти параметры. Однако в данном случае имеется такая особенность, что диапазон рабочих скоростей вихревого датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости ограничен дозвуковыми скоростями полета [11–13].

В вышерассмотренных случаях при измерении высотно-скоростных параметров используются либо вынесенные в набегающий воздушный поток и выступающие за обшивку фюзеляжа ЛА приемники воздушных давлений и температуры торможения, либо комбинированные вихревые датчики. Это нарушает аэродинамику самолета, причем в существенной мере при его маневрировании, и приводит к возникновению методических и инструментальных погрешностей [14–16]. Возможность создания СВС самолета с невыступающими приемниками первичной информации появляется при построении ее на основе ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости [14–16]. В данном случае измерение истинной воздушной скорости основано на определении интервала времени пролета ионной метки от точки ее генерации до места размещения приемных электродов. Ионная метка – это некоторая локальная область с ярко выраженным электростатическим зарядом, формируемым за счет ионизации воздуха с помощью миниатюрного искрового разрядника.

Как и в случае [11–13], если такой датчик дополнить приемником статического давления, то можно определить все необходимые высотно-скоростные параметры самолета. Причем для исключения влияния угла скольжения на работу канала угла атаки на самолете необходимо использовать два ионно-меточных датчика, устанавливаемых на правой и левой сторонах фюзеляжа. При этом следует отметить, что диапазон рабочих скоростей для СВС, работающей в комплекте с ионно-меточным датчиком аэродинамического угла и истинной воздушной скорости, в отличие от [11–13] не ограничен дозвуковыми скоростями полета.

Как в вихревой, так и в ионно-меточной СВС температура на высоте полета может быть определена по измеренной истинной воздушной скорости посредством решения следующего нелинейного уравнения:

$$T = \frac{w^2}{\frac{2k}{k-1} R \left[\left(\frac{w^2}{2RT} + 1 \right)^{(k-1)/k} - 1 \right]} \quad (3)$$

Понятно, что здесь следует применить численный метод решения, что, очевидно, в общем усложняет алгоритмическое обеспечение СВС по сравнению с классическим вариантом.

По известной температуре на высоте полета и статическому давлению может быть определена и плотность воздуха в данной точке атмосферы, а затем и приборная скорость ВС и число Маха [11–14]. Относительная высота и вертикальная скорость в таких СВС вычисляются обычным образом по статическому давлению с коррекцией показаний по углам атаки и скольжения. В целом особенности алгоритмического обеспечения таких СВС указаны в работах [11–14].

Постановка задачи

В настоящее время СВС, работающая в комплекте с ПВД, приемником температуры торможения и датчиками углов атаки и скольжения, является наиболее распространенным измерителем истинной воздушной скорости (а также и всех высотно-скоростных параметров), кроме того, используются также и механические указатели истинной воздушной скорости, включаемые в состав КУСов. Применение КУСов объясняется тем, что механические указатели истинной воздушной скорости, как и все механические аэрометрические приборы, являются высоконадежными приборами прямого действия, они не требуют никаких источников питания, так как работают на энергии измеряемой среды. Кроме того, они характеризуются абсолютной помехоустойчивостью (помехоневосприимчивостью). При этом, конечно, понятно, что показания СВС являются более точными. Тем не менее механические приборы, как нам представляется, обязательно должны быть на любом воздушном судне, каким бы совершенным оно ни было, по крайней мере, они должны использоваться в качестве резервных приборов. Поэтому рассмотрим особенности измерения истинной воздушной скорости с помощью КУСов и вышеупомянутых СВС.

Обычно для определения истинной воздушной скорости w летательного аппарата (ЛА) используют следующее соотношение [17]:

$$w = \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT \left[\left(\frac{\Delta p}{p_{СТ}} + 1 \right)^{(k-1)/k} - 1 \right]}, \quad (4)$$

где $\Delta p = p_{П} - p_{СТ} = p_{Дин}$ – динамическое давление на высоте полета (разность между полным $p_{П}$ и статическим $p_{СТ}$ давлениями).

Как видно это из формулы (4), для вычисления истинной воздушной скорости необходимо знать температуру воздуха на высоте полета. Однако в полете непосредственно системой воздушных сигналов (СВС) измеряется не температура наружного воздуха, а температура торможения $T_{ТОРМ}$, поэтому есть смысл выразить вышеприведенную зависимость через $T_{ТОРМ}$.

Подставляя соотношение (1) в формулу (4), получим, что

$$w = \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_{ТОРМ} \frac{\left[\left(\frac{\Delta p}{p_{СТ}} + 1 \right)^{(k-1)/k} - 1 \right]}{\left(\frac{\Delta p}{p_{СТ}} + 1 \right)^{(k-1)/k}}} = \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_{ТОРМ} \left[1 - \left(\frac{\Delta p}{p_{СТ}} + 1 \right)^{-(k-1)/k} \right]}. \quad (5)$$

Данная формула и используется в составе алгоритмического обеспечения типовых СВС, причем в ней достаточно детально отражается физика явлений и процессов, имеющих место при полете воздушного судна.

Подчеркнем еще раз, что из (4), в частности, следует, что для определения истинной воздушной скорости необходимо знать как статическое, так и динамическое давление, а также и темпе-

ратуру на высоте полета. Однако в составе механических указателей истинной воздушной скорости нет никаких измерителей температуры, тем не менее температуру на высоте полета в соответствии с физикой (см. формулу (4)) необходимо, как-то учитывать. В этом случае принимается следующее упрощение: в конструкцию механических измерителей закладывается зависимость температуры от давления, имеющая место для международной стандартной атмосферы (МСА). Понятно, что это приводит к появлению методической погрешности измерения, так как температура атмосферного воздуха непредсказуемо меняется как в течение суток, так и в различное время года, причем по-разному в разных пунктах и на разных высотах. Поэтому интересно было бы знать, насколько значима эта методическая погрешность, каких величин может достигать разность показаний СВС и механического указателя.

Решение задачи

Как известно [18, 19], зависимость температуры от давления, имеющая место для МСА, имеет вид

$$T = 288,1 \left(\frac{p_{CT}}{101325} \right)^{\uparrow} \left(\frac{\gamma R}{g} \right). \quad (6)$$

Здесь γ – градиент температуры, а g – ускорение свободного падения.

Как это следует из (6), по атмосферному давлению на высоте полета можно определить и температуру МСА для этого случая, т. е. и учет температуры на высоте полета для механических приборов также сводится к измерению статического (атмосферного) давления за бортом. Поэтому используемая в механических указателях формула для вычисления истинной воздушной скорости представляется следующим образом:

$$\begin{aligned} w &= \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT \left[\left(\frac{\Delta p}{p_{CT}} + 1 \right)^{(k-1)/k} - 1 \right]} = \left| T = 288,1 \left(\frac{p_{CT}}{101325} \right)^{\uparrow} \left(\frac{\gamma R}{g} \right) \right| = \\ &= \sqrt{\frac{2k}{k-1} R \cdot 288,1 \cdot \left(\frac{p_{CT}}{101325} \right)^{\uparrow} \left(\frac{\gamma R}{g} \right) \left[\left(\frac{\Delta p}{p_{CT}} + 1 \right)^{(k-1)/k} - 1 \right]}. \end{aligned} \quad (7)$$

Формула (7) является результирующей градуировочной зависимостью для механического указателя истинной воздушной скорости, входящего в состав КУСов. Как видно из (7), здесь все сводится к измерению сигналов статического и полного давлений на высоте полета.

Сравнивая формулы (4) и (7), нетрудно увидеть, что объективно существует различие показаний СВС и механических указателей истинной воздушной скорости. Поэтому интересно было бы исследовать, каков конкретно вид этого различия в зависимости от действительной температуры атмосферного воздуха, какие численные значения может принимать эта величина. При этом, конечно, понятно, что показания СВС являются более точными, поскольку в них учитывается реальная температура на высоте полета, а не та, что имеет место в стандартной атмосфере.

Как это следует из вышеизложенного, различие показаний механического указателя и СВС может быть вычислено по следующей формуле:

$$\begin{aligned} \Delta w &= \sqrt{\frac{2k}{k-1} R \cdot 288,1 \cdot \left(\frac{p_{CT}}{101325} \right)^{\uparrow} \left(\frac{\gamma R}{g} \right) \left[\left(\frac{\Delta p}{p_{CT}} + 1 \right)^{(k-1)/k} - 1 \right]} - \\ &- \sqrt{\frac{2k}{k-1} R \cdot T_{ТОРМ} \left[1 - \left(\frac{\Delta p}{p_{CT}} + 1 \right)^{(k-1)/k} \right]}. \end{aligned} \quad (8)$$

Как видно из формулы (8), Δw является функцией температуры торможения $T_{ТОРМ}$ (температуры наружного воздуха), полного $p_{П}$ и статического $p_{СТ}$ давлений на высоте полета.

На рис. 1 для различных абсолютных высот полета приведены кривые зависимости разности показаний механического указателя истинной воздушной скорости и СВС от температуры наружного воздуха: верхняя кривая для высоты 4000 м; средняя – для высоты 7000 м; нижняя кривая – для высоты 10 000 м. При этом действительное значение истинной воздушной скорости бы-

ло равно 800 км/ч. Как видно из рис. 1, с увеличением высоты полета разность показаний уменьшается. Как известно, в МСА на высоте в 4000 м температура воздуха равна 262,1 К, на высоте в 7000 м – 242,6 К, а на высоте в 10 000 м – 223,1 К. Как видно из рис. 1, при таких значениях действительных температур атмосферного воздуха разность показаний равна нулю, что так и должно быть.

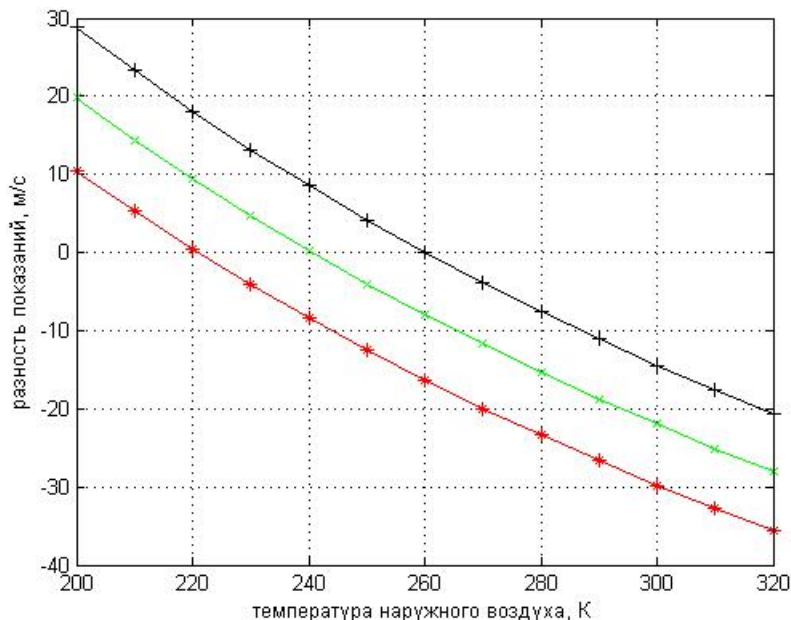


Рис. 1. Разность показаний механического указателя и СВС при $w = 800$ км/ч
Fig. 1. The difference between the readings of the mechanical pointer and the SHS at $w = 800$ km/h

На рис. 2 для действительного значения истинной воздушной скорости в 600 км/ч приведены кривые зависимости разности показаний механического указателя и СВС от температуры наружного воздуха при абсолютной высоте полета в 4000 м – верхняя кривая; в 7000 м – средняя кривая и в 10 000 м – нижняя кривая. Как видно из рис. 2, общая картина различий практически не изменилась, уменьшилось только числовое значение разности показаний.

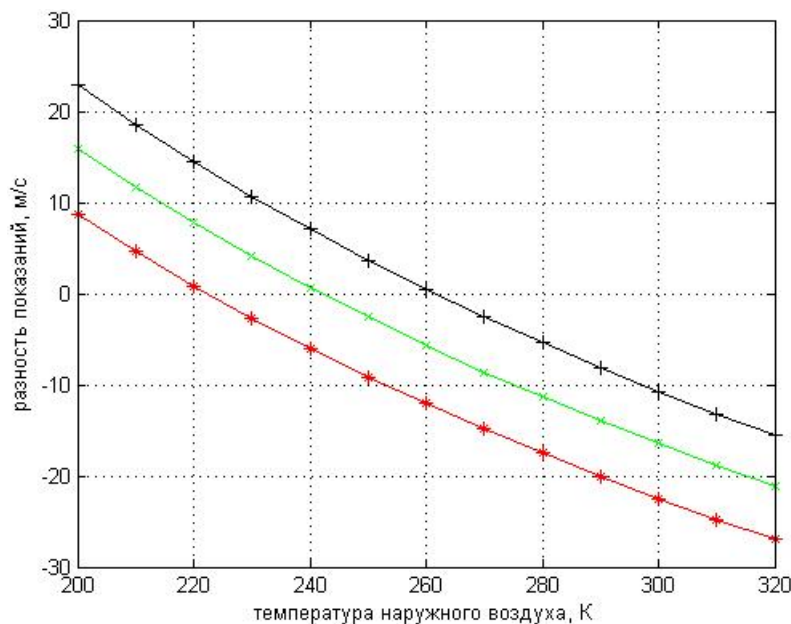


Рис. 2. Разность показаний СВС и механического указателя при $w = 600$ км/ч
Fig. 2. The difference between the readings of the SHS and the mechanical pointer at $w = 600$ km/h

На рис. 3 приведены кривые зависимости разности показаний механического указателя и СВС от температуры наружного воздуха при абсолютной высоте полета в 4000 м – верхняя кривая; в 7000 м – средняя кривая и в 10 000 м – нижняя кривая. При этом действительное значение истинной воздушной скорости было равно 400 км/ч. Как здесь следует отметить, разность показаний уменьшилась по сравнению с условиями рис. 1 примерно в два раза.

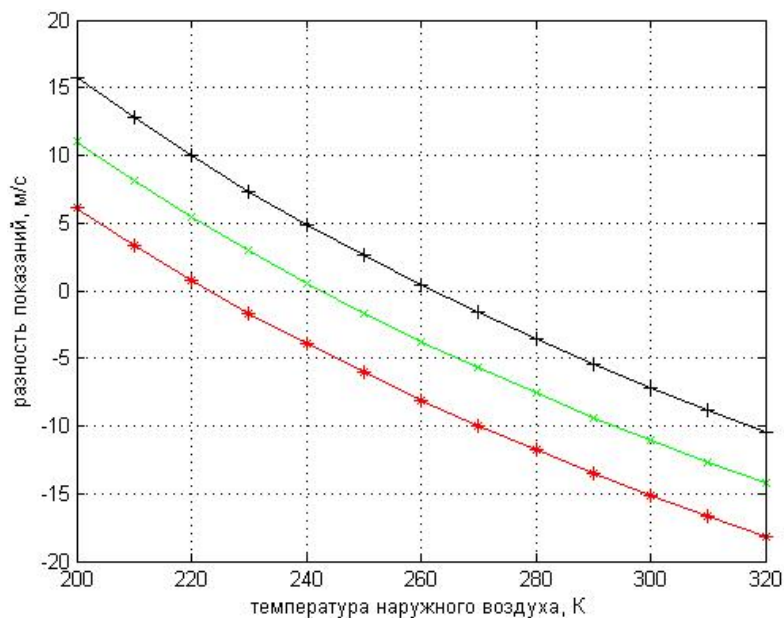


Рис. 3. Разность показаний механического указателя и СВС при $w = 400$ км/ч
Fig. 3. The difference between the readings of the mechanical pointer and the SHS at $w = 400$ km/h

На рис. 4 приведены кривые зависимости разности показаний механического указателя и СВС от температуры наружного воздуха при абсолютной высоте полета в 7000 м, но при различных значениях истинной воздушной скорости полета: кривая, помеченная плюсиками, – 400 км/ч, кривая, помеченная крестиками, – 600 км/ч, а кривая, помеченная звездочками, – 800 км/ч. Как видно из рис. 4, с увеличением скорости полета разность показаний увеличивается.

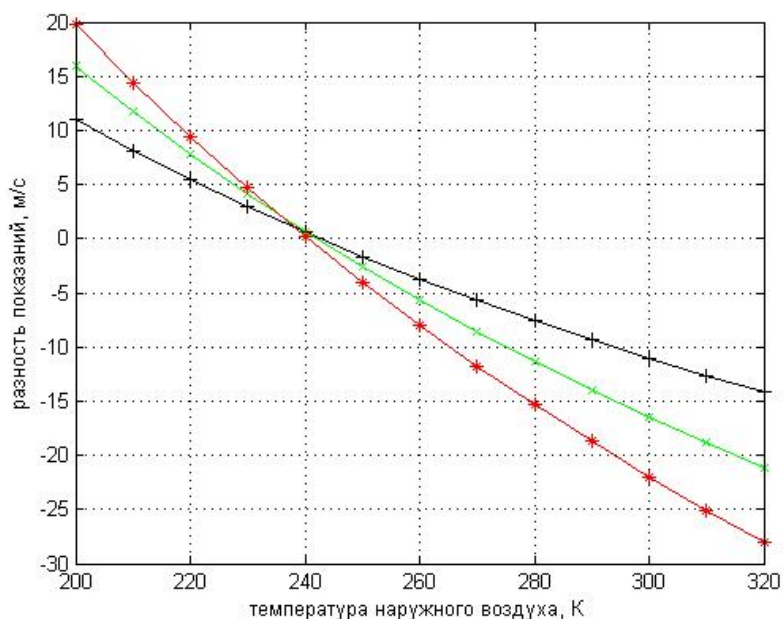


Рис. 4. Разность показаний СВС и механического указателя на высоте в 7000 м и различных скоростях полета
Fig. 4. The difference between the readings of the SHS and the mechanical pointer at an altitude of 7000 m and different flight speeds

Выводы

Получена формула для определения различия показаний механического указателя и типовой СВС, работающей в комплекте с приемниками воздушных давлений и температуры торможения. Установлено, что данная разность показаний является функцией температуры торможения (температуры наружного воздуха), полного и статического давлений на высоте полета. Причем с увеличением высоты полета и с уменьшением действительного значения истинной воздушной скорости разность показаний уменьшается.

Список литературы

1. Гришин И.А., Михалевич О.А. Проблема измерения высотно-скоростных параметров полета современного самолета // Материалы Всероссийской научно-практической конференции «Инновационные технологии в образовательном процессе». Краснодар: Изд-во Краснодарского высшего военного авиационного училища летчиков им. А.К. Серова, 2017. С. 66–71.
2. Пономарев А.И., Сорокин М.Ю. Комплексование результатов измерения высотно-скоростных параметров в системе // Автоматизация процессов управления. 2021. № 2 (64). С. 18–22. DOI: 10.35752/1991-2927-2021-2-64-18-22
3. Корнилов А.В. Методы повышения точности измерений значений параметров полета летательного аппарата резервной системой ориентации: автореф. ... дис. канд. техн. наук. СПб.: Изд-во НИУ ИТМО, 2013. 20 с.
4. Олейник А.И. Алгоритмическое обеспечение информационного комплекса высотно-скоростных параметров полета самолета // Авиакосмическое приборостроение. 2014. № 10. С. 22–27.
5. Харьков В.П. Дискретно-непрерывный алгоритм определения высотно-скоростных параметров полета ЛА // Сборник трудов XVI Международной научно-практической конференции «Инновационные, информационные и коммуникационные технологии». М.: Ассоциация выпускников и сотрудников ВВИА им. проф. Жуковского, 2019. С. 330–333.
6. Алмазов В.В., Макаров Н.Н., Сорокин М.Ю. Оценка характеристик аэрометрических систем // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2017. Т. 19, № 1 (2). С. 385–390.
7. Никитин А.В., Солдаткин В.В., Солдаткин В.М. Повышение помехоустойчивости измерения высотно-скоростных параметров на борту вертолета // Известия вузов. Авиационная техника. 2016. № 4. С. 131–137.
8. Судаков А.И., Геращенко В.В., Котляров С.А. Анализ проблемы измерения высотно-скоростных параметров вертолета // Решетневские чтения: Материалы XXI Международной научно-практической конференции. Красноярск: СибГУ им. М.Ф. Решетнева. 2017. Ч. 1. С. 470–471.
9. Исследования по разработке системы определения высотно-скоростных параметров воздушно-космического самолета / М.П. Балашов, И.Ф. Белов, Д.П. Буйко и др. // Ученые записки ЦАГИ. 2002. Т. XXXIII, № 1-2. С. 120–128.
10. Ефимов И.П. Авиационные приборы: учеб. пособие. Ульяновск: УлГТУ, 2018. 255 с.
11. Ефремова Е.С. Построение, алгоритмы и оценка точности вихревой системы воздушных сигналов // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. 2015. Т. 71, № 5. С. 129–135.
12. Солдаткин В.М., Солдаткина Е.С. Вихревой датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости // Известия вузов. Авиационная техника. 2012. № 4. С. 56–59.
13. Ефремова Е.С., Солдаткин В.М. Теоретические основы построения и погрешности системы воздушных сигналов на основе вихревого метода // Известия ТулГУ. Технические науки. 2021. № 10. С. 192–199. DOI: 10.24412/2071-6168-2021-10-192-199
14. Крылов Д.Л., Солдаткина Е.С. Система воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока // Известия вузов. Авиационная техника. 2015. № 4. С. 99–104.
15. Ганеев Ф.А., Солдаткин В.М. Ионно-меточный датчик аэродинамического угла и воздушной скорости с логометрическими информативными сигналами и интерполяционной схемой обработки // Известия вузов. Авиационная техника. 2010. № 3. С. 46–50.
16. Ганеев Ф.А. Синтез структуры и алгоритм преобразования времяпролетного ионно-меточного датчика воздушной скорости и угла атаки // Известия вузов. Авиационная техника. 2006. № 4. С. 53–56.

17. Панферов В.И., Тренин Н.А., Хаютин А.М. Авиационные приборы и пилотажно-навигационные комплексы: учеб. пособие: в 3 ч. Челябинск: Филиал ВУНЦ ВВС «ВВА», 2018. Ч. I. 145 с.

18. Панферов В.И., Панферов С.В., Хаютин А.М. Об особенностях определения высоты механическим высотомером и системой воздушных сигналов // Военный научно-практический вестник. 2020. № 1 (12). С. 46–52.

19. Об особенностях определения истинной воздушной скорости механическим указателем и системой воздушных сигналов / В.И. Панферов, С.В. Панферов, А.М. Хаютин, С.И. Черепанов // Военный научно-практический вестник. 2020. № 2 (13). С. 55–60.

References

1. Grishin I.A., Mikhalevich O.A. [The problem of measuring the altitude-speed parameters of the flight of a modern aircraft]. In: *Materialy Vserossiyskoy nauchno-prakticheskoy konferentsii "Innovatsionnyye tekhnologii v obrazovatel'nom protsesse"* [Proceedings of the All-Russian scientific and practical conference "Innovative technologies in the educational process"]. Krasnodar: Publishing house of the Krasnodar Higher Military Aviation School named after A.K. Serov; 2017. P. 66–71. (In Russ.)

2. Ponomarev A.I., Sorokin M.Yu. Integration of the measured altitude-speed performances in the system. *Automation of control processes*. 2021;2(64):18–22. (In Russ.) DOI: 10.35752/1991-2927-2021-2-64-18-22

3. Kornilov A.V. *Metody povysheniya tochnosti izmereniy znacheniy parametrov poleta letatel'nogo apparata rezervnoy sistemoy oriyentatsii: avtoref. dis. kand. tekhn. nauk* [Methods for improving the accuracy of measuring the values of the flight parameters of an aircraft with a backup attitude control system. Abstract of cand. sci. diss.]. St. Petersburg: NRU ITMO Publ.; 2013. 20 p. (In Russ.)

4. Oleinik A.I. [Algorithmic support of the information complex of the high-altitude-speed parameters of the aircraft flight]. *Aerospace instrument-making*. 2014;(10):22–27. (In Russ.)

5. Kharkov V.P. [Discrete-continuous algorithm for determining the altitude-speed parameters of an aircraft flight]. In: *Sbornik trudov XVI Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii "Innovatsionnyye, informatsionnyye i kommunikatsionnyye tekhnologii"* [Proceedings of the XVI International scientific and practical conference "Innovative, information and communication technologies"]. Moscow: Assotsiatsiya vypusnikov i sotrudnikov VVIA im. prof. Zhukovskogo; 2019. P. 330–333. (In Russ.)

6. Almazov V.V., Makarov N.N., Sorokin M.Yu. Assessment of aero metric systems characteristics. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra Rossiyskoy akademii nauk*. 2017;19(1(2)):385–390. (In Russ.)

7. Nikitin A.V., Soldatkin V.V., Soldatkin V.M. Improving the noise stability of measuring the altitude and speed parameters aboard a helicopter. *Russian Aeronautics*. 2016;59(4):587–594. DOI: 10.3103/S1068799816040231

8. Sudakov A.I., Gerashchenko V.V., Kotlyarov S.A. [Analysis of the problem of measuring the altitude and speed parameters of a helicopter]. *Reshetnevskiy chteniya: Materialy XXI Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii* [Reshetnev Readings: Proceedings of the XXI International scientific and practical conference]. Krasnoyarsk: Reshetnev Siberian State University of science and technology; 2017. Part 1. P. 470–471. (In Russ.)

9. Balashov M.P., Belov I.F., Buyko D.P., Kobzev V.I., Petunin A.N., Ponomarev L.F. [Research on the development of a system for determining the altitude and speed parameters of an aerospace aircraft]. *Uchenyye zapiski TSAGI* [Scientific notes of TsAGI]. 2002;XXXIII(1-2):120–128. (In Russ.)

10. Efimov I.P. *Aviatsionnyye pribory: uchebnoye posobiye* [Aviation devices: textbook]. Ulyanovsk: UISTU; 2018. 255 p.

11. Efremova E.S. [Construction, algorithms and estimation of the accuracy of the vortex system of air signals]. *Vestnik Kazanskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. A.N. Tupoleva*. 2015;71(5):129–135. (In Russ.)

12. Soldatkin V.M., Soldatkina E.S. Vortex sensor of aerodynamic angle and true airspeed. *Russian Aeronautics*. 2012;55(4):402–407. DOI: 10.3103/S1068799812040149

13. Efremova E.S., Soldatkin V.M. Theoretical foundations of building and errors of the air data system based on vortex method. *Izvestiya Tul'skogo gosudarstvennogo universiteta. Tekhnicheskoye nauki*. 2021;(10):192–199. (In Russ.) DOI: 10.24412/2071-6168-2021-10-192-199

14. Krylov D.L., Soldatkina E.S. System of air signals of aircraft with stationary non-protrusive flow receiver. *Russian Aeronautics*. 2015;58(4):466–471. DOI: 10.3103/S1068799815040182

15. Ganeev F.A., Soldatkin V.M. Ion-marking aerodynamic angle and airspeed sensor with logometric informative signals and interpolation processing scheme. *Russian Aeronautics*. 2010;53(3):312–319. DOI: 10.3103/S1068799810030116

16. Ganeyev F.A. Synthesis of a structure and a transformation algorithm for the aircraft time-of-flight ion-marking airspeed and angle-of-attack sensor. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsionnaya tekhnika*. 2006;(4):53–56. (In Russ.)

17. Panferov V.I., Trenin N.A., Hayutin A.M. *Aviatsionnyye pribory i pilotazhno-navigatsionnyye komplekсы: uchebnoye posobiye: v 3 ch. Ch.I.* [Aircraft instruments and flight-navigation complexes: A manual: in 3 parts. Part 1]. Chelyabinsk: Branch of VUZS VVS Air Force; 2018. 145 p. (In Russ.)

18. Panferov V.I., Panferov S.V., Hayutin A.M. On the peculiarities of determining the altitude by the mechanical altimeter and the system of air signals. *Voyenny nauchno-prakticheskiy vestnik*. 2020;1(12):46–52. (In Russ.)

19. Panferov V.I., Panferov S.V., Khayutin A.M., Cherepanov S.I. [On the features of determining the true airspeed by a mechanical indicator and a system of air signals]. *Voyenny nauchno-prakticheskiy vestnik*. 2020;2(13):55–60. (In Russ.)

Информация об авторах

Панферов Владимир Иванович, д-р техн. наук, проф., проф. кафедры информационно-аналитического обеспечения управления в социальных и экономических системах, Южно-Уральский государственный университет, Челябинск, Россия; проф. кафедры авиационных комплексов и конструкций летательных аппаратов, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», филиал в г. Челябинске, Челябинск, Россия; tgsiv@mail.ru.

Панферов Сергей Владимирович, канд. техн. наук, доц., доц. кафедры градостроительства, инженерных сетей и систем, Южно-Уральский государственный университет, Челябинск, Россия; panferovsv@susu.ru.

Хаяутин Андрей Михайлович, канд. техн. наук, заместитель начальника кафедры авиационных комплексов и конструкций летательных аппаратов, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», филиал в г. Челябинске, Челябинск, Россия.

Тренин Николай Александрович, канд. воен. наук, начальник кафедры авиационных комплексов и конструкций летательных аппаратов, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», филиал в г. Челябинске, Челябинск, Россия.

Information about the authors

Vladimir I. Panferov, Dr. Sci. (Eng.), Prof., Prof. of the Department of Information and Analytical management support in social and economic systems, South Ural State University, Chelyabinsk, Russia; Prof. of the Department of Aviation Complexes and Aircraft Structures, Military Educational and Scientific Centre of the Air Force N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy, Chelyabinsk branch, Chelyabinsk, Russia; tgsiv@mail.ru.

Sergey V. Panferov, Cand. Sci. (Eng.), Ass. Prof., Ass. Prof. of the Department of Urban Planning, Engineering Networks and Systems, South Ural State University, Chelyabinsk, Russia; panferovsv@susu.ru.

Andrey M. Hayutin, Cand. Sci. (Eng.), Deputy Head of the Department of Aviation Complexes and Aircraft Structures, Military Educational and Scientific Centre of the Air Force N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy, Chelyabinsk branch, Chelyabinsk, Russia.

Nikolai A. Trenin, Cand. Sci. (Military), Head of the Department of Aviation Complexes and Aircraft Structures, Military Educational and Scientific Centre of the Air Force N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy, Chelyabinsk branch, Chelyabinsk, Russia.

Статья поступила в редакцию 22.04.2022

The article was submitted 22.04.2022