

**С. Г. Пушков**, д-р техн. наук, гл. науч. сотр., pio9@lii.ru,  
ОАО "Летно-исследовательский институт им. М. М. Громова",  
**О. Н. Корсун**, д-р техн. наук, проф., marmotto@rambler.ru,  
ФГУП "Государственный НИИ авиационных систем",  
**А. А. Яцко**, ассистент кафедры, ur1098@yandex.ru,  
МГТУ им. Баумана

## Оценивание погрешностей определения индикаторной земной скорости в летных испытаниях авиационной техники с применением спутниковых навигационных систем<sup>1</sup>

*Рассмотрено решение задачи определения воздушной и индикаторной земной скоростей, используемое в технологии оценивания средств определения воздушных параметров (СВП) с применением спутниковых навигационных систем (СНС) при проведении испытаний воздушных судов (ВС) на неустановившихся режимах полета. Показаны основные источники погрешностей расчета скоростей, по результатам анализа получены оценки предельных значений погрешностей и сформулированы рекомендации по выполнению испытательных режимов.*

**Ключевые слова:** самолет, приемники воздушных давлений, аэродинамические погрешности, летные испытания

### Введение

В методологии летных испытаний авиационной техники значительное место занимают задачи определения действительных значений воздушных параметров. Методы их решения получили развитие с появлением и использованием в летных испытаниях спутниковых навигационных систем (СНС). В последние годы с применением СНС в ОАО "ЛИИ им. М. М. Громова" разработана и внедрена в практику испытаний воздушных судов технология оценивания бортовых средств определения воздушных параметров (СВП), позволявшая существенно повысить качество результатов летных испытаний.

В настоящей работе рассмотрено одно из частных решений задачи определения воздушной и индикаторной земной скоростей, используемое в технологии оценивания СВП с применением СНС при проведении испытаний на неустановившихся режимах полета.

Основные положения технологии в целом уже были изложены в работах [2—4, 6—11]. Представляемые результаты анализа поясняют алгоритмы расчета погрешностей определения скоростей, раскрывают факторы, влияющие на погрешности, и обосновывают условия эффективности метода. Изложенные результаты представляются важными при построении методик испытаний воздушных судов (ВС) на неустановившихся режимах полета.

<sup>1</sup> Работа выполнена при поддержке РФФИ, проект 12-08-00682.

### 1. Метод определения действительных значений воздушных параметров на неустановившихся режимах полета с использованием данных зондирования параметров атмосферы на режиме "горизонтальной площадки" в начале испытательного режима

В общем случае при проведении летных испытаний с применением траекторных измерений решение задачи определения характеристик бортовых СВП летательного аппарата (ЛА) на неустановившихся режимах полета основывается на определении (зондировании) параметров атмосферы, последующем расчете действительных значений воздушных параметров в испытательных режимах полета с использованием результатов зондирования и определении оцениваемых характеристик по результатам обработки серии подобных режимов.

При традиционном зондировании атмосферы с применением шаров-зондов, шаров-пилотов, самолета-зондирующего и т. д. основные сложности обусловлены пространственно-временными рассогласованиями между зондирующими и собственно испытательными режимами, которые вследствие изменчивости атмосферы снижают точность оценок главным образом ветровых характеристик.

При разработке технологии с применением СНС была поставлена задача максимального сокращения пространственно-временного интервала между зондированием параметров атмосферы и испытательным режимом полета. В результате проведенных исследований было получено решение, в ко-

тором граничные условия состояния атмосферы, включая вектор скорости ветра, определяются на режиме короткой "горизонтальной площадки" (ГП) без скольжения, выполняемой в начале испытательного режима. Отметим, что возможен другой подход [5], состоящий в оценивании скорости ветра на испытательном режиме методами идентификации, но он накладывает более жесткие требования на вид маневра вследствие необходимости выполнения условий идентифицируемости.

Полученные граничные условия состояния атмосферы, текущие значения траекторных параметров и параметров углового положения ЛА в пространстве обеспечивают полноту данных для определения действительных значений барометрической высоты, скорости, числа Маха, углов атаки и скольжения при выполнении испытательного режима.

В данной статье мы ограничимся вопросами определения воздушной и индикаторной земной скоростей как наиболее важных параметров для пилотирования ВС.

## 2. Погрешности метода определения действительных значений воздушной и индикаторной земной скоростей

Важным условием результативности рассматриваемого метода является проведение испытаний на неустановившихся режимах после испытаний на режимах горизонтального установившегося полета, в которых в полной мере определены и оценены систематические погрешности бортовых СВП в условиях зондирования.

Исключение систематических погрешностей бортовых измерений воздушных параметров позволяет минимизировать погрешности определения статического давления и температуры атмосферы, а также скорости ветра на высоте выполнения зондирующего режима. Алгоритмы расчета вектора скорости ветра в данном случае определяются следующими соотношениями:

- для числа  $M$  и воздушной скорости  $V$  [1]:

$$M = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[ \left( \frac{P_{H0}}{P_H} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}, \quad V = M \sqrt{kRT}; \quad (1)$$

- для проекций скорости ветра  $U_N, U_E$  в горизонтальной плоскости:

$$\begin{aligned} U_N &= W_N - V_T \cos \psi; \\ U_E &= W_E - V_T \sin \psi; \end{aligned} \quad (2)$$

где  $V_T = \sqrt{V^2 - W_y^2}$ .

В выражениях (1), (2):  $P_{H0}, P_H, T$  — полное давление набегающего потока, статическое давление и температура, которые рассчитываются по соответствующим бортовым измерениям с учетом систематических погрешностей восприятия и измерения в

условиях выполняемого режима зондирования на высоте  $h_{\text{зонд}}$ ;  $k$  — показатель адиабаты;  $R$  — удельная газовая постоянная;  $W_N, W_E$  и  $W_y$  — проекции путевой скорости и вертикальная скорость по данным измерений СНС;  $\psi$  — курсовой угол.

Необходимо отметить, что в выражениях (2) полагается, что угол вектора воздушной скорости в горизонтальной плоскости совпадает с курсовым углом  $\psi$  (полет без скольжения). Также не рассматривается определение вертикальной составляющей скорости ветра, поскольку ее значение в рассматриваемой задаче определения индикаторной земной скорости пренебрежимо мало. Полные решения для вектора скорости ветра было приведены в работах [5–7].

Если ветровые характеристики атмосферы ( $U_N, U_E$ ) в области полета ЛА известны, воздушная скорость  $V$  в любой момент движения определяется соотношением

$$V = \sqrt{(W_N - U_N)^2 + (W_E - U_E)^2 + W_y^2}. \quad (3)$$

Здесь  $W_N, W_E$  и  $W_y$  — текущие значения проекций путевой скорости и вертикальная скорость в испытательном режиме по данным измерений СНС.

При известном значении воздушной скорости  $V$  индикаторная  $V_i$  и индикаторная земная  $V_{i3}$  скорости в испытательном режиме определяются на основании следующих соотношений:

$$\begin{aligned} V_i &= a_0 \sqrt{\frac{2}{k-1} \left( \frac{P_H}{P_0} \right) \left[ \left( \frac{P_{\text{дин}}}{P_H} + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}; \\ V_{i3} &= a_0 \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[ \left( \frac{P_{\text{дин}}}{P_0} + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}, \end{aligned} \quad (4)$$

где  $P_{\text{дин}} = P_{H0} - P_H$  — динамическое давление;  $P_0, a_0$  — атмосферное давление и скорость звука на нулевой высоте.

Действительное значение статического давления  $P_H$  рассчитывается по граничным условиям: температуре  $T_{\text{зонд}}$ , давлению  $P_{H\text{зонд}}$ , геометрической высоте  $h_{\text{зонд}}$  в зондирующем режиме полета и текущей геометрической высоте полета  $h$  с использованием уравнений статики атмосферы и состояния идеального газа.

Температура  $T$  рассчитывается по значению  $T_{\text{зонд}}$  в зондирующем режиме на высоте  $h_{\text{зонд}}$  и текущему значению  $h$  с использованием градиентов изменения температуры в зависимости от высоты в условиях стандартной атмосферы.

Расчет действительного значения полного давления  $P_{H0}$  проводится по действительным значениям статического давления  $P_H$ , воздушной скорости  $V$  и температуре воздуха  $T$  в соответствии с выражениями (1).

Индикаторная скорость может быть также получена на основании следующего выражения [1]:

$$V_i = V \sqrt{\frac{T_0 P_H}{T_H P_0}}, \quad (5)$$

где  $T_0, P_0$  — значения температуры и давления на уровне моря в условиях стандартной атмосферы;  $T_H = T, P_H$  — значения температуры и давления на высоте полета самолета.

Воспользуемся выражением (5) для оценки погрешности определения индикаторной скорости  $\Delta V_i$ . На основании (5) для  $\Delta V_i$  будем иметь:

$$\Delta V_i = \sqrt{\frac{T_0 P_H}{T_H P_0} [(\Delta W)^2 + (\Delta U)^2]} + \frac{1}{4} \left[ \left( \frac{\Delta P_H}{P_H} \right)^2 + \left( \frac{\Delta T_H}{T_H} \right)^2 \right] V_i^2. \quad (6)$$

На рассматриваемых режимах обычно выполняется условие  $V_y/V < 0,1$ , что позволяет пренебречь составляющей погрешности, обусловленной измерениями вертикальной скорости движения  $V_y$ .

Для простоты представления  $\Delta V_i$  принято:

- $\Delta W = \Delta W_N = \Delta W_E$  — погрешность определения проекций путевой скорости;
- $\Delta U = \Delta U_N = \Delta U_E$  — погрешность определения проекций скорости ветра.

### 3. Количественные оценки предельных значений погрешностей и формирование рекомендаций по выполнению испытательных режимов

Найдем оценки предельных значений составляющих погрешности в формуле (6). Если в рамках технологии на предыдущем этапе испытаний в условиях горизонтального установившегося полета в полной мере определены систематические погрешности измерения параметров бортовыми системами, то остаточные значения погрешностей в режиме зондирования при использовании цифровых систем воздушных данных (типа СВС-85, СВС-96 или зарубежных аналогов) с учетом коррекции систематических погрешностей, как правило, могут быть оценены следующим образом:

$$\frac{\Delta P_H}{P_H} \leq 0,001, \quad \frac{\Delta T_H}{T_H} \leq 0,003.$$

При таких погрешностях измерений  $P_H, T_H$  вторая составляющая погрешности определения индикаторной скорости в выражении (6) будет одного порядка малости с погрешностью измерения проекций путевой скорости СНС ( $\Delta W = 0,1 \dots 0,2$  м/с), т. е. менее 1 км/ч. В случае небольшой продолжительности испытательного режима, выполняемого сразу после зондирующего, дополнительные погрешности определения текущих значений температуры и давления в испытательном режиме также будут незначительными.

Наиболее весомой в выражении (6) может быть составляющая, обусловленная погрешностью измерения скорости ветра. В связи с этим проведем более

подробный анализ влияния погрешности измерения составляющих скорости ветра на измерение воздушной скорости в испытательном режиме полета.

Пусть проекции скорости ветра определены с погрешностью  $\Delta U_N, \Delta U_E$ . Тогда исходя из соотношений (2), (3) при малых в сравнении с  $V$  значениях  $\Delta U_N, \Delta U_E, W_y$ , используя разложение в ряд Тейлора, получим следующее выражение для погрешности определения воздушной скорости в испытательном режиме, обусловленной погрешностями измерения проекций скорости ветра:

$$\Delta V = -(\Delta U_N \cos \psi + \Delta U_E \sin \psi) \times \left( 1 - \frac{W_y^2}{V^2} \right) + \frac{(\Delta U_N)^2 - (\Delta U_E)^2}{2V}, \quad (7)$$

где  $V$  и  $\psi$  — текущие значения модуля и угла направления воздушной скорости в горизонтальной плоскости при выполнении испытательного режима (при движении без скольжения  $\psi$  соответствует курсовому углу);  $V_{\Gamma}$  — горизонтальная составляющая воздушной скорости.

Из последнего выражения следует, что если мы каким-то независимым методом определили проекции скорости ветра  $U_N, U_E$ , то погрешность последующего расчета воздушной скорости на основании выражения (3) в первом приближении будет прямо пропорционально зависеть от значений погрешностей  $\Delta U_N, \Delta U_E$ .

Заметим, что при условиях неизменности вектора скорости ветра и направления воздушной скорости  $\psi$  погрешность  $\Delta V$ , вызванная погрешностями определения составляющих скорости ветра, в линейном приближении будет постоянной величиной на всем протяжении испытательного режима.

Соотношение между погрешностями  $\Delta V$  и  $\Delta U_N, \Delta U_E$  может кардинально измениться, если мы при расчете воздушной скорости будем использовать результаты определения проекций скорости ветра по данным зондирующего режима в начале испытательного режима исходя из выражений (1)–(3).

Положим, на стационарном участке горизонтального полета без скольжения (зондирующий режим) перед испытательным режимом определен курсовой угол  $\psi_1$ , воздушная скорость  $V_1$ , проекции путевой скорости  $W_{N1}, W_{E1}$  с соответствующими погрешностями  $\Delta \psi, \Delta V_1, \Delta W_{N1}, \Delta W_{E1}$ .

Тогда, пренебрегая погрешностью измерения проекций путевой скорости, на основании (2) можно получить оценку для погрешности определения проекций скорости ветра:

$$\Delta U_x = \sqrt{\cos^2 \psi_1 (\Delta V_1)^2 + V_1^2 \sin^2 \psi_1 (\Delta \psi)^2},$$

$$\Delta U_z = \sqrt{\sin^2 \psi_1 (\Delta V_1)^2 + V_1^2 \cos^2 \psi_1 (\Delta \psi)^2}. \quad (8)$$

При  $V_1 = 300$  км/ч,  $\Delta V_1 \leq 2$  км/ч,  $\Delta \psi \leq 0,4^\circ$  выражения (8) дают следующие значения погреш-

ностей определения проекций скорости ветра:  $\Delta U_x \leq 3$  км/ч,  $\Delta U_z \leq 3$  км/ч. Заданное здесь условие  $\Delta\psi \leq 0,4^\circ$  определяется значениями предельных инструментальных погрешностей измерения курсового угла современными инерциальными системами.

Показанные значения погрешности определения проекций скорости ветра выше, чем дает метод расчета по данным проходов противоположными курсами [2] при идеальном выполнении режимов и постоянстве ветровых характеристик. Следует также отметить, что погрешность определения проекций скорости ветра из соотношений (2) может быть еще больше, если не исключить возможное расхождение между курсовым углом и фактическим направлением воздушной скорости в зондирующем полете без скольжения за счет неидеальной симметрии ЛА.

В общем случае составляющая погрешности за счет неидеальной симметрии ЛА может иметь значение при определении проекций скорости ветра из соотношений (2) и подлежит определению, оценке при испытаниях ЛА на режимах ГП противоположными курсами [2]. Однако даже при достаточно большом значении погрешности  $\Delta\psi$  и, соответственно, грубом определении проекций скорости ветра в зондирующем режиме мы будем иметь сравнительно небольшую погрешность расчета воздушной скорости в испытательном режиме, если разница углов направления воздушной скорости в испытательном и зондирующем режимах будет небольшой. Это объясняется тем, что при небольшом изменении направления воздушной скорости в испытательном режиме приращение модуля воздушной скорости в первом приближении равно модулю изменения вектора путевой скорости. Таким образом, в данном случае при малых погрешностях измерения начальной скорости полета (в зондирующем режиме) и проекций путевой скорости погрешность расчета воздушной скорости в испытательном режиме будет также малой величиной.

В самом деле, при расчете воздушной скорости  $V$  в испытательном режиме из соотношения (3) и значений погрешностей  $\Delta V_1$ ,  $\Delta\psi$  в зондирующем режиме на основании (7) мы можем получить следующую оценку:

$$\Delta V \approx \Delta V_1 \cos(\psi - \psi_1) + V_1 \Delta\psi \sin(\psi - \psi_1) + \frac{(V_1 \Delta\psi)^2 + (\Delta V_1)^2}{2V}. \quad (9)$$

Здесь, как и в формуле (7),  $V$  и  $\psi$  — текущие значения модуля и угла направления воздушной скорости в испытательном режиме. В выражении (9) мы также пренебрегаем погрешностями измерений проекций путевой скорости и составляющей погрешности, обусловленной наличием вертикальной скорости.

Из выражения (9) следует, что составляющая погрешности, обусловленная погрешностью измерения курсового угла, будет минимальной в случае

выполнения испытательного режима без изменения направления воздушной скорости по отношению к зондирующему режиму полета. В общем случае движения вторая составляющая в соотношении (9) может быть заметной. Например, на режиме выража при  $\psi - \psi_1 = \pi/2$ ,  $V = 300$  км/ч значение погрешности  $\Delta V$  за счет погрешности измерения курсового угла при  $\Delta\psi = 0,4^\circ$  составит  $\Delta V \approx 2$  км/ч.

При расчетах воздушной скорости в случае испытаний ЛА на больших углах атаки в типовых режимах торможения с выводом самолета на большие углы атаки изменение курсового угла и направления воздушной скорости (в плоскости горизонта), как правило, не превышает  $0,1$  рад. На основании оценки (9) при погрешности измерения курсового угла  $\Delta\psi \leq 0,01$  рад соответствующая составляющая погрешности измерения воздушной скорости не будет превышать  $0,001 V_1$ . Суммарная погрешность  $\Delta V$  в данном случае с точностью до величины следующего порядка малости будет равна погрешности определения воздушной скорости в зондирующем режиме полета.

В соответствии с оценкой (9) на режиме торможения с выходом на большие углы атаки даже при достаточно большой погрешности  $\Delta\psi = 0,03$  рад ( $\approx 1,8^\circ$ ) при  $V_1 = 300$  км/ч и  $\psi - \psi_1 = 0,1$  рад погрешность вычисления скорости в испытательном режиме за счет погрешности  $\Delta\psi$  составит не более  $1$  км/ч, в то время как погрешность вычисления проекций скорости ветра в зондирующем режиме при заданных условиях будет доходить до  $9$  км/ч.

Из представленных оценок следует, что при рассмотрении испытательных режимов с небольшим изменением направления воздушной скорости погрешности расчета воздушной, индикаторной и индикаторной земной скоростей рассматриваемым методом будут главным образом определяться погрешностью определения начальной скорости в зондирующем режиме. Значение же этой погрешности с применением отработанной технологии испытаний на режимах горизонтально-го установившегося полета, как правило, не превышает  $2$  км/ч.

Таким образом, в задаче определения индикаторной земной скорости минимальные погрешности метода будут обеспечены при условии исключения инструментальных и аэродинамических погрешностей измерения давлений в зондирующем режиме, а также выполнения испытательного режима с небольшим изменением направления воздушной скорости.

Другим важным фактором является точность выполнения гипотезы о постоянстве вектора скорости ветра в пространственно-временном интервале выполнения зондирующего и испытательного режимов. Ясно, что гипотеза будет выполняться с большей вероятностью для коротких по времени испытательных режимов с небольшими изменениями высоты полета.

Результаты экспериментальных исследований и испытаний подтверждают максимальную результативность метода в случае рассмотрения таких режимов, как "торможение", "дача рулем высоты", "скольжение". Указанные режимы отвечают вышеизложенным требованиям и рассматриваются в качестве основных при построении методики испытаний на неустановившихся режимах полета.

### Заключение

1. По результатам анализа расчетных соотношений метода определения действительных значений воздушной и индикаторной земной скоростей предложены аналитические выражения для основных составляющих погрешностей.

2. На основе полученных выражений для погрешностей получены количественные оценки предельных значений основных составляющих погрешностей определения воздушной и индикаторной земной скоростей и сформированы рекомендации по выполнению в полете испытательных режимов, обеспечивающие минимизацию указанных погрешностей.

### Список литературы

1. **Ведров В. С., Тайц М. А.** Летные испытания самолетов. М.: Оборонгиз, 1951. С. 64—106.
2. **Пушков С. Г., Харин Е. Г., Кожурин В. Р., Захаров В. Г.** Технология определения аэродинамических погрешностей ПВД и воздушных параметров в летных испытаниях ЛА с использованием спутниковых средств траекторных измерений // Проблемы безопасности полетов. 2006. № 7. С. 8—26.
3. **Пушков С. Г., Харин Е. Г., Кожурин В. Р., Ловицкий Л. Л.** Эталонное измерение воздушных параметров с использованием спутниковых средств траекторных измерений в летных испытаниях воздушных судов // Авиакосмическое приборостроение. 2010. № 4. С. 5—9.
4. **Пушков С. Г., Харин Е. Г., Ловицкий Л. Л.** Технология определения воздушных параметров на больших углах атаки // Полет. 2010. № 6. С. 30—36.

5. **Корсун О. Н., Поплавский Б. К.** Оценивания систематических погрешностей бортовых измерений углов атаки и скольжения на основе интеграции данных спутниковой навигационной системы и идентификации скорости ветра // Теория и системы управления. 2011. № 1. С. 130—143.

6. **Пушков С. Г., Ловицкий Л. Л., Корсун О. Н.** Методы определения скорости ветра при проведении летных испытаний авиационной техники с применением спутниковых навигационных систем // Мехатроника, автоматизация, управление. 2013. № 9. С. 65—70.

7. **Пушков С. Г., Ловицкий Л. Л., Малахова И. В., Харин Е. Г., Кожурин В. Р., Горшкова О. Ю.** Патент на изобретение № 2396569 "Способ определения воздушных параметров в летных испытаниях летательного аппарата на больших углах атаки". Заявка № 2009122583/28 (031178) от 15.06.2009 г.

8. **Пушков С. Г., Ловицкий Л. Л., Малахова И. В., Харин Е. Г.** Патент на полезную модель № 99181 "Система определения характеристик бортовых средств измерения воздушных параметров и летно-технических характеристик летательного аппарата при проведении летных испытаний". 2010 г.

9. **Пушков С. Г., Горшкова О. Ю., Корсун О. Н.** Математические модели погрешностей бортовых измерений скорости и угла атаки на режимах посадки самолета // Мехатроника, автоматизация, управление. 2013. № 8. С. 66—70.

10. **Корсун О. Н.** Принципы параметрической идентификации математических моделей самолетов по данным летных испытаний // Мехатроника, автоматизация, управление. 2008. № 6. С. 2—7.

11. **Корсун О. Н., Лысюк О. П., Зиновьев А. В.** Оценивание погрешностей измерения скорости спутниковой навигационной системы движения летательных аппаратов с использованием информационной избыточности // Информационно-измерительные и управляющие системы. 2008. Т. 6. № 11. С. 77—82.

12. **SAE ARP920 Revision A, Design and installation of Pitot-static systems for transport aircraft.** USA, SAE, 1996, 48 p.

13. **FAA AC № 25-7A Flight test guide for certification of transport category airplanes.** USA, FAA, 1998, 459 p.

14. **AC-21-40(0), Measurement of airspeed in light aircraft — certification requirements.** Australia, Civil Aviation Safety Authority, 2005, 24 p.

15. **Wagner J. F., Wieneke T.** Integrating satellite and inertial navigation conventional and new fusion approaches // Control Engineering Practice. 2003. Vol. 11, Is. 5. P. 483—598.

16. **Chowdhary G., Jategaonkar R.** Aerodynamic parameter estimation from flight data applying extended and unscented Kalman filter // Aerospace Science and Technology. 2010. Vol. 14. P. 106—117.

## Estimation of Errors in Determination of the Ground Speed in the Aircraft Flight Tests with the Use of the Satellite Navigation Systems

**S. G. Pushkov**, nio9@lii.ru, Gromov Flight Research Institute, Zhukovsky, 140180, Russian Federation,  
**O. N. Korsun**, marmotto@rambler.ru, State Scientific Research Institute of Aviation Systems,  
Moscow, 125319, Russian Federation,  
**A. A. Yatsko**, up1098@yandex.ru, Bauman Moscow State Technical University Moscow,  
105005, Russian Federation

*Corresponding author: Korsun Oleg N., D. Sc., Professor, Head of Laboratory of Identification and Human-machine Interfaces, State Scientific Research Institute of Aviation Systems, Moscow, 125319, Russian Federation, E-mail: marmotto@rambler.ru*

The article presents a solution to the problem of determination of the air and ground velocities used in the technology of assessment of the air parameters' determination tools with the use of the satellite navigation systems when testing aircraft in unsteady flight conditions. The main factors of the speed calculation errors are presented; a metrological estimation of the suggested solution is calculated on the basis of the results of the analysis. In the flight testing methodology in aeronautics the questions of determination of the conventional true values of the air parameters play a significant role. The solutions to these questions evolved with the emergence of the satellite navigation systems and their usage in the flight tests. In recent years, with the use of the satellite navigation systems in Gromov Flight Research Institute the technology for assessment of the onboard air parameters' determination tools was developed and introduced into practice of the aircraft testing, which significantly improved the quality of the results of the flight tests. The article provides one particular solution to the problem of determination of the air and ground velocities used in the technology of assessment of the air parameters' determination tools with the use of the satellite navigation systems for testing aircraft in unsteady flight conditions. The main theses of the technology in general have already been presented in [2–4, 6–11]. The effectiveness of the suggested method was more than once demonstrated in the tests of the aircraft at high angles of attack. The presented results of the analysis explain the calculation algorithms and the factors of accuracy of the velocity determination, and justify the conditions of the method's efficiency. The results of the metrological assessment of the solution are important for development of the principles for assessment of the aircraft tests in unsteady flight conditions.

**Keywords:** aircraft, air pressure receivers, aerodynamic errors, flight tests.

**Acknowledgements:** This work was supported by the Russian Foundation for Basic Research, project no. 12-08-00682.

For citation:

Pushkov S. G., Korsun O. N., Yatsko A. A. Estimation of Errors in Determination of the Ground Speed in the Aircraft Flight Tests with the Use of the Satellite Navigation Systems, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2015, vol. 16, no 10, pp. 771–776.

DOI: 10.17587/mau/16.771-776

### References

1. Vedrov V. S., Tajc M. A. *Ljotnye ispytaniya samoljotov* (Flight Tests of Aircrafts), Moscow, Oborongiz, 1951, pp. 64–106 (in Russian).
2. Pushkov S. G., Harin E. G., Kozhurin V. R., Zaharov V. G. *Tekhnologiya opredeleniya aerodinamicheskikh pogreshnosti PVD i vozdušnykh parametrov v letnykh ispytaniyakh LA s ispol'zovaniem sputnikovyykh sredstv traektornykh izmerenii* (Flight Test Technology for Estimating Pitot Systems Aerodynamic Errors Using Satellite Navigation System Measurements), *Problemy Bezopasnosti Poletov*, 2006, no. 7, pp. 8–26 (in Russian).
3. Pushkov S. G., Harin E. G., Kozhurin V. R., Lovickij L. L. *Etalonnoe izmerenie vozdušnykh parametrov s ispol'zovaniem sputnikovyykh sredstv traektornykh izmerenii v letnykh ispytaniyakh vozdušnykh sudov* (Precise Measurements of Aircraft Air Parameters in Flight Tests Using Satellite Navigation System Measurements) *Aviakosmicheskoe Priborostroenie*, 2010, no. 4, pp. 5–9 (in Russian).
4. Pushkov S. G., Harin E. G., Lovickij L. L. *Tekhnologiya opredeleniya vozdušnykh parametrov na bol'shikh uglakh ataki* (Technology for Estimating Aircraft Air Parameters at High Angles of Attack), *Polet*, 2010, no. 6, pp. 30–36 (in Russian).
5. Korsun O. N., Poplavskii B. K. Estimation of Systematic Errors of Onboard Measurement of Angle of Attack and Sliding Angle Based on Integration of Data of Satellite Navigation System and Identification of Wind Velocity, *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2011, vol. 50, no. 1, pp. 130–143.
6. Pushkov S. G., Lovickij L. L., Korsun O. N. *Metody opredeleniya skorosti vetra pri provedenii ljotnykh ispytaniy aviacionnoj tehniky s primeneniem sputnikovyykh navigacionnykh sistem* (Wind Speed Determination Methods in Flight Tests Using Satellite Navigation System), *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2013, no. 9, pp. 65–70 (in Russian).
7. Pushkov S. G., Lovickij L. L., Malahova I. V., Harin E. G., Kozhurin V. R., Gorshkova O. Ju. Patent RU 2396569, 15.06.2009. (in Russian).
8. Pushkov S. G., Lovickij L. L., Malahova I. V., Harin E. G. Patent RU 99181, 2010. (in Russian).
9. Pushkov S. G., Gorshkova O. Ju., Korsun O. N. *Matematicheskie modeli pogreshnosti bortovykh izmerenii skorosti i ugla ataki na rezhimakh posadki samoleta* (Mathematical Models of Errors of On-board Measurements of Speed and Angle of Attack on Plane Landing Modes), *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2013, no. 8, pp. 66–70 (in Russian).
10. Korsun O. N. *Printsiipy parametricheskoi identifikatsii matematicheskikh modelei samoletov po dannym letnykh ispytaniy* (Principles for Aircraft Parameter Identification Using Flight Tests Data), *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2008, no. 6, pp. 2–7 (in Russian).
11. Korsun O. N., Lysjuk O. P., Zinov'ev A. V. *Otsenivanie pogreshnosti izmereniya skorosti sputnikovoi navigatsionnoi sistemy dvizheniya letatel'nykh apparatov s ispol'zovaniem informatsionnoi izbytochnosti* (Estimation of Satellite Navigation System Velocity Measurements Errors Using Integration of Information), *Informacionno-Izmeritel'nye i Upravljajushhie Sistemy*, 2008, vol. 6, no. 11, pp. 77–82 (in Russian).
12. SAE ARP920 Revision A, Design and installation of Pitot-static systems for transport aircraft, USA, SAE, 1996, 48 p.
13. FAA AC № 25-7A Flight test guide for certification of transport category airplanes, USA, FAA, 1998, 459 p.
14. AC-21-40(0), Measurement of airspeed in light aircraft — certification requirements, Australia, Civil Aviation Safety Authority, 2005, 24 p.
15. Wagner J. F., Wieneke T. Integrating satellite and inertial navigation conventional and new fusion approaches, *Control Engineering Practice*, 2003, vol. 11, is. 5, pp. 483–598.
16. Chowdhary G., Jategaonkar R. Aerodynamic parameter estimation from flight data applying extended and unscented Kalman filter, *Aerospace Science and Technology*, 2010, vol. 14, pp. 106–117.