

УДК: 629.051

**В.В. Конин, д.т.н.**  
**Т.И. Олевинская**

## **ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРИБОРНОЙ СКОРОСТИ САМОЛЕТА БЕЗ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ**

Национальный авиационный университет, [vkonin@mail.ru](mailto:vkonin@mail.ru), [olevinska-ans@yandex.ru](mailto:olevinska-ans@yandex.ru)

*Рассмотрен способ определения приборной воздушной скорости летательного аппарата при отказе системы воздушных сигналов с использованием данных от спутниковой навигационной системы, магнитного компаса и метеорологического прогноза. Приводится анализ погрешности. Результаты анализа сравниваются с экспериментальными данными, и делается вывод о возможности применения предложенного способа.*

**Ключевые слова:** приборная скорость, воздушная скорость, спутниковая навигационная система, навигационный треугольник скоростей

### **Постановка проблемы**

Во время полета летательного аппарата (ЛА) проводится непрерывное измерение трех видов горизонтальных скоростей: путевой (скорости относительно земной поверхности), истинной воздушной и приборной. Первые две используются в целях навигации, приборная – для пилотирования ЛА. Именно от того, выдержана ли приборная скорость в допустимых для данного самолета границах, зависит безопасность полета. При превышении указанного в руководстве по летной эксплуатации (РЛЭ) ЛА приборной скорости наступает разрушение конструкции самолета, а при снижении приборной скорости до критического значения происходит сваливание – неуправляемое движение самолета, вызванное нарушением нормальных условий обтекания крыла. Именно поэтому на всем протяжении полета крайне важно правильное определение приборной скорости.

В настоящее время приборная скорость определяется аэродинамическим методом - при помощи системы воздушных сигналов, датчиками которой являются приемники статического и полного давления (последние еще называются трубками Пито). Разность полного и статического давления называется скоростным напором, и эта величина входит в формулу для определения приборной скорости полета. Система воздушных сигналов (СВС) – это программно-аппаратная система, предназначенная для измерения и вычисления данных о высотно-скоростных и некоторых других параметрах. Так, при помощи СВС экипаж получает информацию о температуре наружного воздуха, барометрической высоте полета, полном и динамическом воздушном давлении, углах атаки и скольжения, числе Маха, воздушной скорости (как истинной, так и приборной) и т.д. Одним из ключевых составляющих элементов СВС является приемник воздушного давления (ПВД) - устройство отбора сигналов атмосферного давления для подачи их в системы статического и динамического давления, а также на ряд электрических датчиков систем отображения полётной информации, в автоматику двигателей и целый ряд других систем самолёта. При благоприятных условиях ПВД обеспечивает экипаж точными и постоянно обновляемыми данными, однако его существенным недостатком является зависимость от погодных условий. С увеличением высоты и снижением температуры воздуха возрастает вероятность обледенения трубок Пито, которые находятся снаружи ЛА. История гражданской авиации насчитывает целый ряд авиакатастроф, основной причиной которых был назван выход из строя приемников воздушного давления и, как следствие, невозможность выдержать безопасную приборную скорость.

### **Анализ исследований и публикаций**

Результаты исследований, посвященных аварийному определению приборной скорости самолета, воплощены в указаниях членам летных экипажей современных гражданских самолетов. Как правило, в случае недостоверных показаний указателей скорости используется таблица соотношения тяги (оборотов двигателей) и тангажа. Во время испытаний самолета опытным путем устанавливается соотношение тяги и тангажа для каждого из интервалов веса самолета при оптимальной приборной скорости. Таким образом, зная вес ЛА и выдерживая требуемые значения тяги и тангажа, экипаж может удерживать приборную скорость в допустимом интервале, однако точная формула расчетов в РЛЭ не приводится.

### **Формулирование целей статьи**

Целью данной статьи является обоснование возможности находить приборную скорость ЛА на основании измерения путевой скорости с использованием приемника GNSS, а также прогностических данных о метеоусловиях.

### Изложение основного материала

Путевая, истинная воздушная и истинная приборная скорости взаимосвязаны и могут быть найдены друг из друга. В нашем случае за основу взята путевая скорость, из которой с использованием навигационного треугольника скоростей найдена истинная воздушная скорость, которая затем с учетом разности давлений у земли и на высоте полета пересчитана в приборную. На большинстве современных самолетов путевая скорость измеряется при помощи инерциальной навигационной системы с коррекцией по GPS. Однако определение скорости исключительно по сигналам спутниковой навигационной системы происходит с достаточной точностью, что теоретически позволяет использовать этот метод как основной.

Приемники пользователей позволяют в каждый момент времени при наличии в поле зрения как минимум 4 спутников GPS определить три координаты местонахождения пользователя – широту, долготу и высоту [1]. Скорость перемещения объекта относительно земной поверхности определяется путем деления пройденного пути на затраченное на этот путь время. Большинство приемников GPS обновляют данные с частотой 1 раз в секунду (хотя есть приемники с частотой обновления от 0,1 до 100), соответственно, два последовательных замера производятся с разницей в одну секунду. Спутниковая навигационная система позволяет определить как горизонтальную, так и вертикальную составляющую скорости. Точность измерения координат по GPS – от нескольких метров до нескольких десятков метров. Повысить точность определения местоположения позволяют различные дифференциальные системы, а также контроль целостности измерительной аппаратуры.

### Определение истинной воздушной скорости из навигационного треугольника скоростей

При отказе системы воздушных сигналов для определения истинной и приборной воздушной скорости воспользуемся уравнением треугольника скоростей, данными из метеосводок, выполним расчеты и сопоставим полученные результаты с экспериментом.

Навигационный треугольник скоростей изображен на рис.1 [2]:

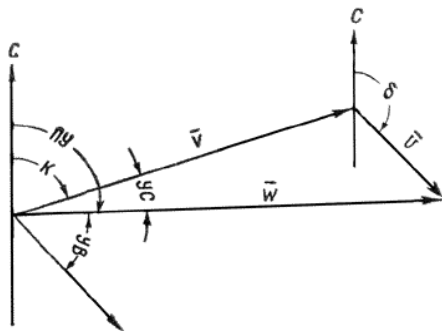


Рис.1 – Навигационный треугольник скоростей

Здесь:  $\vec{W}$  – вектор путевой скорости, направление которого определяется путевым углом (на рисунке обозначен как ПУ), а величина – значением путевой скорости.

$\vec{V}$  – вектор воздушной скорости. Величина его определяется воздушной скоростью ЛА, а направление – курсом (на рисунке обозначен как К).

$\vec{U}$  – вектор скорости ветра, направление и величина которого определяются соответственно направлением (на рисунке обозначено как  $\delta$ ) и скоростью ветра (скоростью перемещения воздушных масс относительно земной поверхности). Другие обозначения на рисунке 1: С – северное направление меридиана; УВ – угол ветра; УС – угол сноса.

Аналитическим способом навигационный треугольник скоростей решается по формулам:  $UB = \delta - ПУ$ ;  $\sin(UC) = (U \cdot \sin(UB)) / V$ ;  $K = ПУ - УС$ ;  $W = V \cos(UC) + U \cos(UB)$ . Из последней формулы находим формулу для определения истинной воздушной скорости:

$$V = \frac{W - U \cos(UB)}{\cos(UC)} \quad (1)$$

Элементы правой стороны уравнения находятся следующим образом:

W – путевая скорость. Определяется по показаниям инерциальной навигационной системы и/или GPS. U (скорость ветра) определяется по метеосводкам, которые предоставляет агентство SITA [3], по картам погоды Jerresen или по показаниям метеозондов [4].

УВ (угол ветра) также берется из сводок SITA, но с учетом того, что SITA предоставляет направление метеорологического ветра, а для расчета нужен навигационный ветер. Пересчет метеорологического ветра в навигационный производится по формуле:  $НВ = МВ \pm 180^0$ . Знак «+» берется в случае, если МВ меньше  $180^0$ , знак «-» - если МВ больше  $180^0$ . Навигационный ветер обозначен на рис.1 как  $\delta$ . Угол ветра мы находим по формуле:  $УВ = \delta - ПУ = НВ - ПУ$ . УС (угол сноса) определяется как угол между путевым углом и курсом. Путевой угол также определяется по GPS, а курс – по магнитному компасу, показания которого не зависят от ПВД.

### Пересчет истинной воздушной скорости в приборную с учетом плотности воздуха

Около земли истинная и приборная воздушные скорости будут практически равны. С увеличением высоты разность между приборной и истинной скоростью начинает увеличиваться, и на высоте 10000 метров эти величины могут отличаться в 1,5-2 раза, то есть, при той же приборной скорости показатели истинной существенно возрастают. Истинную скорость можно пересчитать в приборную по формуле [5]:

$$V_{np} = \frac{V_{ист}}{\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}}, \quad (2)$$

где  $V_{np}$  – приборная скорость,  $V_{ист}$  – истинная воздушная скорость ( $V$  в формуле (1)),  $\rho_0$  – плотность воздуха у поверхности земли,  $\rho_H$  – плотность воздуха на заданной высоте полета. Плотность воздуха определяется по формуле [2]:

$$\rho = 0,0473 \frac{B}{T}, \quad (3)$$

где  $B$  – атмосферное давление в мм.рт.ст,  $T$  – температура в градусах Кельвина.

Температура в градусах Цельсия и давление у земли определяются по сводке METAR [7], температура на заданной высоте – из сводки SITA [3]. Сложность заключается в определении давления на высоте полета. Упрощенно можно полагать, что с подъемом на каждые 100 метров высоты давление падает на 10 мм.рт.ст (для небольших высот), и пользоваться таблицами стандартного давления – для высоты свыше 3000 метров. В таком случае расчеты будут выполняться для идеальных условий, без учета атмосферных возмущений. Для повышения точности можно использовать прогностические карты изобарических поверхностей.

### Пример пересчета путевой скорости ЛА в приборную

Для примера использовались данные, полученные во время рейса ЛА А-320 в сентябре 2013 года. За два часа до начала рейса была получена сводка SITA [3], фрагмент которой приведен на рис. 2:

|                  |                  |                  |
|------------------|------------------|------------------|
| SENAR            | ETP1             | METAR            |
| FL350 352/37 M54 | FL350 357/36 M52 | FL350 357/36 M52 |
| FL370 354/38 M52 | FL370 358/28 M51 | FL370 358/28 M51 |
| FL390 356/23 M50 | FL390 008/22 M49 | FL390 008/22 M49 |
| SANUL            | KTL              | ODOMI            |
| FL350 005/29 M50 | FL350 028/18 M48 | FL350 033/16 M48 |
| FL370 006/24 M49 | FL370 022/16 M48 | FL370 025/15 M47 |
| FL390 008/19 M48 | FL390 015/15 M47 | FL390 017/14 M47 |
| ADISA            | SONIB            | BUKET            |
| FL350 041/15 M48 | FL350 069/11 M49 | FL350 143/15 M49 |
| FL370 032/13 M48 | FL370 061/9 M48  | FL370 147/12 M48 |
| FL390 023/11 M47 | FL390 051/7 M47  | FL390 152/10 M47 |

Из рис. 2 следует, что метеопрогноз для точки SANUL таков: на эшелоне FL350 (высота 35000 футов или 10660 м) метеорологическое направление ветра 5 градусов, скорость ветра – 29 узлов, температура воздуха – минус 50 градусов по Цельсию. Согласно данным METAR, атмосферное давление на уровне моря составляло 760 мм.рт.ст, температура у земли - +3 градуса по Цельсию.

Рис.2 – Фрагмент прогноза агентства SITA



Рис.3 – Фактические показания приборов

Во время пролета над точкой SANUL фактические показания приборов самолета были следующие (рис.3):

В левом верхнем углу навигационного дисплея – показания путевой скорости (GS), измеренные инерциальной системой с коррекцией по GPS, – 434 узла. Следующая строка – фактические параметры ветра, 10 градусов и 26 узлов (расхождения с прогнозом SITA незначительные). В целях эксперимента будем полагать, что у нас нет этих данных, и использовать прогностические значения. Под параметрами ветра находится шкала курса: фактический курс обозначен вертикальной риской и составляет в момент съемки 59 градусов. Путевой угол обозначен зеленым ромбом на той же шкале и составляет 62 градуса. Соответственно, угол сноса

составляет:  $УС=ПУ-К=62-59 = 3$  градуса. Расчетное навигационное направление ветра составляет 185 градусов ( $5+180$ ). Угол ветра (УВ) равен:  $УВ = 185-62=123$  градуса.

По формуле (1) вычислим истинную воздушную скорость:

$$V_{ист} = \frac{434 - 29 \cos(123^{\circ})}{\cos(3^{\circ})} = \frac{434 + 15,79}{0,9986} = 450,05$$

Вычисленная воздушная скорость составляет приблизительно 450 узлов. Значение фактической воздушной скорости, измеренной с помощью ПВД, составляет 446 узлов (на навигационном дисплее справа от путевой скорости). Погрешность составила 4 узла.

Следующий этап – вычисление приборной скорости полета. Рассчитаем плотность воздуха у земли. Исходные данные таковы: температура воздуха:  $t = 3^{\circ}C = 274,15K$ ; давление:  $B = 760$  мм.рт.ст.  $\rho_0 = 0,0473 \frac{760}{276,15} = 0,13065$ . Рассчитаем приблизительную плотность воздуха на эшелоне полета.

Исходные данные: температура:  $t = -50^{\circ}C = 223,15K$ , давление (согласно таблице распределения давления по высотам):  $B = 185,47$  мм.рт.ст.  $\rho_H = 0,0473 \frac{185,47}{223,15} = 0,03925$ . Приборная скорость будет равна:

$$V_{пр} = \frac{450}{\sqrt{\frac{0,13065}{0,03925}}} = \frac{450}{1,82} = 247,25$$

Таким образом, значение приборной скорости, рассчитанное по предложенным формулам, составило 247,25 узлов. Как следует из рис. 3, значение приборной скорости, измеренное при помощи ПВД, составило около 259 узлов, что можно увидеть на приборе, носящем название Primary Flight Display, в правой части рис. 3. Разница между расчетными данными, полученными по выражениям (1) - (3), и экспериментальными данными, полученными из системы воздушных сигналов, составили 12 узлов. Аналогичным образом было проведено еще несколько экспериментов в период с сентября по ноябрь 2013 года. Полученные расхождения расчетных и экспериментальных данных определения приборной скорости полета не превышали 16 узлов. Допустимая погрешность: для ВС А-320 скорость сваливания составляет 185 узлов. Максимальная безопасная скорость – 350 узлов [6]. Безопасный промежуток скорости:  $350 - 185 = 165$  узлов. При использовании приведенного выше метода вычисления воздушной скорости экипаж должен выдерживать скорость около 276 узлов, и тогда допустимая погрешность в каждую сторону составит 82 узла.

## Выводы

Проведенный эксперимент и анализ его результатов показал, что погрешность метода определения приборной скорости полета на основании данных от спутниковой навигационной системы, магнитного компаса и метеорологического прогноза существенно меньше теоретически допустимой погрешности. Таким образом, можно сделать вывод, что предложенный метод обеспечивает безопасность полета при отказе системы воздушных сигналов. Для повышения точности расчетов можно вместо таблицы распределения давления по высотам использовать карты изобарических поверхностей, составленные метеорологическими службами для конкретной местности в определенный момент времени.

## Список литературных источников

1. Конин В.В. Системы спутниковой радионавигации [Текст]/ Конин В.В, Харченко В.П. –Киев: Холтех, 2010. - 509с.
2. Черный М.А. Самолетовождение [Текст]/Черный М.А, Кораблин В.И. - Москва: Транспорт, 1973. - 368с.
3. Электронный ресурс: <http://www.sita.aero/>
4. Богаткин О.Г. Авиационная метеорология [Текст]/Богаткин О.Г. СПб.: Изд: РГГМУ, 2005. – 328 с.
5. Ed Williams. Aviation formulary V1.46. Электронный ресурс: [www.williams.best.vmh.net](http://www.williams.best.vmh.net)
6. A-320 flight crew operation manual.
7. Заболотников Г.В. Использование международных авиационных метеорологических кодов METAR (SPECI) и TAF [Текст]/ Заболотников Г.В., Веселкин М.Г. – Санкт-Петербург, 2006. – 33 с.