

УДК: 629.7.014.6

Добровольский Д. В.
ДП «Антонов», м.Київ

ПРИЗНАК НЕДОСТОВЕРНОСТИ ИНДИКАТОРНОЙ СКОРОСТИ ПОЛЕТА

Предложен критерий достоверности индикаторной скорости полета, позволяющий идентифицировать одновременный отказ всех датчиков скорости. Выполнено моделирование отказа датчиков скорости средне – магистрального самолета

Ключевые слова: автоматизация, отказ датчика скорости, неконтролируемый разгон, датчик углов атаки, предотвращение катастрофической ситуации

ВВЕДЕНИЕ

До недавнего времени потребность в создании автоматизированного критерия отказа датчиков скорости не была особенно актуальна. В первую очередь это было связано с низким уровнем автоматизации самолетов. Когда недостоверная информация о скорости, прежде всего оказывала влияние на летчика, и затрудняла пилотирование, с использованием «доли здравого смысла» отказ мог быть своевременно распознан, и предприняты своевременные действия по его парированию. Но, к сожалению, повышение степени автоматизации систем управления, наряду с повышением комфорта пилотирования, также принесло и новые проблемы. Отказ приемников воздушного давления (ПВД), обычно используемых в качестве датчиков скорости, при высокой степени автоматизации может привести к летальным последствиям ранее, чем он будет идентифицирован.

ВЕРОЯТНОСТЬ ВОЗНИКНОВЕНИЯ ОТКАЗА ДАТЧИКОВ СКОРОСТИ

Опыт эксплуатации воздушных судов показывает, что возможны как временные, так и постоянные отказы датчиков скорости. По данным, собранным фирмой Airbus [5], обычно случаи недостоверных показаний датчиков скорости, проявившиеся на малой высоте, являются постоянными (засорение ПВД вследствие ливневого дождя, сильного обледенения, пылевых облаков, вулканического пепла, насекомых, посторонних предметов, и даже просто не снятых заглушек ПВД);

Недостоверные показания датчиков скорости, возникшие на большой высоте, как правило, выше FL250, являются временным явлением, и обычно происходят в результате засорения приемников воздушного давления водой или льдом в особых метеорологических условиях. Опыт эксплуатации показывает, что такое засорение обычно исчезает через несколько минут, и работа датчиков скорости восстанавливается.

В литературе [3, 4], приведены результаты исследований влияния характера и степени обледенения ПВД на значение индикаторной скорости.

В наиболее распространенных случаях обледенения (на высотах до 5000 м, при температуре 0...-30⁰) входное отверстие ПВД уменьшается по мере нарастания льда, при этом значение индикаторной скорости уменьшается незначительно. Когда площадь входного отверстия становится одного порядка с площадью дренажных отверстий, происходит резкое уменьшение динамического давления в камере ПВД, вследствие чего значение индикаторной скорости резко падает.

Менее распространенный, однако, тем не менее, вероятный характер обледенения ПВД, это так называемое «забивание» ПВД льдом при попадании в кристаллические ледовые облака. Данное явление происходит при температурах до -40...-50⁰ – более низких, чем температуры, на которые рассчитаны обогреватели ПВД. В этом случае значение индикаторной скорости падает мгновенно.

ПОСЛЕДСТВИЯ ОТКАЗА ДАТЧИКОВ СКОРОСТИ

Последствия полного отказа датчиков скорости, по степени тяжести, различаются в зависимости от конструктивных особенностей самолета, а также особенностей его системы управления.

Если для самолета с механической проводкой управления, временное исчезновение показаний скорости, как правило, квалифицируется как сложная ситуация, то самолета с высокой степенью автоматизации некорректный сигнал скорости приводит к более серьезным последствиям. Связано это с тем, что многие современные электродистанционные системы управления используют сигнал индикаторной скорости, и ложное, даже нулевое значение скорости воспринимают как истинное.

Для современного самолета, имеющего высокий уровень автоматизации и использующего в системе управления значение индикаторной скорости, при наличии включенного автопилота неконтролируемый отказ датчиков скорости может сопровождаться непредсказуемыми маневрами (в автопилоте обычно используются значения индикаторной скорости), увеличением колебательности самолета, произвольным уводом тангажа и режима двигателя. Однако, самое опасное

то, что вследствие ложных значений скорости возможен переход системы управления на большие значения передаточных чисел. В этом случае эффективность управления становится чрезмерной и возможно разрушение вследствие больших отклонений рулей на большой скорости.

Несмотря на то, что по данным Airbus отказ на большой высоте (и соответственно в крейсерской конфигурации) длится всего лишь несколько минут, именно за эти несколько минут ситуация может стать катастрофической.

В качестве примера можно привести катастрофу Airbus A320-203 F-GZCP, выполнявшего рейс по маршруту Рио-де-Жанейро – Париж в ночь с 31.05.2009 на 1.06.2009. Попадание в кучево-дождевые облака мощного вертикального развития на эшелоне FL350, обусловило, во-первых, отказ всех приемников воздушного давления вследствие обледенения, с которым не смог справиться обогрев, во-вторых, за счет значительной турбулентности – выход на большие углы атаки, соответствующие “вторым” режимам полета, на которых существенно возростала тяга, потребная для горизонтального полета.

Существуют и другие примеры, не менее трагичные. Так, причиной катастрофы самолета Ан-148 RA-61 704 11.03.2018 также является невключение обогрева ПВД, приведшее к их обмерзанию и потере информации о скорости.

Указанные факты наглядно иллюстрируют потребность в создании автоматизированного признака отказа датчиков скорости, позволяющего во – первых переключить систему управления в резервный режим без использования сигнала скорости, во-вторых индицировать пилотам сообщение об отказе.

РАСПОЗНАВАНИЕ ОТКАЗА ДАТЧИКОВ СКОРОСТИ

До недавнего времени не существовало строгих требований по введению в летную документацию рекомендаций, по выполнению полетов при полном отсутствии информации о скорости. Поэтому мнения по этому вопросу у различных разработчиков отличаются. В зависимости от своего видения ситуации кто-то из разработчиков приводит рекомендации по безопасному завершению полета, а кто-то - что подобный отказ практически невероятен вследствие многократного резервирования. Последнее утверждение не выдерживает критики, так как ПВД расположены на самолете весьма близко и соответственно одновременно попадают в идентичные метеоусловия.

Как правило, в настоящее время, отказ датчиков скорости идентифицируется в случае критического рассогласования между показаниями скорости различных датчиков. Однако, данный подход неприменим в случае одновременного отказа всех датчиков, например, в случае попадания в облако вулканического пепла, или в зону интенсивных переохлажденных осадков.

В случае полного отказа всех датчиков скорости, первым требованием, как правило, является отключение автопилота, и автомата тяги. Кроме того, в QRH (quick reference handbook) – книгу отказных ситуаций, включен список систем и сигналов, которые без информации о индикаторной скорости работают не корректно, а также рекомендации об ограничении маневрирования. В случае необходимости, производится переключение системы управления в режим, не использующий значения индикаторной скорости.

Тем не менее, в настоящее время не существуют единые стандартные признаки, позволяющие четко идентифицировать не сигнализируемый отказ всех датчиков скорости.

Так, например, на самолетах Airbus включение резервного режима „Backup speed scale” (замена на дисплее шкалы скоростей шкалой углов атаки) производится только в случае ручного выключения пилотом всех ADR (Air Data Reference).

ПРИЗНАК НЕДОСТОВЕРНОСТИ ИНДИКАТОРНОЙ СКОРОСТИ

Основная идея предлагаемого признака достоверности индикаторной скорости – несоответствие между значениями текущей индикаторной скорости и текущего угла атаки.

$$\sigma(V_{ин}) = 0 \text{ при } \begin{cases} V_{ID} \leq V_{\epsilon} \\ \alpha < \alpha_{\epsilon} \end{cases} \quad (1)$$

здесь:

$\sigma(V_{ин})$ – признак достоверности индикаторной скорости;

при $\sigma(V_{ин}) = 1$ скорость достоверная;

при $\sigma(V_{ин}) = 0$ скорость не достоверная;

$V_{ин}$ – текущее значение измеренной индикаторной скорости;

V_{ϵ} - контрольное значение индикаторной скорости;

α - текущее значение угла атаки;

α_{ϵ} - контрольное значение угла атаки;

Типичная для среднемагистрального самолета, зависимость крейсерских полетных углов атаки от скорости, полетного веса и числа M , представлена на рис. 1. С точки зрения безопасности наиболее критичным является отказ датчиков скорости на больших полетных массах, при полетных числах M близких к M_{MO} . Значение $V(\alpha_{\dot{a}i}, M_{\dot{a}i})$ является минимальным допустимым значением скорости при текущем полетном M и весе. Его достижение вызовет почти рефлекторную реакцию пилота по уменьшению угла тангажа с целью увеличения скорости ($\alpha_{\dot{a}i}$ - максимально допустимый угол атаки; M_{MO} - максимальное число M , допустимое в эксплуатации). Аэродинамическое качество на данном режиме достаточно высоко. Связано это с тем, что стратегической задачей аэродинамического проектирования самолета

транспортної категорії являється досягнення максимального крейсерського качества при максимальном крейсерском числе M .

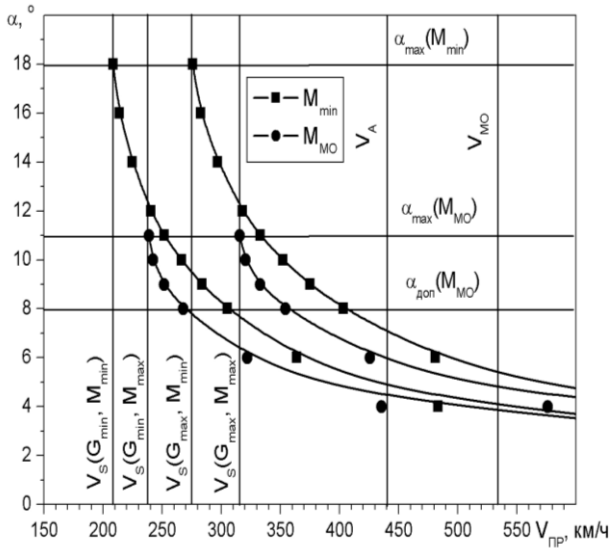


Рис.1 - Средний магистральный самолет. Зависимость $\alpha = f(G, M)$

Высокое качество в сочетании с большой полетной массой, в случае отказа датчиков скорости может вызвать интенсивный неконтролируемый разгон до скорости более V_A . (V_A – максимальная индикаторная скорость, при достижении которой допускается полное отклонение рулей из условия прочности).

Исходя из приведенных соображений, значение $\alpha_{\hat{E}}$ принято:

$$\alpha_K = \alpha_{don}(M_{MO}) \tag{2}$$

В качестве V_K принято минимально возможное в полете значение индикаторной скорости –

$$V_K = V_S(V_{min}, G_{min}) \tag{3}$$

скорость V_S – скорость сваливания при минимальной полетной массе и минимальном числе M (рис.1). Уменьшение разницы между $V_{\hat{E}}$ и $V(\alpha_{\hat{E}})$ увеличивает чувствительность признака, но вместе с тем увеличивает вероятность ложного срабатывания, вследствие зашумленности сигнала α

Также изначально рассматривалось введение в алгоритм дополнительного члена, учитывающего влияние перегрузки на изменение угла атаки, однако в ходе отработки эта идея не получила дальнейшего развития. У самолетов транспортной категории значения вертикальной перегрузки относительно невелики, а вот шум датчиков перегрузки периодически вызывал ложное

срабатывание алгоритма. На рис.2 представлены результаты моделирования полного отказа датчика скорости.

Как видно из записи, время срабатывания признака 7 сек – несколько более расчетного. Связано это прежде всего с колебаниями датчика угла атаки, вследствие чего для выполнения условия (1) в течении времени, большего чем период опроса датчиков, фактически необходим больший временной период.

ПРЕДОТВРАЩЕНИЕ ЛОЖНОГО СРАБАТЫВАНИЯ ПРИЗНАКА

При формировании признака отказа предпочтение отдается информации от датчика угла атаки. Связано это с тем, что последствия ложного срабатывания признака (переход на резервный закон управления, и резервную методику пилотирования) не сравнимы с разрушением самолета при неконтролируемом увеличении скорости.

Кроме того, датчик углов атаки (флюгарка) имеет большую степень надежности, чем ПВД. Даже в случае отказа обогрева флюгарки, она потеряет подвижность только в случае значительных ледовых отложений в зоне ее установки.

Тем не менее, существуют способы уменьшения вероятности ложного срабатывания (или не срабатывания) признака.

Во-первых это фильтрация сигнала датчиков угла атаки. Характерная форма флюгарок обуславливает их колебания и значительную ремнанту (шумовую составляющую). В качестве фильтра можно рекомендовать аperiodическое звено с константой, подобранной в зависимости от характеристик сигнала.

Во-вторых, это принятие в качестве дополнительного критерия минимального времени выполнения условия (1). Вместе с тем, это время не должно позволять разогнаться самолету до опасных скоростей. При моделировании данного работы признака, опытным путем было получено время, соответствующее полупериоду длиннопериодического движения самолета.

ВЫВОДЫ

Внедрение данного признака позволит повысить безопасность полетов путем предотвращения выхода самолетов на нерасчетные режимы, в случае отказа датчиков скорости, и отсутствия ее индикации.

При практической реализации данного признака необходима подборка параметров фильтрации и времени срабатывания признака, в зависимости от динамических характеристик конкретного типа самолета и параметров его датчиков.

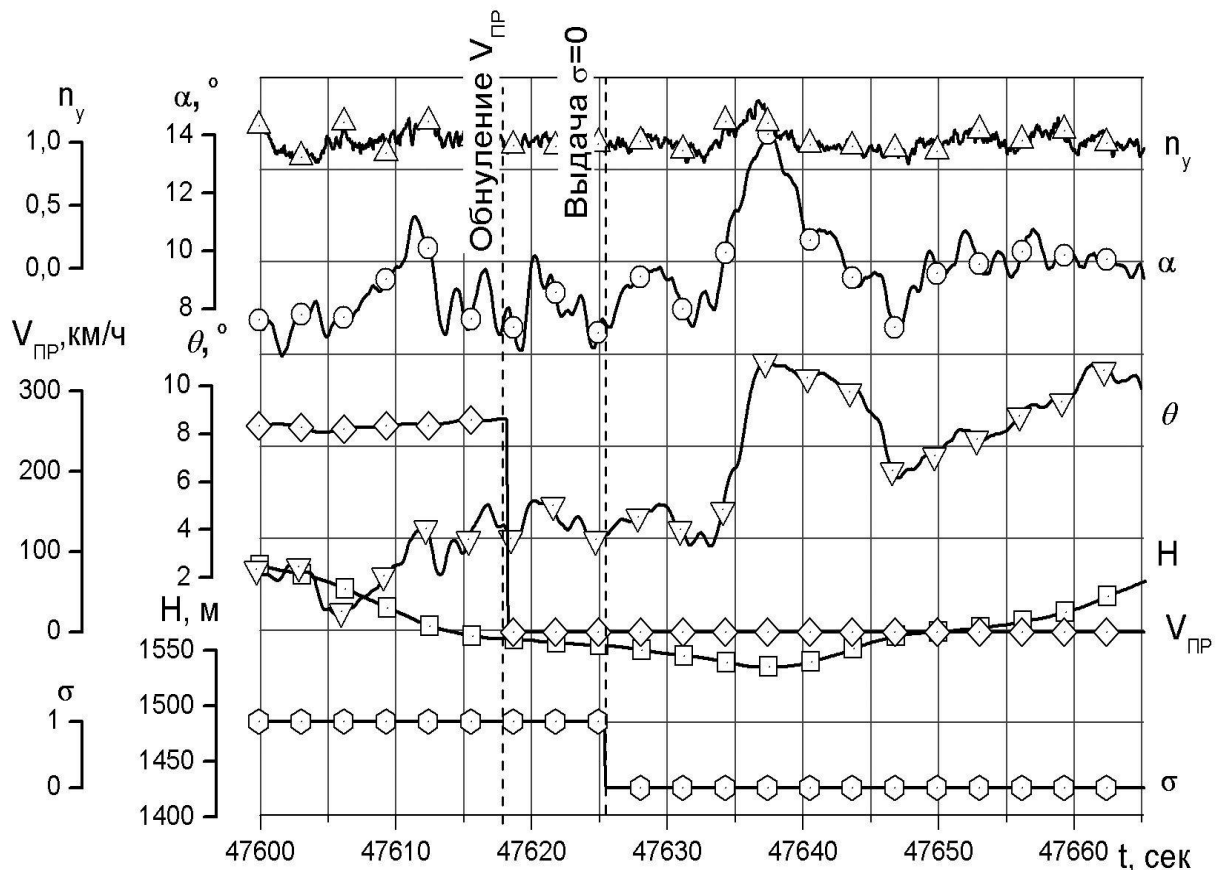


Рис.2. - Средний магистральный самолет.
Моделирование отказа датчиков скорости

Список литературы:

1. Авиационные правила. Часть 25, ред 16. Приложение С – Облединение.
2. П.Д. Астапенко, А.М. Баранов, И.М. Шварц, *Авиационная метеорология*, М.; Транспорт, 1985 г.
3. «Противообледенительные системы летательных аппаратов. Основы проектирования и методы испытания» Под ред. Р.Х. Тенишева, Москва, Машиностроение., 1967 г.
4. «Методы инженерно-психологических исследований в авиации», под ред. Ю.П. Доброленского, Москва, Машиностроение, 1975 г.
5. Interim report on the accident on 1st June 2009 to the Airbus A330-203 registered F-GZCP operated by Air France flight AF 447 Rio de Janeiro – Paris, BEA, 2009.
6. Airbus A318/319/320/321. Flight Crew Operation Manual. QRH Unreliable speed indication. Airbus. 2011.
7. BOEING 767. Flight Crew Operation Manual. QRH. Delta Airlines Inc. 2008
8. Max Kingsley-Jones. Airbus buck up and altitude displays. Flight international, 28.03 – 3.04.2006

Referens

1. Aviacionnye pravila. CHast' 25, red 16. Prilozhenie S – Obledinenie.
2. P.D. Astapenko, A.M. Baranov, I.M. SHvarc, *Aviacionnaya meteorologiya*, М.; Transport, 1985 g.
3. «Protivoobledinitel'nye sistemy letatel'nyh apparatov. Osnovy proektirovaniya i metody ispytaniya» Pod red. R.H. Tenisheva, Moskva, Mashinostroenie., 1967 g.
4. «Metody inzhenerno-psihologicheskikh issledovanij v aviacii», pod red. YU.P. Dobrolenskogo, Moskva, Mashinostroenie, 1975 g.
5. Interim report on the accident on 1st June 2009 to the Airbus A330-203 registered F-GZCP operated by Air France flight AF 447 Rio de Janeiro – Paris, BEA, 2009.
6. Airbus A318/319/320/321. Flight Crew Operation Manual. QRH Unreliable speed indication. Airbus. 2011.
7. BOEING 767. Flight Crew Operation Manual. QRH. Delta Airlines Inc. 2008
8. Max Kingsley-Jones. Airbus buck up and altitude displays. Flight international, 28.03 – 3.04.2006

ОЗНАКА НЕВИРОГІДНОСТІ ПРИБОРНОЇ ШВИДКОСТІ

Дмитро Добровольський

Запропоновано ознаку невірогідності приборної швидкості польоту, яка дозволяє ідентифікувати одночасну відмову всіх датчиків індикаторної швидкості польоту. Виконано моделювання відмови датчиків швидкості середньо-магістрального літака.

Ключові слова: автоматизація, неконтрольований розгон, датчик кутів атаки, запобігання розвитку катастрофічної ситуації.

SIGN OF INDICATOR AIRSPEED INVALIDATION

Dmitry Dobrovolsky

Suggested indicator airspeed criteria, which make it possible to recognize a simultaneously all airspeed sensors failure. Completed a speed sensor failure modeling for middle-range aircraft.

Keywords: automation, KIAS failure, uncontrolled acceleration, AOA sensor, preventing of disaster development.