

УДК 629.735.01

DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-1-104-113

## О ВЛИЯНИИ СЕРТИФИКАЦИОННЫХ ТРЕБОВАНИЙ ПО БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТА НА СТЕПЕНЬ РЕАЛИЗАЦИИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО СОВЕРШЕНСТВА ТРАНСПОРТНЫХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

В.И. ШЕВЯКОВ<sup>1</sup>

<sup>1</sup>АО «Гражданские самолеты Сухого», г. Москва, Россия

Рассматривается проблема реализации аэродинамического совершенства воздушных судов с учетом выполнения сертификационных требований по безопасности полета. Под аэродинамическим совершенством понимается высокое, с учетом размерности самолета, аэродинамическое качество на крейсерском режиме полета, высокий уровень аэродинамического качества на взлетных режимах, а также высокие несущие свойства на посадочных режимах.

Оценено влияние на реализацию аэродинамического совершенства как требований к аэродинамическим характеристикам, так и требований к системам воздушных судов, невыполнение которых может значительно изменить ожидаемые условия эксплуатации. Показано, что использование существенно суперкритических профилей крыла может приводить к ограничениям режимов полета из-за невыполнения требуемых запасов по бафтингу. Это не позволяет в полной мере реализовать аэродинамические возможности компоновки и требует специальных конструкторских решений для недопущения таких случаев.

Рассмотрены сертификационные требования к точности определения барометрической высоты полета и к системе сигнализации обледенения. Изложены методы повышения реализации аэродинамического совершенства путем обеспечения выполнения требований для полетов в зоне действия сокращенного минимума вертикального эшелонирования и в условиях обледенения, в том числе требований к датчикам системы воздушных сигналов. Выполнение требований для полетов в зоне действия сокращенного минимума вертикального эшелонирования обеспечивается выбором рациональных мест размещения датчиков системы воздушных сигналов. При помощи теоретических расчетных методов обтекания находятся зоны на внешней поверхности воздушного судна, при размещении в которых датчиков статического давления минимизируются погрешности их показаний в зависимости от углов атаки и скольжения. Показано, что при невыполнении сертификационных требований и полете вне зоны действия сокращенного минимума вертикального эшелонирования реализация аэродинамического совершенства воздушных судов существенно падает и расход топлива может возрасти на 10 % и выше. Реализация предложенных подходов позволяет повысить конкурентоспособность воздушных судов транспортной категории.

**Ключевые слова:** воздушное судно, безопасность полета, аэродинамическое совершенство.

### ВВЕДЕНИЕ

Современный рынок гражданской авиационной техники (АТ) характеризуется жесткой конкурентной борьбой по всем направлениям. При выборе воздушного судна (ВС) авиакомпаниями тщательно изучаются его эксплуатационные характеристики, оценивается возможность получить наибольшую прибыль. Основным критерием, принимаемым во внимание, была, остается и будет всегда безопасность эксплуатации ВС. Но немаловажные роли играют также топливная эффективность ВС и низкие эксплуатационные расходы.

В настоящее время, когда в России выбрано направление на переход от использования импортной АТ к отечественной, вопросы конкурентоспособности создаваемых самолетов становятся крайне актуальными. Это касается как обеспечения эффективности эксплуатации ВС, так и безопасности их полета.

Необходимость повышения топливной эффективности требует поиска новых путей как в снижении расходов топлива двигателей, так и в повышении уровня аэродинамического качества ВС. В этом направлении возможны два пути: первый, «революционный», – разработка принципиально новых двигателей, а также использование новых, аэродинамически более совершенных компоновок ВС. Второй путь, «эволюционный», – совершенствование характери-

стик двигателей и аэродинамических форм ВС. Научные изыскания идут в обоих направлениях, но на данный момент времени практикой более востребован второй путь. Это выражается в широких исследованиях по разработке и использованию в гражданской АТ двигателей все большей степени двухконтурности, имеющих пониженный расход топлива, а также в отработке решений, улучшающих аэродинамику ВС традиционных компоновок.

Исследования, направленные на получение высоких аэродинамических характеристик (АДХ) разрабатываемых гражданских самолетов, в последние годы приобретают некоторые дополнительные особенности, заключающиеся во все большем влиянии, прямом или косвенном, требований по обеспечению безопасности полета. Вводимые сертификационными властями, эти требования зачастую обусловлены не только интересами повышения безопасности эксплуатации ВС, но и ужесточающейся конкурентной борьбой. Невыполнение некоторых из появившихся в последнее время сертификационных требований существенно ограничивает допустимые эксплуатационные режимы полета и этим не позволяет реализовать аэродинамическое совершенство ВС в полной мере. Выполнение этих требований невозможно без проведения глубоких расчетно-экспериментальных аэродинамических исследований.

Под аэродинамическим совершенством здесь понимается высокое, с учетом размерности самолета, аэродинамическое качество на крейсерском режиме, высокий уровень аэродинамического качества на взлетных режимах, а также высокие несущие свойства на посадочных режимах.

Теоретическим и экспериментальным исследованиям по повышению аэродинамического совершенства ВС посвящено очень много работ. Этими проблемами занимается целый ряд исследователей и исследовательских коллективов как у нас в стране, так и за рубежом.

В крупнейшем отечественном научном центре – ФГУП «ЦАГИ» постоянно ведутся разработки теоретических расчетных методов и их использования при проектировании новых геометрических форм, исследуются возможности повышения точности эксперимента в аэродинамических трубах при больших скоростях потока. Теоретические исследования и экспериментальные работы для низких скоростей полета выполняются во ФГУП «СибНИА».

Эти работы нацелены в основном на развитие методов разработки эффективных компоновок ВС, обеспечивающих высокие АДХ на различных режимах полета, включая предельные, а также для различных условий эксплуатации, в том числе в условиях обледенения.

## УЧЕТ ТРЕБОВАНИЙ ПО БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТА

Однако до недавнего времени проблема обеспечения наиболее полной реализации АДХ ВС с учетом влияния сертификационных требований практически не рассматривалась. Особенно это касается требований не непосредственно к АДХ, а требований к самолетным системам, оказывающим влияние на допустимые эксплуатационные режимы полета и этим ограничивающим возможность более полной реализации АДХ. Отсутствие таких исследований, возможно, объясняется тем, что проблема находится на стыке аэродинамики и теории проектирования систем самолета. Кроме того, практически отсутствовали работы по обоснованию теории методов определения соответствия (МОС) некоторым из новых зарубежных сертификационных требований, выполнение которых требует проведения аэродинамических исследований.

Ситуация несколько изменилась при сертификации регионального самолета SSJ-100, когда были разработаны подходы по обеспечению выполнения новых международных сертификационных требований, в частности для условий обледенения [1], требований по бафтингу [2, 3], требований для зоны действия сокращенного минимума вертикального эшелонирования (Reduced Vertical Separation Minima – RVSM) [4]. Основы разработанных методов обеспечения выполнения этих требований изложены в работах [5–8]. Полученные результаты могут быть использованы в качестве основы для методов определения соответствия новым сертификационным требованиям.

Гарантированное выполнение этих требований позволяет избежать ограничений на режимы полета и более полно реализовать аэродинамические характеристики ВС. Обеспечение выполнения сертификационных требований необходимо рассматривать уже на самых ранних этапах создания самолета, так как они могут повлиять на сам процесс проектирования.

Требования по бафтингу [9, п. 25.251], например, могут приводить к тому, что дальнейшее продвижение в увеличении «суперкритичности» профилей крыла не будет иметь практического смысла. Известно, что увеличение кривизны профилей в области хвостиков, на чем и основана реализация идеи суперкритики, приводит к увеличению значения коэффициента подъемной силы, на котором достигается максимальное аэродинамическое качество самолета в крейсерской конфигурации (рис. 1).

Из рисунка видно, что для «умеренно суперкритического» крыла (Крыло 1) ограничения по бафтингу не влияют на максимальное значение аэродинамического качества  $K$ . Однако для существенно суперкритического крыла (Крыло 2) это уже не так: максимальное  $K$  не может быть реализовано, т. к. ограничения по безопасности полета на крейсерском режиме и при наборе высоты запрещают выходить на режимы, при которых запас до границы начала баффинга Субаф составляет менее 30 % от полетного значения  $C_{ya}$ .

Выходом из этой ситуации может быть использование средств смещения границы баффинга на более высокие значения  $C_{ya}$ . Это может быть достигнуто, например, использованием адаптивной механизации крыла – отклонением или выдвиганием закрылка в крейсерском полете в зависимости от режима полета и веса самолета или применением специальных отклоняемых элементов на задней кромке крыла. Исследуется и более инновационный подход – применение энергетических систем улучшения обтекания крыла. Частный случай такого подхода – выдув струи воздуха в места возможного отрыва потока, предотвращая появление баффинга. В разработке этих направлений исследований есть свои трудности, но, как было сказано, использование их должно рассматриваться уже на ранних этапах проектирования [10].

Это относится и к проектированию отдельных систем самолета. Рассмотрим некоторые из них.

### МЕТОДЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ВЫПОЛНЕНИЯ СЕРТИФИКАЦИОННЫХ ТРЕБОВАНИЙ

Разработан метод [7] обеспечения выполнения сертификационных требований к бортовым средствам вертикального эшелонирования по точности определения барометрической вы-

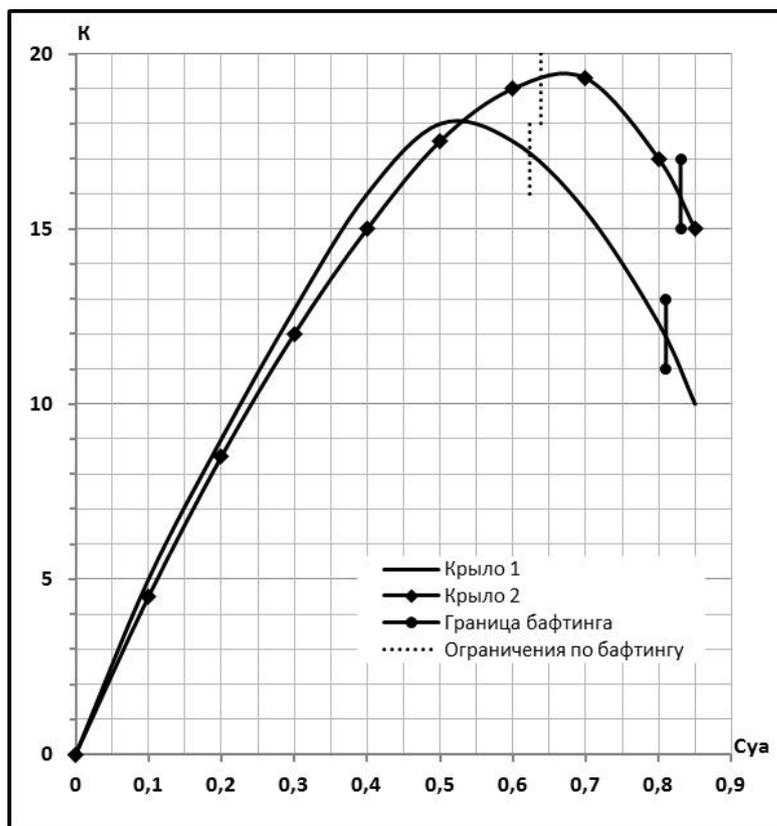


Рис. 1. Влияние ограничений по бафтингу на аэродинамическое качество для различных крыльев  
Fig. 1. The effects of buffeting restrictions on aerodynamic efficiency for the various wings

соты полета [9, п. 25.1325]. Значение метода увеличилось после введения повышенных требований к точности определения высоты полета в условиях RVSM, т. е. на эшелонах 290÷410 (высота полета 29000÷41000 ft) с минимумом вертикального эшелонирования 300 м (1000 ft), которые с сентября 2011 года введены и в России. Ранее в России таких методов не разрабатывалось.

Невыполнение требований по точности определения высоты полета на эшелоне в зоне действия RVSM приводит к запрету полетов в этой зоне, т. е. на высоте с 29000 ft (8839,2 м) до 41000 ft (12496,8 м). Однако высота полета является важным фактором достижения низких расходов топлива самолетов с турбореактивными двигателями. При снижении высоты полета удельные расходы топлива существенно возрастают.

Как показывают расчеты, для регионального самолета удельный расход топлива может увеличиваться более чем на 1 % при снижении высоты полета на каждые 1000 ft (300 м). На рис. 2 показан пример влияния высоты полета на блоковое топливо при различной дальности типового полета.

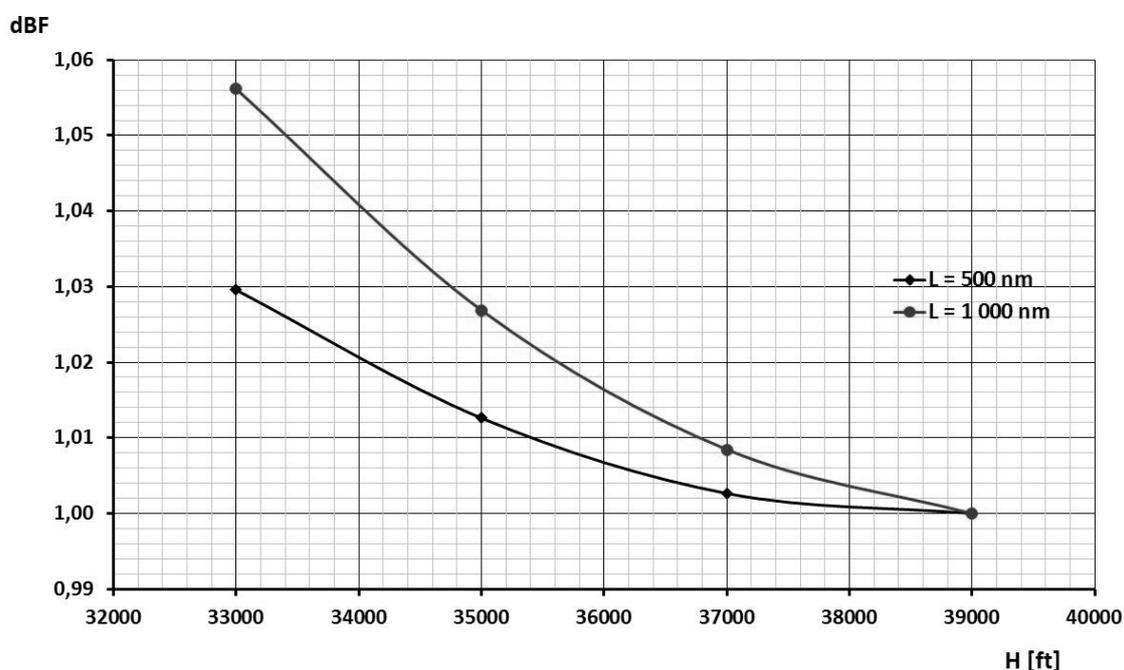


Рис. 2. Пример зависимости блокового топлива от высоты полета  
Fig. 2. An example of dependence of block fuel on flight altitude

Таким образом, полет вне зоны RVSM на высоте 29000 ft (8839,2 м) потребует на 10 % больше топлива, чем полет на стандартной высоте 39000 ft (11887,2 м). И это несмотря на то, что сопротивление планера самолета на меньших высотах ниже из-за повышения числа Рейнольдса («высотная поправка»).

Эти результаты ясно показывают, что крейсерский полет вне зоны RVSM лишает ВС конкурентоспособности. Возможность полетов в зоне RVSM, обеспечиваемая разработанным методом, эту конкурентоспособность восстанавливает.

Метод основан на выполнении заданных требований по точности определения барометрической высоты за счет выбора мест расположения датчиков системы воздушных сигналов (СВС). При этом должны учитываться различные ограничения: конструкционные, эксплуатационные, интерференционные, требования по молниезащите и птицестойкости.

Размещение датчиков статического давления должно обеспечивать:

- на режиме RVSM – погрешность в определении барометрической высоты не более 80 ft (25 м) [9, Приложение 8.2.2.13(1) к п. 25F.8.2.2.13];

- суммарная погрешность измерения высоты (систематическая погрешность плюс три средних квадратических отклонения погрешности измерения высоты) на ВС не должна превышать 200 ft (60 м) [9, Приложение 8.2.2.13(2) к п.25F.8.2.2.13];

- на уровне моря – ошибка в барометрической высоте по прибору на уровне моря и в условиях стандартной атмосферы, за исключением инструментальной ошибки, не более  $\pm 9$  м на каждые 185 км/ч скорости при соответствующей конфигурации самолета в диапазоне скоростей от  $1,3V_{S0}$  (закрылки выпущены) до  $1,8V_{S1}$  (закрылки убраны). Однако нет необходимости, чтобы погрешность была менее  $\pm 9$  м [9, п. 25.13239(e)].

Показания датчика статического давления, определяющего барометрическую высоту полета, зависят от его места расположения на поверхности ВС и могут не совпадать с истинным давлением. Однако они могут быть скорректированы бортовым вычислителем с учетом угла атаки самолета и скорости его полета. Для лучшей корректировки на всех полетных режимах важна малая чувствительность показаний датчика к изменению угла скольжения  $\beta$  и угла атаки  $\alpha$  самолета.

Погрешность в определении барометрической высоты полета  $\Delta H$  может быть представлена в виде функции производных статического давления набегающего потока  $p_\infty$  по углу атаки, углу скольжения и приборной погрешности  $\Delta p_{\text{device}}$ :

$$|\Delta H| = \left| \frac{dH}{dp} \right|_{p_\infty} \Delta p_\infty, \quad \frac{\Delta p_\infty}{p_\infty} = f \left( \left. \frac{\Delta p_\infty}{p_\infty} \right|_{\Delta\beta}, \left. \frac{\Delta p_\infty}{p_\infty} \right|_{\Delta\alpha}, \left. \frac{\Delta p_\infty}{p_\infty} \right|_{\Delta p_{\text{device}}} \right).$$

Вводя местный коэффициент давления  $C_{p_{\text{loc}}} = \Delta p/qS$  и выражая скоростной напор  $q$  через число Маха набегающего потока  $M_\infty$ , для единицы площади  $S$  получим

$$C_{p_{\text{loc}}} = \frac{p_{\text{изм}} - p_\infty}{0,7M_\infty^2 p_\infty}, \quad p_\infty = \frac{p_{\text{изм}}}{1 + 0,7M_\infty^2 C_{p_{\text{loc}}}},$$

где  $p_{\text{изм}}$  – показания датчика статического давления. Тогда

$$\begin{aligned} \left. \frac{\Delta p_\infty}{p_\infty} \right|_{\Delta\alpha} &= \frac{0,7M_\infty^2}{1 + 0,7M_\infty^2 C_{p_{\text{loc}}}} \left[ \frac{\partial C_{p_{\text{loc}}}}{\partial \alpha} \Delta\alpha \right], \\ \left. \frac{\Delta p_\infty}{p_\infty} \right|_{\Delta\beta} &= \frac{0,7M_\infty^2}{1 + 0,7M_\infty^2 C_{p_{\text{loc}}}} \left[ \frac{\partial C_{p_{\text{loc}}}}{\partial \beta} \Delta\beta \right], \\ \left. \frac{\Delta p_\infty}{p_\infty} \right|_{\Delta p_{\text{device}}} &= \frac{0,7M_\infty^2}{1 + 0,7M_\infty^2 C_{p_{\text{loc}}}} \left[ \frac{\Delta p_{\text{device}}}{0,7M_\infty^2 p_\infty} \right]. \end{aligned} \quad (1)$$

В уравнениях (1) коэффициент давления  $C_{p_{\text{loc}}}$  и его производные определяются расчетными методами (в [7] – при помощи отечественного расчетного комплекса «ЕВТ-ЦАГИ»), а величина  $\Delta p_{\text{device}}$  известна из паспортных данных датчика. Основная идея метода – нахождение зон на поверхности для размещения датчиков статического давления, где требования о минимальной зависимости статического давления от угла атаки и угла скольжения самолета удовлетворяются в лучшей степени для всех режимов крейсерского полета. Пересечение этих зон является наилучшим местом для размещения датчиков [7].

Аналогичный подход справедлив для нахождения мест расположения датчиков углов атаки, когда критерием является минимальное изменение местных углов атаки, а также датчи-

ков полного давления и температуры. Хотя датчики температуры и полного давления не используются при определении барометрической высоты полета, вихревой след от неправильно установленных таких датчиков может оказывать неблагоприятное влияние на показания датчиков статического давления и углов атаки.

Размеры зон размещения датчиков определяются ограничениями на величины погрешностей в (1), которые должны быть такими, чтобы выполнялись сертификационные требования по точности определения барометрической высоты полета.

Представленный метод позволяет не только определять соответствие сертификационным требованиям, но и осознанно подходить к выбору мест размещения датчиков СВС, т. е. заранее обеспечивать возможность выполнения предъявляемых требований.

Метод непрерывно совершенствуется. Это касается в первую очередь этапа расчетов обтекания. Основные направления совершенствования – уменьшение времени расчетов и повышение их точности.

### ВЛИЯНИЕ ПРОИЗВОДСТВЕННЫХ ДЕФЕКТОВ

Кроме мест расположения датчиков СВС, на их показания существенно влияет и качество их установки. С помощью расчетов обтекания проанализировано влияние на показания статического давления таких дефектов, как ступеньки при установке плиты статического давления на фюзеляж и приемников статического давления на плиту, волнистость поверхности самой плиты и прилегающей к ней поверхности фюзеляжа, перекосы в установке приемников статического давления. Установлены зависимости показаний датчиков от величин производственных дефектов.

В качестве примера, для случая регионального самолета, на рис. 3 приведено полученное расчетом влияние выступания/западания приемников статического давления относительно плиты  $\Delta h$  на изменение относительного статического давления  $\Delta P/P_\infty$ , а также соответствующая этому погрешность в определении барометрической высоты полета  $\Delta H$  для каждого датчика. В данном случае диаметр приемников статического давления составлял 60 мм. Датчик 1 располагался в носовой части фюзеляжа, датчики 2 и 3 – на цилиндрической части фюзеляжа.

В ходе летных испытаний регионального самолета такие зависимости хорошо подтвердились [4]. Учитывая общую величину допустимой погрешности ( $\Delta H = 80$  ft для зоны RVSM), ясно, что требование к установке приемника относительно плиты  $\Delta h = 0,1$  мм не является чрезмерно жестким.

Как показали расчеты, влияние перекосов при установке приемников статического давления на их показания существенно менее значительно.

Выступание/западание плит статического давления относительно поверхности фюзеляжа оказывает заметное влияние на показания статического давления. На рис. 4 приведено такое влияние, полученное расчетом для регионального самолета.

Как показали экспериментальные исследования, проведенные на опытных самолетах, особенно сильно влияние некачественной установки плит статического давления сказывается на высоких числах  $M$  (0,8 и более) [4].

Исходя из необходимости безусловного выполнения названных требований, были проанализированы возможности минимизации погрешностей для всех плит статического давления, установлены зависимости величины погрешностей от режимов полета. Точность примененных теоретических методов позволяет оперировать величинами порядка сотых долей миллиметра.

Полученные зависимости были подтверждены экспериментально [4]. Совместно с ЛИИ проведены летные испытания регионального самолета с плитой статического давления, имеющей дефекты с известными параметрами, а затем с доработанной плитой. Показания датчиков статического давления, рассчитанные с помощью полученных зависимостей, полностью совпали с экспериментальными данными.

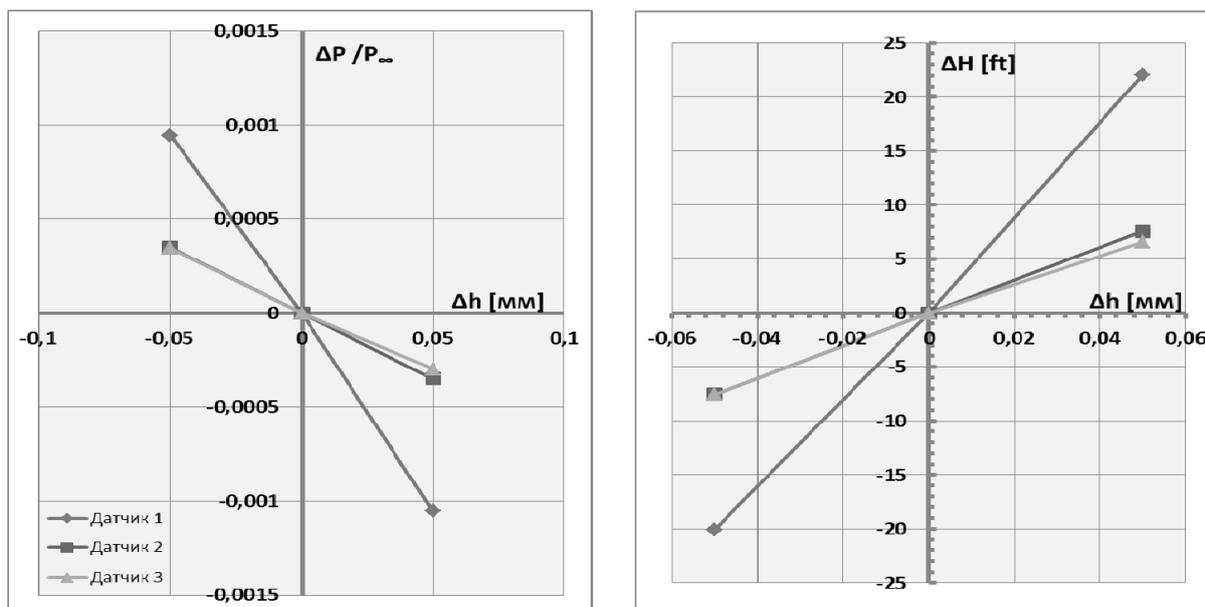


Рис. 3. Влияние выступания/западания приемников статического давления на погрешности давления и барометрической высоты

Fig. 3. The effects of jutting/sinking in static pressure ports on pressure and barometric height errors

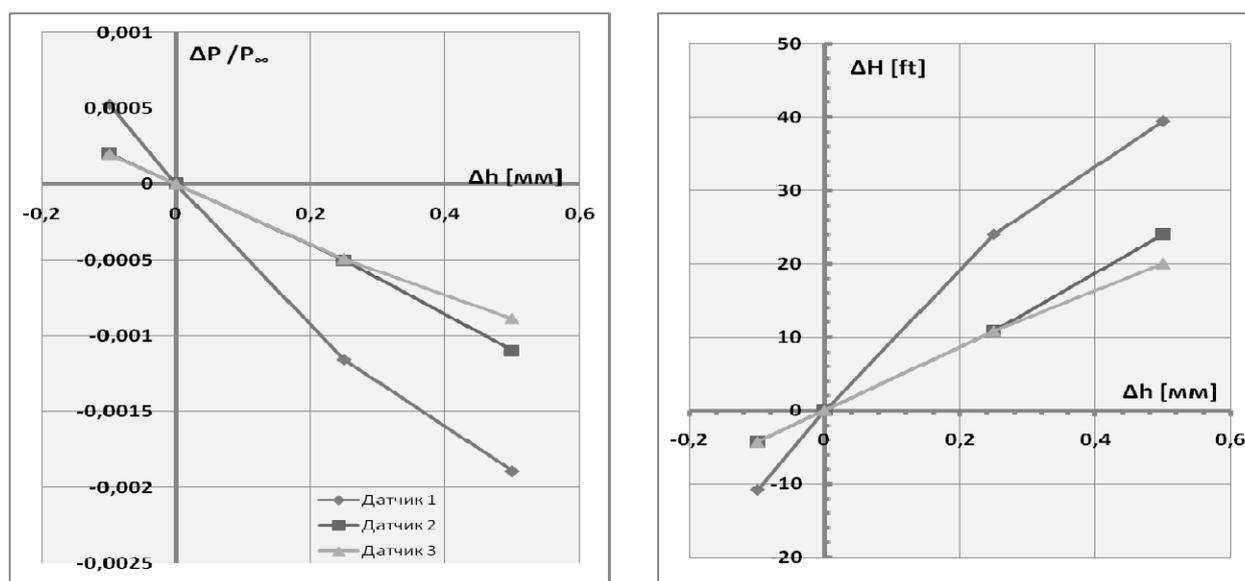


Рис. 4. Влияние выступания/западания плит статического давления на погрешности давления и барометрической высоты

Fig. 4. The effects of jutting and sinking in plates of static pressure on pressure and barometric height errors

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представленные решения по выполнению сертификационных требований могут быть использованы в качестве основы для разработки и совершенствования отечественных нормативных и рекомендательных документов в организации процесса сертификации авиационной техники.

На основании выявленных зависимостей разработаны требования к предельным величинам отклонений от номинала установочных параметров датчиков на производстве ВС и при их ремонте в процессе эксплуатации. Для регионального самолета эти требования отнесены к особо важным, что обеспечило выполнение полетов в зоне RVSM без нарушений.

Реализация предложенных подходов позволяет повысить конкурентоспособность воздушных судов транспортной категории.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Задачи аэродинамики при сертификации самолета SSJ-100 для условий обледенения / А.В. Долотовский, В.А. Терехин, В.И. Шевяков, В.А. Чочиев // Материалы XXIII научно-технической конференции по аэродинамике. М.: Изд-во ЦАГИ, 2012. С. 97.
2. **Гарифуллин М.Ф., Скоморохов С.И., Янин В.В.** Оценка границ бафтинга крыла // Труды ЦАГИ. 2012. Вып. 2711. С. 116–117.
3. Анализ критериев начала бафтинга стреловидного крыла / С.И. Скоморохов, Н.Н. Брагин, М.Ф. Гарифуллин, В.В. Янин, В.А. Терехин, В.И. Шевяков // Материалы XXV научно-технической конференции по аэродинамике. М.: Изд-во ЦАГИ, 2014. С. 209–210.
4. Обеспечение требований по вертикальному эшелонированию системой воздушных параметров самолета SSJ-100 / В.А. Терехин, В.И. Шевяков, Ю.П. Чернов, С.Г. Пушков // Материалы XXII научно-технической конференции по аэродинамике, п. Володарского, 3–4 марта 2011 г. М.: Изд-во ЦАГИ, 2011. С. 133–134.
5. **Лысенков А.В., Терехин В.А., Шевяков В.И.** Расчетная оценка характеристик потока вблизи фюзеляжа в условиях обледенения // Материалы XXII научно-технической конференции по аэродинамике, п. Володарского, 3–4 марта 2011 г. М.: Изд-во ЦАГИ, 2011. С. 102–103.
6. **Шевяков В.И.** Инженерный метод определения соответствия воздушных судов сертификационным требованиям для условий обледенения // Научный Вестник МГТУ ГА. 2013. № 188. С. 46–52.
7. **Шевяков В.И.** Решение новых задач аэродинамики в процессе сертификации самолетов транспортной категории – система воздушных сигналов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2013. № 188. С. 53–60.
8. **Шевяков В.И.** Решение новых задач аэродинамики в процессе сертификации самолетов транспортной категории – противообледенительная система // Научный Вестник МГТУ ГА. 2014. № 199. С. 74–82.
9. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории: утв. Постановлением 35-й сессии Совета по авиации и использованию воздушного пространства 23 октября 2015 года. М.: Авиаиздат, 2015. 288 с.
10. **Петров А.В.** Энергетические методы увеличения подъемной силы крыла: монография. М.: Физматлит, 2011. 404 с.

## СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

**Шевяков Владимир Иванович**, кандидат технических наук, начальник департамента аэродинамических характеристик АО «Гражданские самолеты Сухого», shevvi@mail.ru.

## ON THE IMPACT OF FLIGHT SAFETY CERTIFICATION REQUIREMENTS ON THE AERODYNAMIC EFFICIENCY OF COMMERCIAL AIRPLANES

**Vladimir I. Shevyakov<sup>1</sup>**

<sup>1</sup>*JSC "Sukhoi Civil Aircraft Company", Moscow, Russia*

### ABSTRACT

The article considers the issue of aerodynamics efficiency implementation taking into account certification requirements for flight safety. Aerodynamics efficiency means high aerodynamic performance (depending on the airplane size), aerodynamic performance in cruise flight, high aerodynamic performance at takeoff, as well as lift performance at landing.

The author estimated the impact on aerodynamics efficiency of both the requirements for aerodynamics performance and requirements for aircraft systems, noncompliance with which may result in significant change of expected operating conditions. It was shown that the use of supercritical wing profiles may result in flight mode limitations due to failure of the required buffeting capacities. It does not allow engaging all the advantages of aerodynamics layout and requires special design solutions to prevent such cases.

There were reviewed certification requirements for flight level pressure altitude accuracy and icing conditions warning system. The research presented the methods of aerodynamic efficiency increase by meeting the requirements for reduced vertical separation minima flights and in icing conditions, including requirements for air data probes. Reduced vertical separation minima flight requirements are met by means of efficient air data probes location. Theoretical methods of flow calculation determine areas on the airplane skin surface where static probes minimize errors depending on angle-of-attack and sideslip. It was shown that if certification requirements are not met and in case of flight out of reduced vertical separation minima area, aerodynamics efficiency is significantly reduced and fuel consumption can be increased by 10% and higher. Suggested approaches implementation allows increasing commercial airplanes competitiveness.

**Key words:** aircraft, flight safety, aerodynamic efficiency.

## REFERENCES

- 1. Dolotovskiy A.V., Terekhin V.A., Shevyakov V.I., Chochiev V.A.** *Zadachi aerodinamiki pri sertifikacii samoleta SSJ-100 dlya usloviy obledeneniya* [Objectives of aerodynamics in certifying SSJ-100 for icing conditions]. *Materialy XXIII nauchno-tehnicheskoy konferentsii po aehrodinamike* [Proceedings of the 23d Scientific and Technical Aerodynamic Conference on Aerodynamics]. Moscow, TsAGI publ., 2012, p. 97. (in Russian)
- 2. Garifullin M.F., Skomorokhov S.I., Yanin V.V.** *Ocenka granic baftinga kryla* [Estimation of wing boundary buffeting]. *Trudy CAGI* [TsAGI Proceedings]. Issue 2711, TsAGI publ., 2012, pp. 116–117. (in Russian)
- 3. Skomorokhov S.I., Bragin N.N., Garifullin M.F., Yanin V.V., Terekhin V.A., Shevyakov V.I.** *Analiz kriteriev nachala baftinga strelovidnogo kryla* [Analysis of the criteria of buffeting onset of a swept wing]. *Materialy XXV nauchno-tehnicheskoy konferentsii po aehrodinamike* [Proceedings of the 25-th Scientific and Technical Aerodynamics Conference on Aerodynamics]. Moscow, TsAGI publ., 2014, pp. 209–210. (in Russian)
- 4. Terekhin V.A., Shevyakov V.I., Chernov Yu.P., Pushkov S.G.** *Obespechenie trebovaniy po vertikalnomu eshelonirovaniyu sistemoy vozdushnikh parametrov samoleta SSJ-100* [Meeting requirements on vertical separation by the system of air parameters aircraft SSJ-100]. *Materialih XXII nauchno-tehnicheskoy konferentsii po aehrodinamike* [Proceedings of the 22-d Scientific and Technical Conference on Aerodynamics]. Volodarskiy, March 3–4<sup>th</sup>. 2011. Moscow, TsAGI publ., 2011, pp. 133–134. (in Russian)
- 5. Lisenkov A.V., Terekhin V.A., Shevyakov V.I.** *Raschetnaya ocenka harakteristik potoka vblizi fuzelyazha v usloviyakh obledeneniya* [Estimation basis for characteristics of airflow near fuselage in icing conditions]. *Materialih XXII nauchno-tehnicheskoy konferentsii po aehrodinamike* [Proceedings of the 22-d Scientific and Technical Conference on Aerodynamics]. Volodarskiy, March 3–4<sup>th</sup>, 2011. Moscow, TsAGI publ., 2011, pp. 102–103. (in Russian)
- 6. Shevyakov V.I.** *Inzhenerniy metod opredeleniya sootvetstviya vozdushnih sudov sertifikatsionnym trebovaniyam dlja usloviy obledeneniya* [Aircraft anti-ice protection requirements fulfilment]. *Nauchny Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2013, No. 188, pp. 46–52. (in Russian)
- 7. Shevyakov V.I.** *Reshenie novyh zadach aerodinamiki v processe sertifikacii samoletov transportnoy kategorii – Sistema vozdushnikh signalov* [Solution to new tasks of aerodynamics during certification of aircraft of transport category – air data system]. *Nauchny Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2013, No. 188, pp. 53–60. (in Russian)
- 8. Shevyakov V.I.** *Reshenie novyh zadach aerodinamiki v processe sertifikacii samoletov transportnoy kategorii – protivooledenitel'naya Sistema* [Solution for the new tasks in aerodynamics

in the process of certification of airplane of transport category – anti-ice system]. *Nauchny Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2014, No. 199, pp. 74–82. (in Russian)

9. *Aviacionnye pravila* [Aviation regulations]. *Chast' 25. Normy letnoy godnosti samoletov transportnoy kategorii* [Part № 25. Airworthiness standards for transport category of aircraft]. Approved by the Resolution of the 35<sup>th</sup> Session of the Aviation and using air space Council of 23.10.2015. М., Aviation publ., 2015, 288 p.

10. **Petrov A.V.** *Energeticheskie metody uvelichenija pod`emnoy sily kryla* [Energy Methods of increasing a wing lift force]. Monography. Moscow, Fizmatlit publ., 2011, 404 p. (in Russian)

#### INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

**Vladimir I. Shevyakov**, Candidate of Technical Sciences, Head of Aerodynamic Performance Department of JSC "Sukhoi Civil Aircraft Company", shevvi@mail.ru.

Поступила в редакцию  
Принята в печать

10.11.2017  
28.12.2017

Received  
Accepted for publication

10.11.2017  
28.12.2017