

РАСЧЁТНЫЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИКИ КОМПОНОВОК С РАСПОЛОЖЕНИЕМ ДВИГАТЕЛЕЙ НАД КРЫЛОМ

Болсуновский А.Л.^{*}, Бузоверя Н.П., Брагин Н.Н.^{**}, Герасимов С.В.,
Пушин Н.А., Чернышёв И.Л.^{***}

*Центральный аэрогидродинамический институт
им. профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ),
ул. Жуковского, 1, Жуковский, Московская область, 140180, Россия*

^{} e-mail: bolsun@progtech.ru*

*^{**} e-mail: skomorohov@tsagi.ru*

*^{***} e-mail: ivan.chernyshev@tsagi.ru*

Статья поступила в редакцию 17.02.2021

Экологические требования, такие как ограничения шума на местности и выбросов, будут играть все возрастающую роль в будущем гражданской авиации. Возможности снижения шума в современных компоновках ограничены, так что вероятно потребуются переход на радикально новые схемы, чтобы удовлетворить целям, декларируемым NASA, ACARE, Минпромторгом России и другими организациями, для самолётов следующих поколений.

Шум двигателей является одним из главных факторов общего шума самолёта. Хотя современный тренд по увеличению степени двухконтурности ТРДД сам по себе ведёт к уменьшению шума, возможности размещения больших двигателей под крылом лимитированы. Верхнее расположение двигателей может помочь снять эту проблему и дополнительно снижает шум на местности за счёт эффекта экранирования. ЦАГИ с целью накопления научно-технического задела проводит систематические исследования «тихих» компоновок с экранированием шума двигателей крылом и другими элементами планера. Рассматривались различные компоновки с разными вариантами размещения двигателей и различной архитектурой силовой установки. Описание особенностей аэродинамики каждой из схем наряду с деталями процедуры аэродинамического проектирования дано в этой статье. Приведены некоторые экспериментальные результаты.

Ключевые слова: аэродинамическое проектирование, компоновка с верхним расположением двигателя, экспериментальные исследования.

Введение

Доминирующей схемой в мировом авиационном парке является классический самолет со стреловидным крылом и турбореактивным двухконтурным двигателем (ТРДД) под крылом или на хвостовой части фюзеляжа. В то же время очень редко можно увидеть самолёты с двигателями над крылом. Среди известных примеров – самолёты Ан-72, VFW-614, Бе-200, HONDA Jet (рис. 1). Заметим, что выбор верхнего расположения двигателей у всех этих самолётов диктовался разными причинами, среди которых, однако, не было цели снижения шума на местности.

Почему такое расположение не популярно? Во-первых, существует значительный риск небла-

гоприятной аэродинамической интерференции, особенно при трансзвуковых скоростях: из-за повышенных разрежений на верхней поверхности крыла могут образоваться сильные скачки уплотнения вблизи пилонов и мотогондол. Во-вторых, усиливается шум в салоне, что может потребовать дополнительной установки звукопоглощающих конструкций. Более того, тяга двигателей создаст нежелательный отрицательный пикирующий момент на взлёте и в крейсерском полёте. Возникает много вопросов о рациональной конструкции узла пилон-крыло-мотогондола и его аэроупругих характеристиках. Наконец, заметно усложняется обслуживание двигателей.



а)



б)



в)



г)

Рис. 1. Самолёты с верхним расположением двигателей над крылом: а — Ан-72; б — VFW-614; в — Бе-200; г — HONDA Jet

В то же время верхнее расположение двигателей имеет и ряд плюсов. Так, увеличение диаметра двигателей не ведет к удлинению стоек шасси, т.е. имеется возможность установки двигателей со сверхвысокой степенью двухконтурности. Воздухозаборники лучше защищены от попадания посторонних предметов, особенно на ВПП плохого качества. Нет разрыва предкрылка по размаху, как у компоновок с двигателями под крылом. Струи двигателей не попадают на закрылки. Наконец, верхнее расположение двигателей обещает значительное снижение шума на местности. Последнее обстоятельство, по-видимому, будет иметь высший приоритет для самолетов следующего поколения. Для административных и малых региональных самолетов установка двигателей над крылом обеспечивает увеличение объема пассажирской кабины благодаря устранению сквозных пилонов для двигателей на хвостовой части фюзеляжа.

В США и Европе были инициированы интенсивные исследования «тихий» компоновок [1–8]

для удовлетворения жёстких экологических требований NASA и ACARE на ближайшие десятилетия. ЦАГИ также ведет систематические исследования в этом направлении [9, 10], стараясь принимать во внимание развитие необходимых технологий в различных дисциплинах, особенно в аэродинамике и силовых установках, так как именно аэродинамика является главным узким местом, тормозящим внедрение компоновок с верхним расположением двигателей.

Исследовались различные компоновки с различной установкой двигателей и разной архитектурой силовой установки. Были спроектированы, изготовлены и испытаны в больших трансзвуковых трубах ЦАГИ несколько аэродинамических моделей. Они включали в себя как обычные конфигурации типа «труба и крыло», так и нестандартные компоновки административного самолета и «летающего крыла». В настоящей статье дано описание особенностей аэродинамики каждой из схем наряду с принципами проектирования. Избранные экспериментальные результаты (включая ре-

зультаты по визуализации обтекания) представлены в сравнении с расчетными данными.

1. Аэродинамическое проектирование компоновок с двигателями над крылом

Неблагоприятная аэродинамическая интерференция двигателей с крылом является одним из главных технических барьеров по внедрению компоновок с верхним расположением двигателей. Двигатели над крылом работают в поле увеличенных скоростей и, следовательно, может проявиться неблагоприятная аэродинамическая интерференция. Особенно сильная интерференция присуща компоновкам с передним расположением двигателей, так как именно вблизи передней кромки крыла реализуются максимальные разрежения. Например, в Европейском Проекте ROSAS [1] установка двигателей над передней кромкой была признана невозможной из-за появления интенсивных скачков уплотнения (рис. 2 из [1]).

Авторы столкнулись с похожей проблемой на компоновке «летающее крыло» (ЛК) в ЦАГИ (рис. 3). Данная модель допускала различное конструктивное крепление мотогондол, в частности над верхней поверхностью крыла. И расчёты, и эксперименты показали наличие интенсивных скачков уплотнения даже несмотря на то, что относительные размеры мотогондолы малы по сравнению с местной хордой и местные коэффициенты подъёмной силы C_{ya} тоже невелики. В результате отмечается сильный прирост сопротив-

ления по числу Маха по сравнению с компоновкой с подкрыльевым положением мотогондол (рис. 4).

Установка двигателей над задней кромкой крыла лучше, так как местные скорости там не намного больше скорости набегающего потока. Более того, на крейсерских режимах полета двигатель тормозит поток перед собой и близлежащие крыльевые сечения работают как бы при меньшем числе M , так что здесь мы имеем пример положительной интерференции. Разработчики административных самолетов давно знакомы с этим явлением [11]. Его даже можно использовать для некоторого утолщения заднего лонжерона, но с

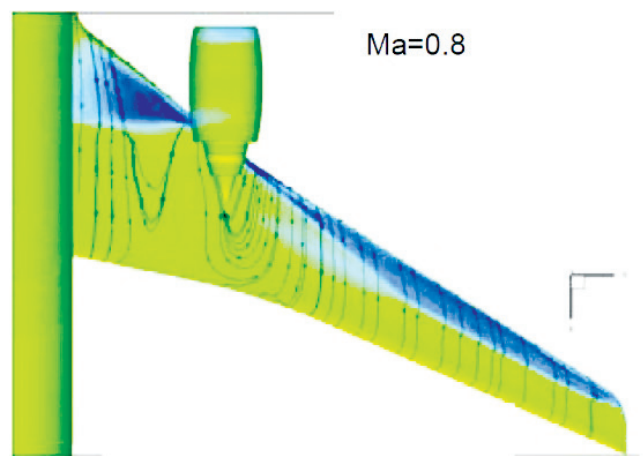


Рис. 2. Отрыв из-под скачка уплотнения на конфигурации с двигателями над крылом



Рис. 3. Аэродинамическая модель «летающего крыла» с передним верхним положением мотогондол

Эксперимент в АДТ-106 при фиксированном переходе

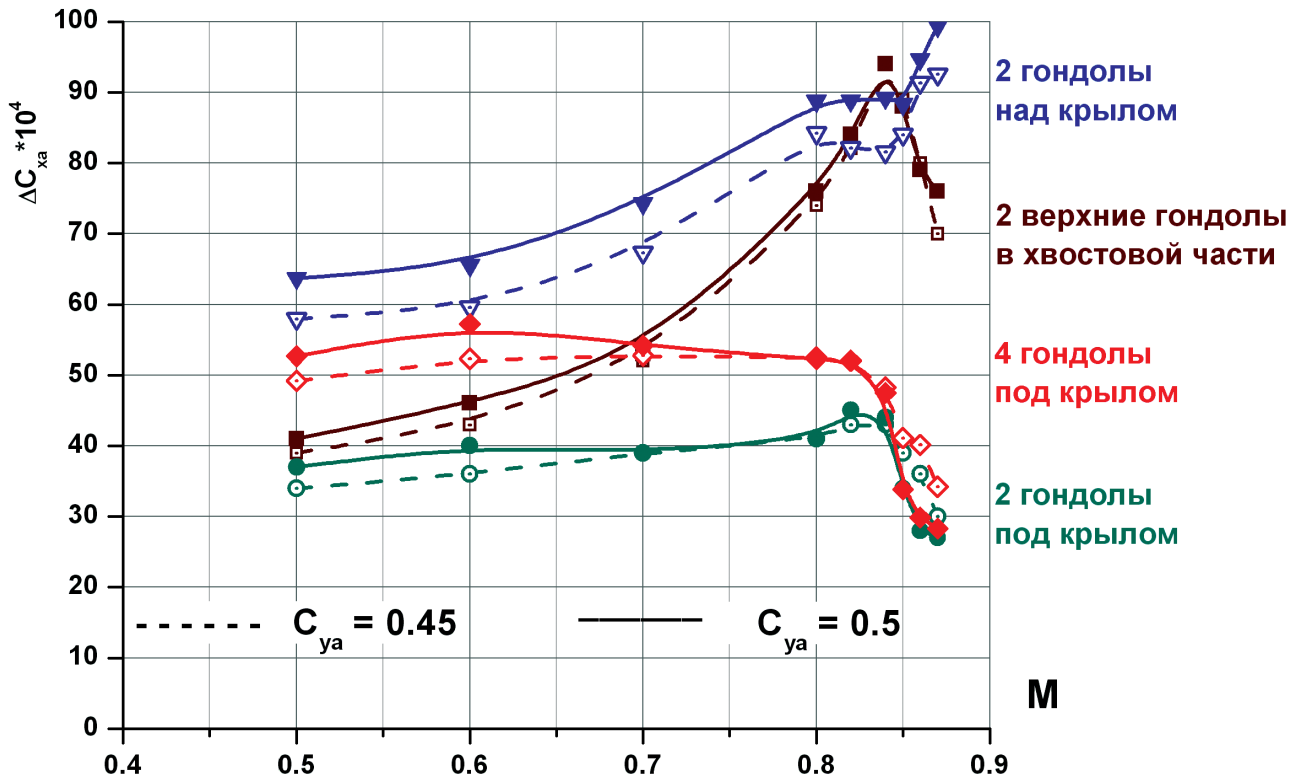


Рис. 4. Зависимость прироста коэффициента лобового сопротивления от установки мотогондол от числа Маха

осторожностью, так как при создании семейства самолетов с удалением двигателей от крыла положительный эффект подтормаживания пропадает

и на крыле может развиваться сильный скачок уплотнения, приводящий к отрыву (рис. 5).

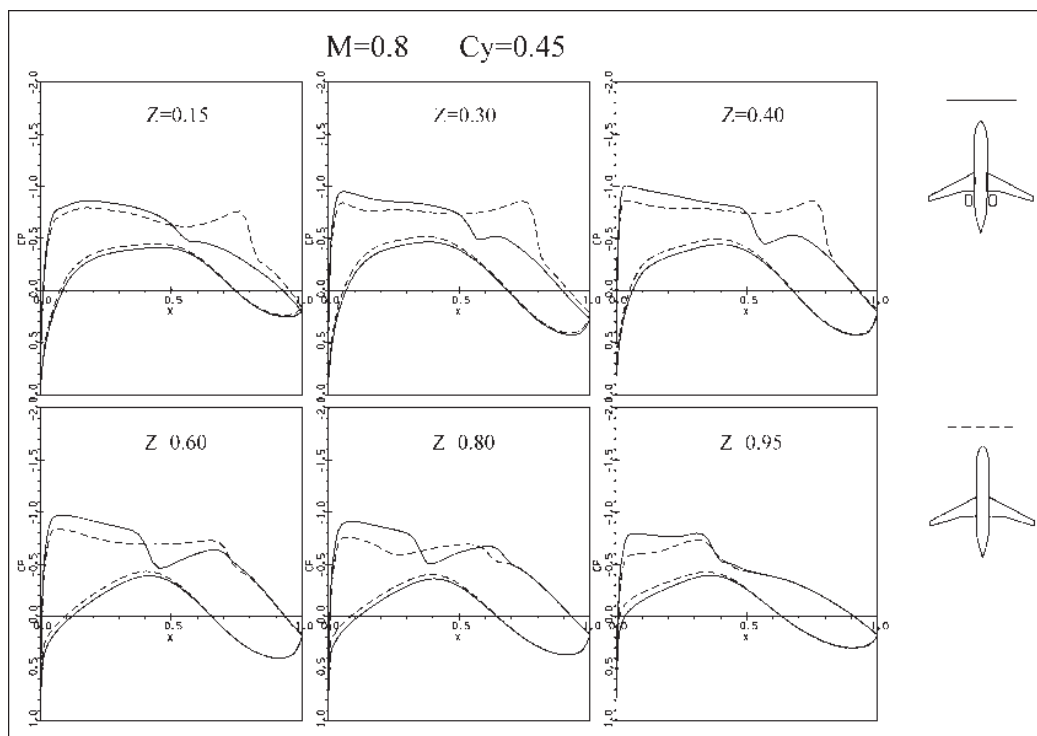


Рис. 5 (начало)

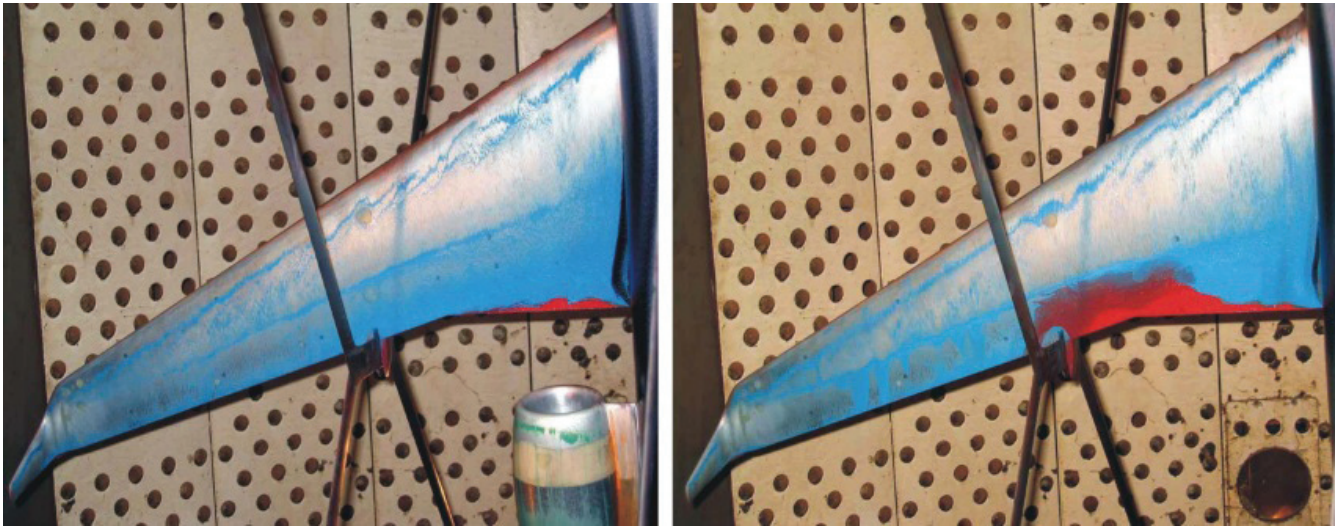


Рис. 5. Подавление отрыва из-под скачка при установке мотогондолы (эксперимент в АДТ Т-106 ЦАГИ)

Однако при установке двигателей за задней кромкой крыла усугубляются вопросы статической и динамической прочности. Для их ослабления необходимо двигать мотогондолы вверх по потоку, опять в область сильной неблагоприятной интерференции. Решение этой проблемы с положительным результатом возможно только с мощным набором средств аэродинамического проектирования. Набор должен включать детальный прямой метод анализа, учитывающий все геометрические особенности, оптимизационную процедуру и обратный метод [12], позволяющий построить поверхность элемента ЛА согласно заданному распределению давления.

В своей практике авторы используют оригинальную версию метода остаточной коррекции [13], в котором верхний уровень представлен RANS-методом, а в качестве корректора используется обратный метод, базирующийся на методе полного потенциала.

Таким образом, процедура аэродинамического проектирования компоновок с верхним расположением двигателей состоит из 4-х этапов:

- выбора подходящей конфигурации с минимальной неблагоприятной аэродинамической интерференцией;
- определения начальной геометрии крыла, пилона и мотогондолы с использованием принципа разнесения возмущений от элементов (отметим, что этот принцип является одним из наиболее плодотворных при проектировании сложных компоновок с большим числом элементов);
- уточнения обводов крыла/пилона/мотогондолы при помощи обратного метода;

— параметризации геометрии и проведения многорежимной оптимизации аэродинамических характеристик.

2. Исследования малозумного регионального самолета с ламинарным крылом

Исследовалась аэродинамическая интерференция крыла с расположенным над задней кромкой двигателем как на дальнемагистральном самолете с большим крейсерским числом Маха ($M = 0.82$), так и на ближнемагистральном с меньшим $M_{\text{КРЕЙС}}$ ($M = 0.78$). Расчеты и эксперименты показали, что большая стреловидность крыла затрудняет расположение двигателей вблизи излома формы крыла в плане, так как интенсивная отрицательная аэродинамическая интерференция возникает не только в окрестности мотогондолы, но и по всему размаху крыла. Кроме того, обтекание крыла сильно чувствительно к расходу через двигатель.

Наоборот, малая стреловидность вызывает более локальное взаимодействие между крылом и двигателем над ним, что позволяет надежно проектировать и оптимизировать поверхность крыла. Тщательные исследования данной компоновки выявили ещё одно аэродинамическое преимущество: благодаря тормозящему влиянию двигателей волновой кризис может быть затянут до больших чисел Маха — именно то, что нужно для обоснования компоновки с естественной ламинаризацией обтекания (ЕЛО) крыла малой стреловидности без снижения желаемого числа Маха $M = 0.78$. Аэродинамические испытания в АДТ Т-128, проведенные в 2015—2017 гг. с несколькими крыль-

ями малой стреловидности ($\chi_{1/4} = 15^\circ$) LSW-1, LSW-2, LSW-3 (рис. 6), показали удовлетворительные трансзвуковые аэродинамические характеристики, включая возможность получения протяженных ламинарных участков на консолях крыла (рис. 7). На последней модели были, ко всему

В 2019 году была изготовлена и испытана большая (полуразмах 2.23 м) полумодель (рис. 8) с целью проверки возможности получения ламинарного обтекания в АДТ Т-128 ЦАГИ при больших числах Рейнольдса, как это было сделано, например, для криогенных труб США и Европы [15, 16]. Испытания с тепловизором показали, что

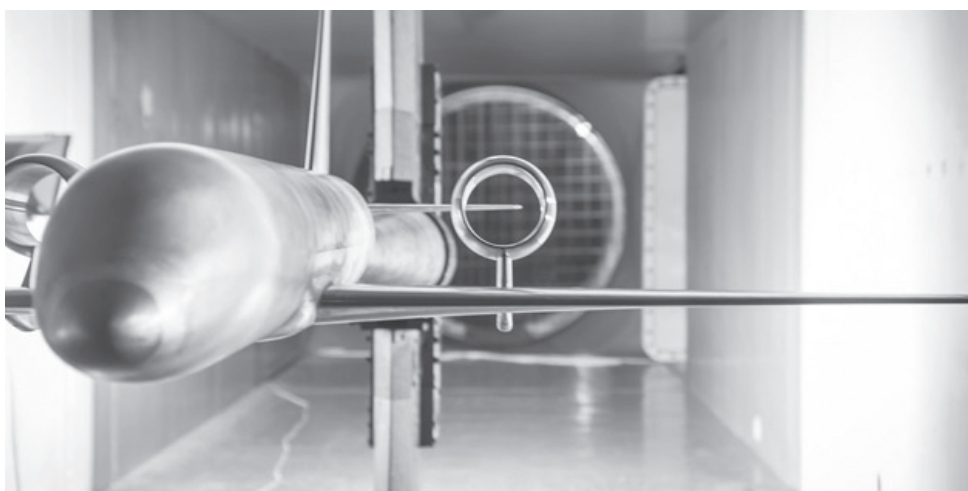


Рис. 6. Аэродинамические модели регионального самолета с крыльями малой стреловидности (LSW-2, LSW-3) и верхним расположением двигателей

прочему, получены и отличные несущие характеристики при малых скоростях.

Исследования последней компоновки продолжают и в настоящее время с разных позиций. Так, детальные исследования аэроупругих свойств конструкции направлены на поиск рациональной геометрии пилона с минимальными весовыми издержками. Аналогичные работы проводятся и за рубежом [14].

при умеренных числах $Re_{CAH} \sim 6$ млн на консольной части крыла действительно реализуются протяженные ламинарные участки (рис. 9), уменьшающие сопротивление по сравнению с полностью турбулентным обтеканием (рис. 10), однако следует предпринимать специальные меры по улучшению качества потока в АДТ для сохранения ЕЛО при увеличенных $Re \sim 10-12$ млн.

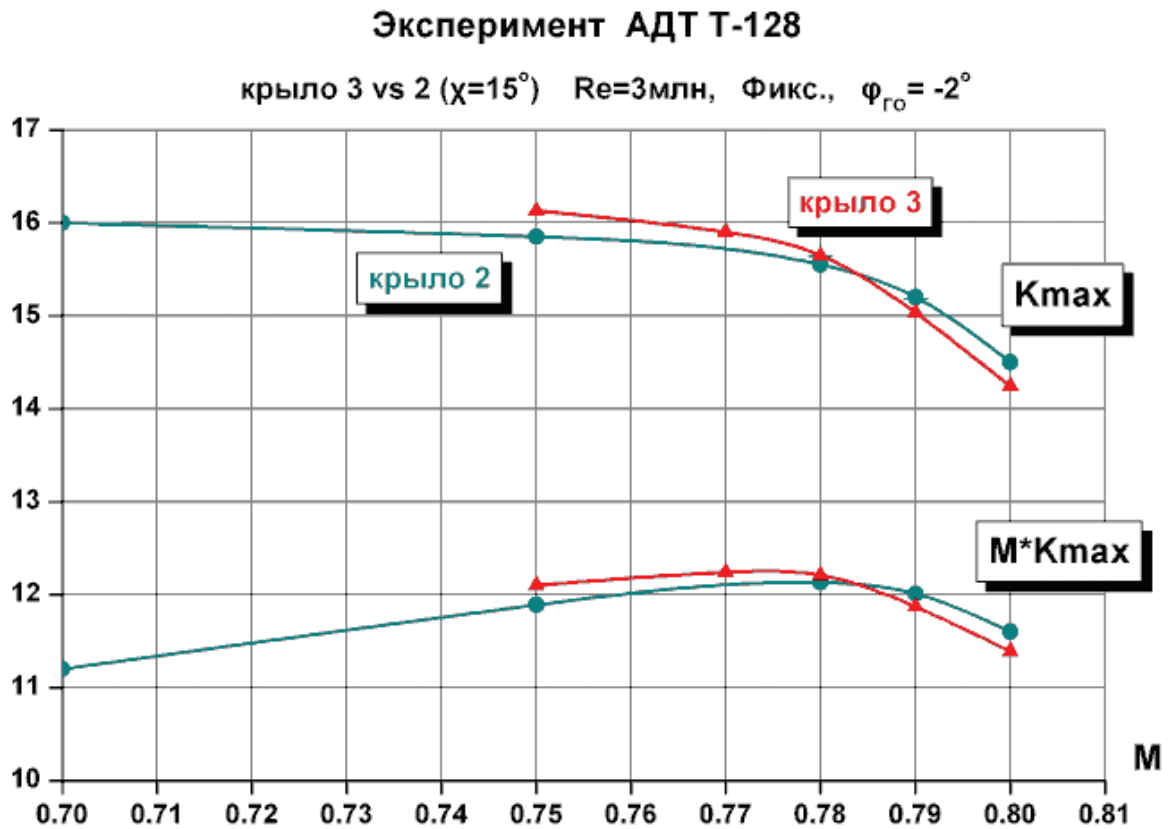
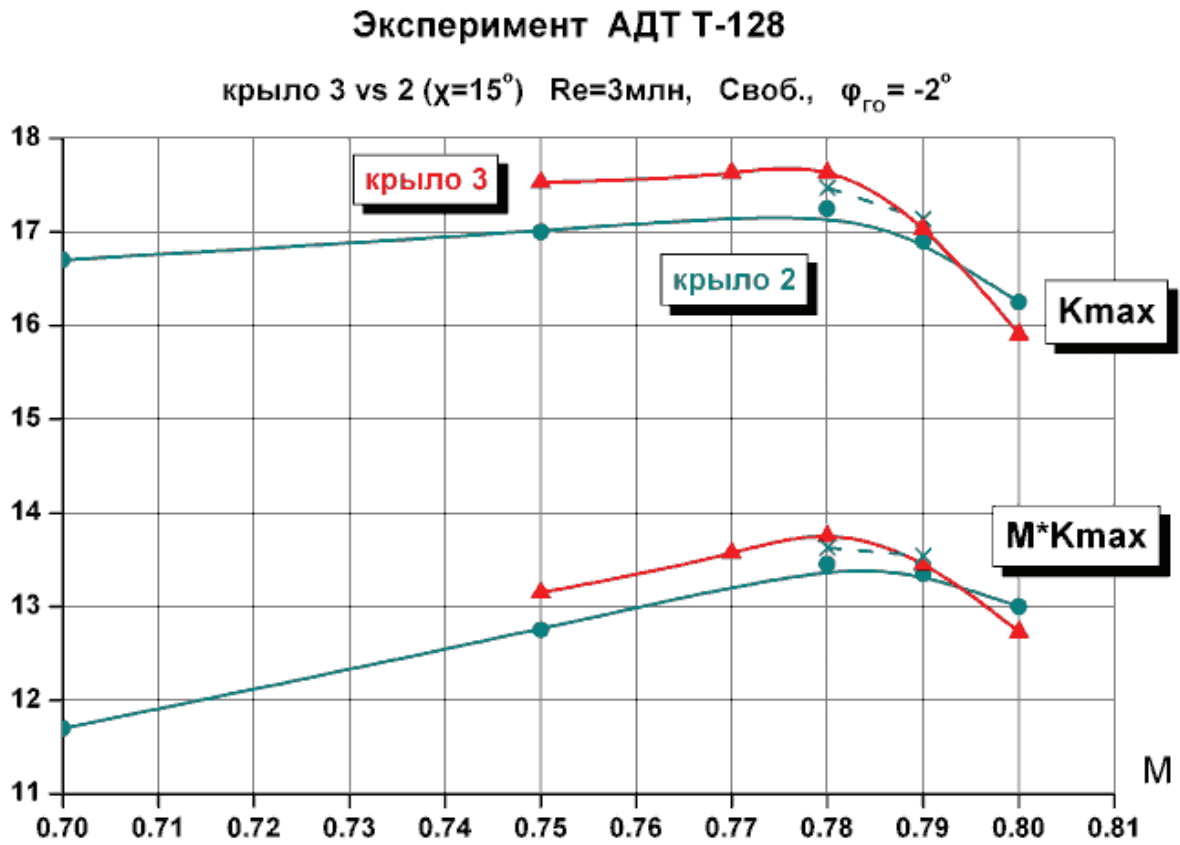


Рис. 7. Экспериментальные характеристики моделей регионального самолёта



Рис. 8. Полумодель регионального самолёта в АДТ Т-128

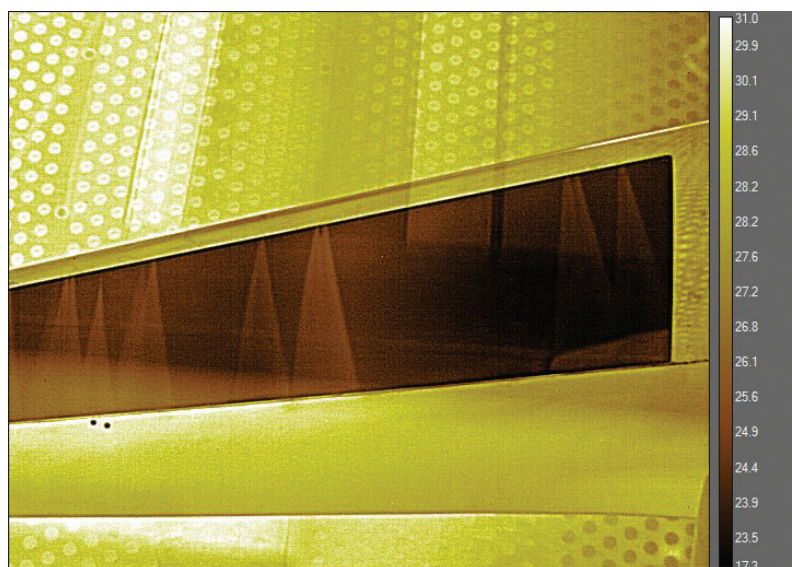


Рис. 9. Теплограмма консоли крыла на режиме $M = 0.8$; $Re = 6$ млн

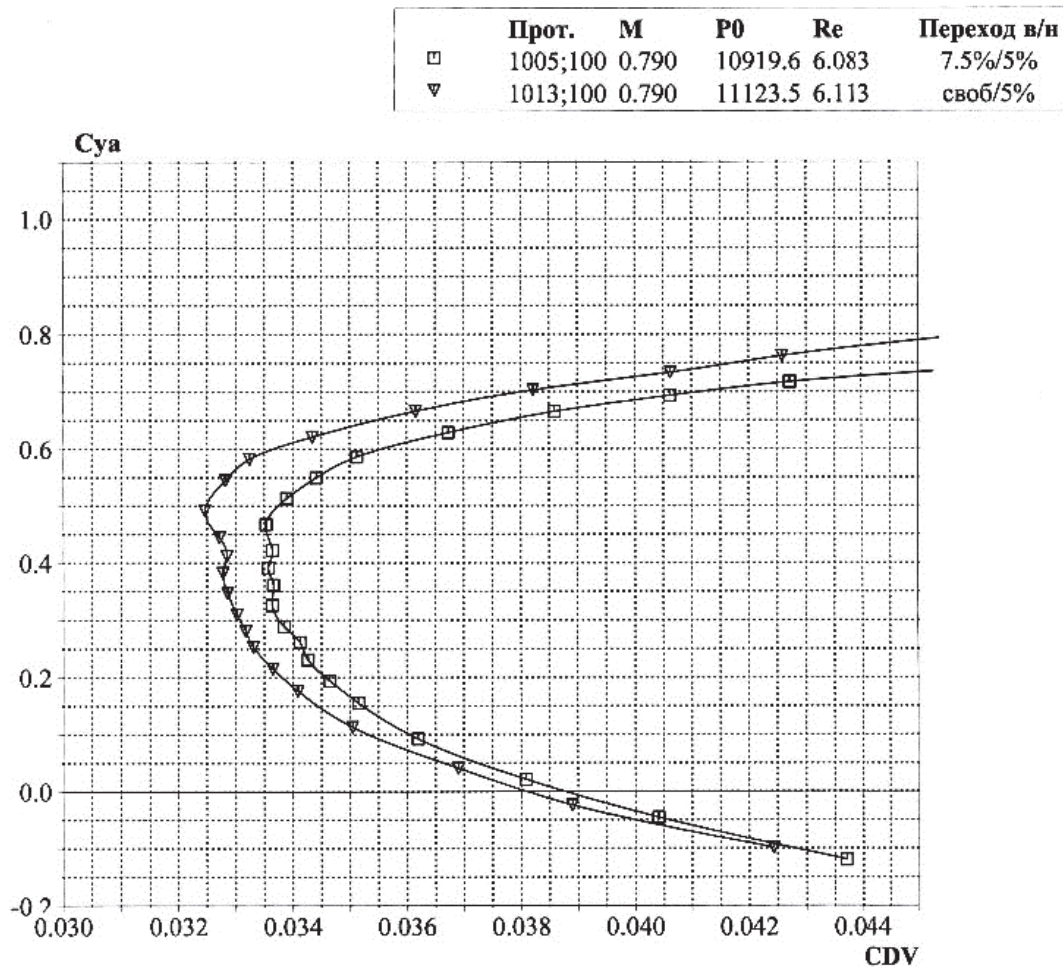


Рис. 10. Сравнение поляр с фиксированным и свободным переходом на верхней поверхности крыла

3. Исследования административного самолета с высоким уровнем комфорта

На протяжении ряда лет ЦАГИ проводит исследования компоновки административного самолета с каплевидной формой фюзеляжа под названием «Головастик» [17], обеспечивающего высокий уровень комфорта для пассажиров и благоприятную интерференцию с крылом, установленным в локальную зону заторможенного потока вокруг фюзеляжа. Дополнительное торможение в корневой зоне крыла получается благодаря традиционному размещению двигателей на хвостовой части фюзеляжа возле задней кромки. Все это позволяет достичь максимальной крейсерской скорости, соответствующей $M = 0.8$ с прямым крылом, имеющим обычное распределение относительных толщин ($\bar{c} = 15-11\%$ в корне и на конце соответственно). Применение прямого крыла упрощает и облегчает конструкцию, позволяет достичь высоких несущих свойств в отсутствие предкрылка и благоприятствует ламинарному обтека-

нию крыла при скоростном крейсерском числе Маха. Испытания, проведенные в АДТ Т-128 (рис. 11), полностью подтвердили скоростные свойства компоновки.

После этого исследования продолжились в направлении создания компоновки с двигателями над крылом. Данная компоновка была инспирирована успехами в аэродинамике ламинарного регионального самолета, описанного в предыдущем разделе. Однако главным мотивом являлось желание увеличить объем пассажирской кабины и грузового отсека, как в самолёте HONDA Jet [18]. Кроме того, перестановка мотогондол на крыло устраняет опасность попадания отрывного корневого течения в воздухозаборники двигателей на больших углах атаки.

Новое крыло чуть тоньше ($\bar{c} = 14-10\%$) и имеет небольшую стреловидность (в реальности задняя кромка перпендикулярна набегающему потоку), рассчитано на $M_{\text{КРЕЙС}} = 0.82$. Модель испытывалась с прежним фюзеляжем как в полной компоновке, так и без оперения (рис. 12).

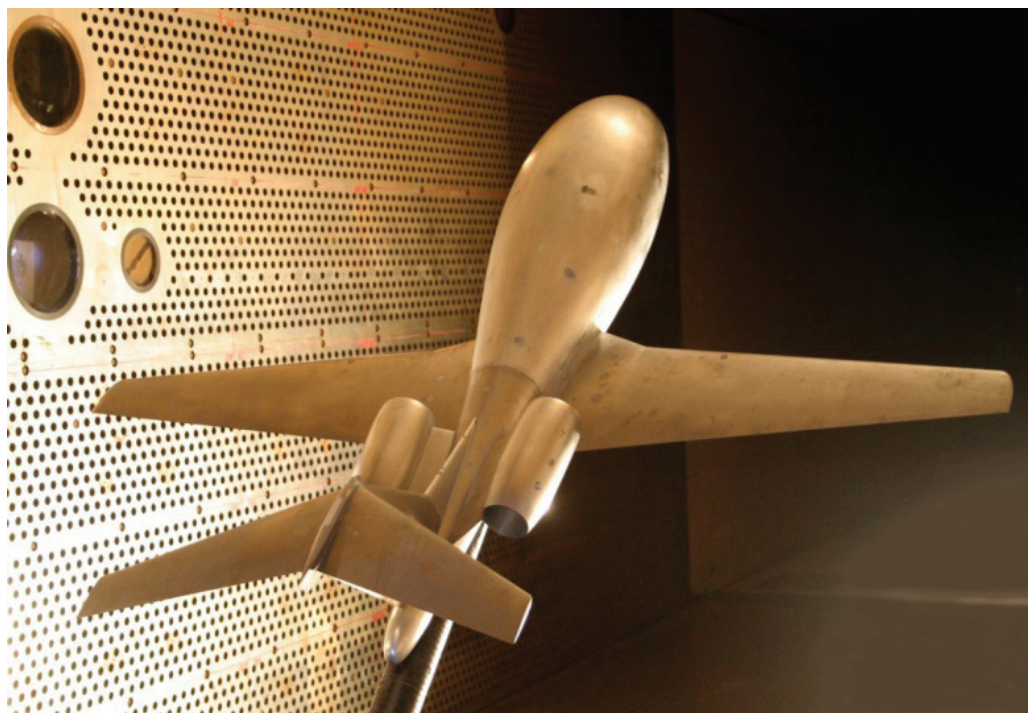


Рис. 11. Аэродинамическая модель административного самолета «Головастик» с прямым крылом ($M_{\text{КРЕЙС}} = 0.8$)

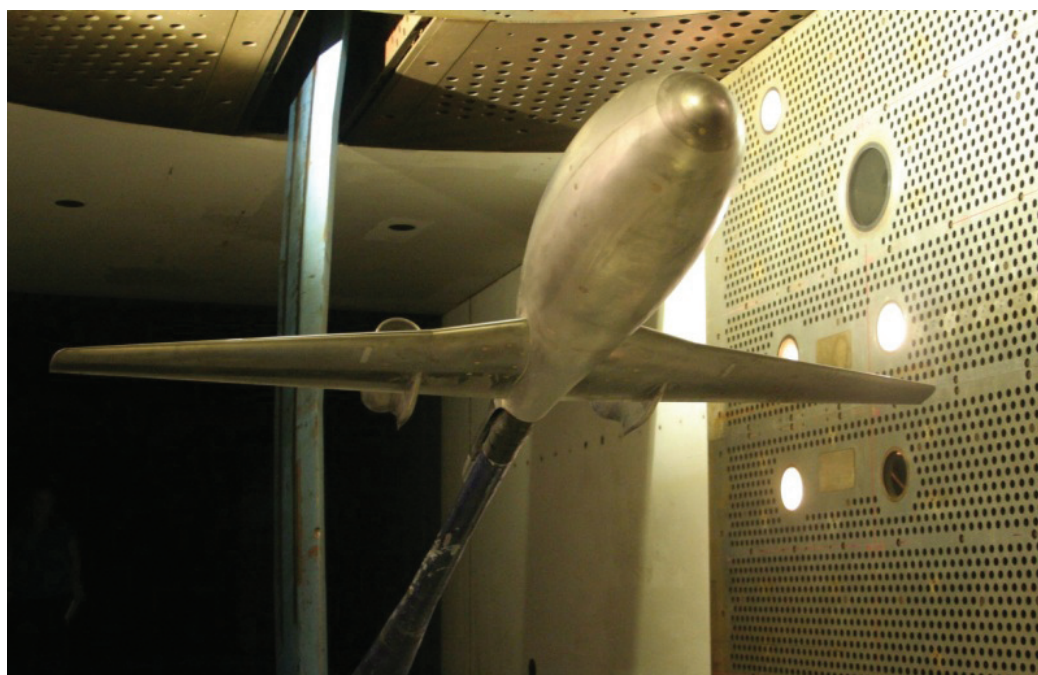


Рис. 12. Аэродинамическая модель административного самолета с двигателями над крылом

Испытания подтвердили результаты предварительных расчетов. Никаких заметных неблагоприятных особенностей не было замечено ни при трансзвуковых скоростях, ни при малых скоростях на больших углах атаки. Так, при испытаниях с однощелевыми закрылками Фаулера в посадочном положении ($\delta = 35^\circ$) было достигнуто значение $C_{y_{\max}} = 2.35$ ($M = 0.2$; $Re = 3$ млн).

Наряду с весовыми испытаниями проводилась и визуализация обтекания методом цветной масляной пленки (рис. 13). Видно, что развитие отрыва (от диффузорного до отрыва из-под скачка при увеличении числа Маха) происходит приблизительно посередине размаха консоли, где тормозящее влияние мотогондолы более не чувствуется.

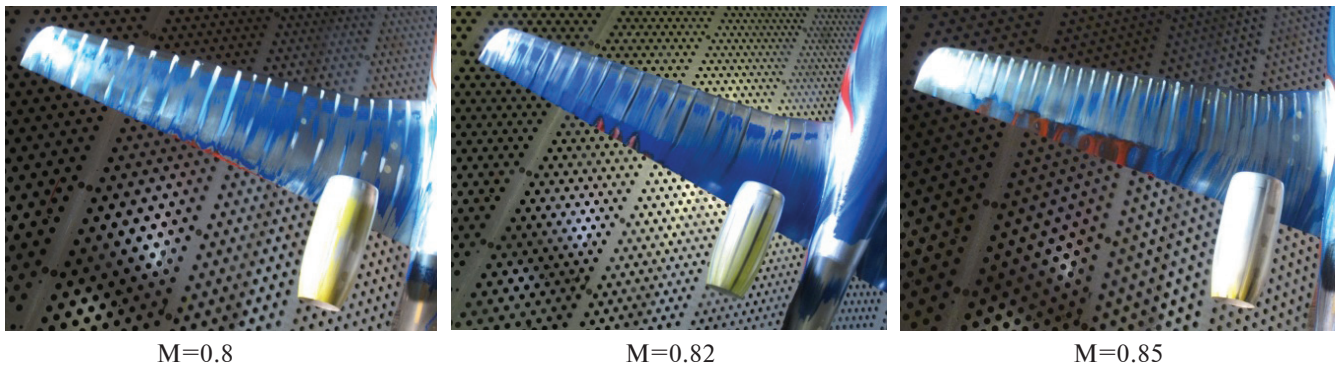


Рис. 13. Визуализация обтекания при различных числах Маха ($\alpha = 1.5^\circ$) методом цветной масляной плёнки

4. Компоновка «Летающее Крыло» с верхним расположением двигателей

Компоновки «Летающее Крыло» (ЛК) или Blended-Wing-Body (BWB) считаются авиационным сообществом серьезной альтернативой обычным аэропланам [8—21]. Несмотря на длинный перечень недостатков в эксплуатации, ЛК/BWB — пассажирские компоновки имеют, по крайней мере в теории, три серьезных достоинства: более высокое аэродинамическое качество из-за уменьшенной относительной омываемой площади, благоприятный характер распределения нагрузки по размаху и заметное уменьшение шума на местности благодаря экранированию двигателей в случае их верхнего расположения. Именно последнее преимущество привлекает пристальное внимание исследователей, ввиду желания создать действительно малозумный самолет, невосприимчивый человеческим ухом.

Однако расположение двигателей над центропланом крыла имеет много недостатков, среди которых усложнение обслуживания, увеличение пикирующего момента из-за тяги двигателей, и

особенно — неблагоприятная аэродинамическая интерференция с планером. Испытания предыдущей модели ЛК в ЦАГИ показали, что с ростом числа Маха увеличение сопротивления от мотогондол, расположенных на верхней поверхности как в переднем, так и в заднем положении (см. рис. 4, 14), значительно выше, чем при классическом подкрыльевом положении.

Рассматривалось несколько путей уменьшения неблагоприятной интерференции. Приемлемые, хотя и ограниченные результаты были получены при помощи обратных методов по изменению геометрии верхней поверхности крыла в зоне интерференции. Местное течение может быть дополнительно подторможено за счет второй палубы центрального тела, обрывающейся перед гондолами. Эта идея аналогична идее использования каплевидного фюзеляжа на «Головастике» с благоприятной интерференцией. Таким образом, получилась компоновка с полуторпалубным центральным телом, напоминающим фюзеляж самолёта B-747 Jumbo Jet. Добавка второй палубы улучшает распределение площадей вдоль длины

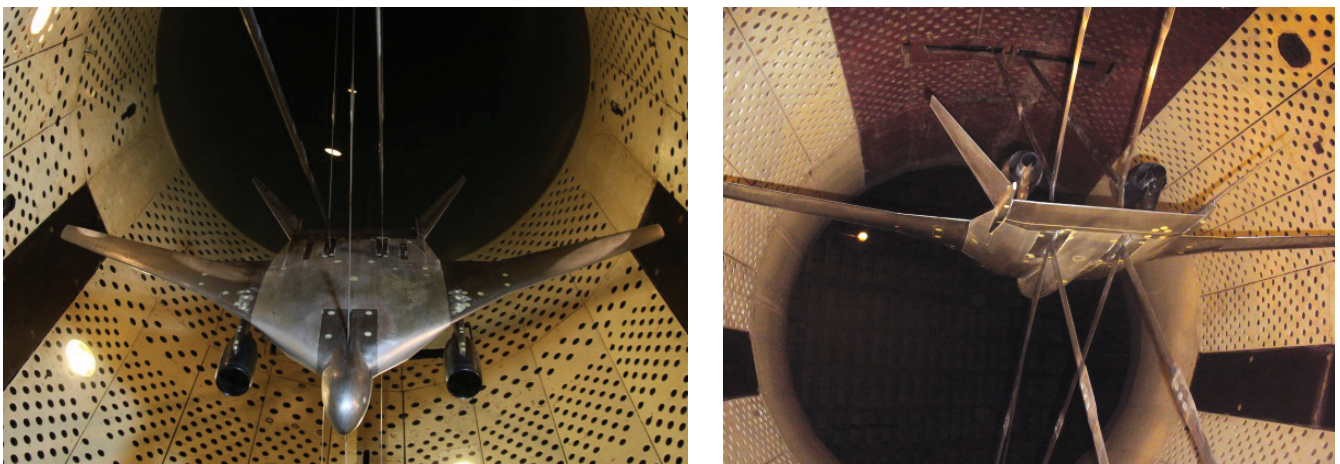


Рис. 14. Модель ЛК с подкрыльевым и задним надкрыльевым положением мотогондол в АДТ Т-106

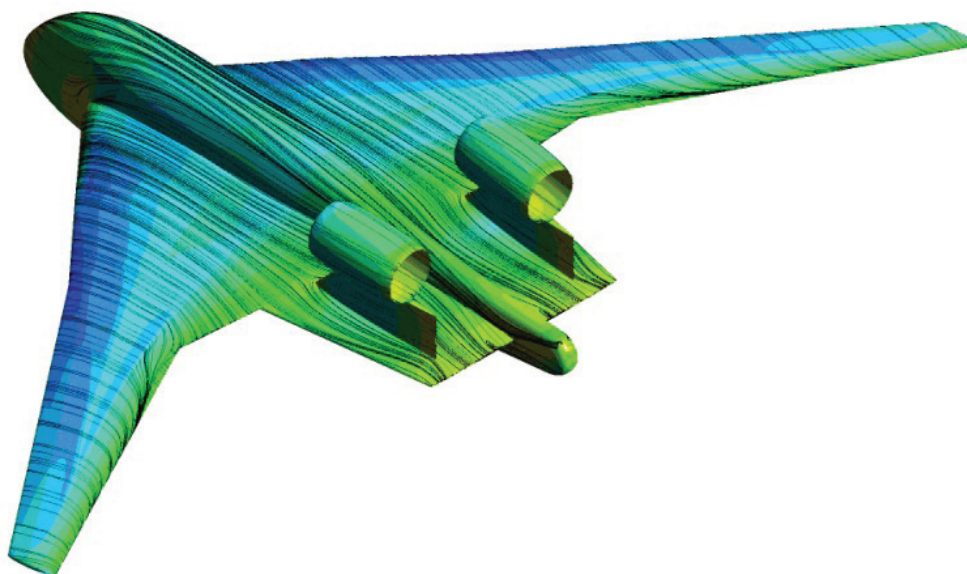


Рис. 15. Визуализация обтекания новой компоновки ЛК методами CFD

самолета и тем самым повышает скоростные свойства. Расчеты показывают, что неблагоприятная аэродинамическая интерференция значительно ослабла и скачки уплотнения на пилонах исчезли (рис. 15). Ко всему прочему, встраивание второй палубы улучшает продольное распределение масс и улучшает весовую отдачу за счет уменьшения омываемой площади на пассажира и уменьшения относительного веса конструкции.

Выводы

Указаны особенности аэродинамического проектирования самолетных компоновок с расположением двигателей над крылом. В общем случае их аэродинамика более сложна из-за возможности проявления неблагоприятной аэродинамической интерференции, вызванной увеличенными скоростями над крылом. Поэтому необходимо искать такие конфигурации, у которых этот риск минимален или даже существует шанс на положительную интерференцию. При проектировании сложных компоновок необходимо применять наиболее продвинутые методы CFD с тщательным моделированием основных элементов: крыла, фюзеляжа, мотогондол, пилонов, обтекателей и т.д., подкрепленные широким применением оптимизационных и обратных методов.

Приведены примеры проектирования из практики отделения аэродинамики ЦАГИ. Они включают как обычные компоновки «труба-крыло», так и нестандартные схемы административного самолета и «летающего крыла». Представлены некото-

рые экспериментальные результаты (включая данные по визуализации течения).

Библиографический список

1. *Brodersen O., Taupin K., Maury E.* et al. Aerodynamic investigations in the European Project ROSAS (Research on Silent Aircraft Concepts) // 35th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit (06-09 June 2005, Toronto, Ontario, Canada). DOI: 10.2514/6.2005-4891
2. *Hileman J.I., Spakovszky Z.S., Drela M., Sargeant M.A.* Airframe design for a «Silent Aircraft» // 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (8-11 January 2007; Reno, Nevada). AIAA 2007-453. DOI:10.2514/6.2007-453
3. *Powell S., Sóbester A., Joseph P.* Fan broadband noise shielding for over-wing engines // Journal of Sound and Vibration. 2012. Vol. 331. No. 23, pp. 5054-5068. DOI: 10.1016/j.jsv.2012.06.012
4. *Warwick Gr.* Location, location // Aviation Week & Space Technology. Aug. 5/12. 2013.
5. *Warwick Gr.* Lockheed Martin refines hybrid wing-body airlifter concept // Aviation Week & Space Technology. February 17, 2014. URL: <https://aviationweek.com/defense-space/lockheed-martin-refines-hybrid-wing-body-airlifter-concept>
6. *Frotta J.* NACRE an overview: towards a silent-by-design aircraft? // 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (12-13 May 2009, Miami, Florida, USA).
7. *Sasaki D., Nakahashi K.* Aerodynamic optimization of an over-the-wing-nacelle-mount configuration // Modelling and Simulation in Engineering. 2011. DOI: 10.1155/2011/293078
8. *Thomas R.H., Burley C.L., Nickol C.L.* Assessment of the noise reduction potential of advanced subsonic

- transport concepts for the NASA's Environmentally Responsible Aviation Project // 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting (4-8 January 2016; San Diego, California, USA). DOI: 10.2514/6.2016-0863
9. *Bolsunovsky A.L., Bragin N.N., Buzoverya N.P.* et al. Aerodynamic studies on low-noise aircraft with upper engine installation // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (07-12 September 2014; St. Petersburg). URL: http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2014/data/papers/2014_0389_paper.pdf
 10. *Bolsunovsky A.L., Buzoverya N.P., Chernyshev I.L., Cherny K.I., Pushchin N.A.* The numerical and experimental studies on the over-wing-engine configurations aerodynamics // 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (01-04 July 2019; Madrid, Spain). DOI: 10.13009/EUCASS2019-329
 11. *Chandrasekharan R.M., Murphy W.R.* et al. Computational aerodynamic design of the Gulfstream IV wing // *Journal of Aircraft*. 1985. Vol. 22. No. 9, pp. 797-801. AIAA -85-0427. DOI: 10.2514/3.45204
 12. *Bolsunovsky A.L., Buzoverya N.P., Karas O.V., Skomorokhov S.I.* An experience in aerodynamic design of transport aircraft // 28th International Congress of the Aeronautical Sciences ICAS 2012. URL: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2012/PAPERS/479.PDF
 13. *Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Пущин Н.А.* Решение обратной задачи для крыла в полной крейсерской компоновке магистрального самолета с использованием уравнений RANS // *Ученые записки ЦАГИ*. 2020. Т. 51. №1. С. 3-13.
 14. *Savoni L., Rudnik R.* Pylon design for a short range transport aircraft with over-the-wing mounted UHBPR engines // AIAA Aerospace Sciences Meeting. DOI:10.2514/6.2018-0011
 15. *Crouch J.D., Sutano M.I., Witkowski D.P.* et al. Assessment of the National Transonic Facility for Laminar Flow Testing // 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition (04-07 January 2010; Orlando, Florida). DOI: 10.2514/6.2010-1302
 16. *Perraud J., Schrauf G., Archambaud I.* et al. Transonic High Reynolds Number Transition Experiments in the ETW Cryogenic Wind Tunnel // 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition (04-07 January 2010; Orlando, Florida). DOI: 10.2514/6.2010-1300
 17. *Bolsunovsky A.L., Buzoverya N.P., Chernavskikh Yu.N.* et al. Study on a concept of a business jet with high passenger comfort // 4th European Conference for Aeronautics and Space Sciences EUCASS 2011.
 18. *Fujino M., Kawamura Y.* Wave-drag characteristics of an over-the-wing nacelle business-jet configuration // *Journal of Aircraft*. 2003. Vol. 40. No. 6, pp. 1177-1184. DOI: 10.2514/2.7207
 19. *Nickol C.L., Haller W.J.* Assessment of the performance potential of advanced subsonic transport concepts for the NASA's Environmentally Responsible Aviation Project // 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting (4-8 January 2016; San Diego, California, USA). DOI: 10.2514/6.2016-1030
 20. *Bolsunovsky A.L., Buzoverya N.P., Chernyshev I.L., Gurevich B.I., Tsyganov A.P.* Arrangement and aerodynamic studies for long-range aircraft in «flying wing» layout // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (07-12 September 2014; St. Petersburg). ICAS 2014-0388. URL: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2014/data/papers/2014_0388_paper.pdf
 21. *Анисимов К.С., Кажан Е.В., Курсаков И.А., Лысенков А.В., Подаруев В.Ю., Савельев А.А.* Разработка облика самолета с использованием высокоточных методов вычислительной аэродинамики и оптимизации // *Вестник Московского авиационного института*. 2019. Т. 26. № 2. С. 7-19.

NUMERICAL AND EXPERIMENTAL STUDIES ON THE OVER-THE-WING-ENGINE CONFIGURATIONS AERODYNAMICS

Bolsunovskii A.L.* , Buzoverya N.P., Bragin N.N. , Gerasimov S.V.,
Pushchin N.A., Chernyshev I.L.*****

*Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky (TsAGI),
1, Zhukovsky str., Zhukovsky, Moscow Region, 140180, Russia*

** e-mail: bolsun@progtech.ru*

*** e-mail: skomorohov@tsagi.ru*

**** e-mail: ivan.chernyshev@tsagi.ru*

Abstract

Environmental requirements, such as limits on community noise and emissions, will play an increasingly important role in the future of civil aviation. The possibilities of noise reduction in state-of-the-art layouts are limited, thus, it may be necessary to switch to radically new schemes to meet the goals declared by NASA, ACARE, the Ministry of Industry and Trade of Russia and other organizations for the next generation of aircraft.

Engine noise is one of the main factors in the overall aircraft noise. Although the current trend to increase the bypass ratio turbojet leads itself to the noise reduction, the possibility of placing large engines under the wing is limited. The upper position of the engines may help to eliminate this problem and additionally reduce the noise on the ground due to the shielding effect. Besides, the engines diameter increasing does not lead to the chassis struts elongation, i.e. there is a possibility of installing engines with ultra-high bypass ratio. Air intakes are better protected from foreign objects, especially on runways of poor quality. There is no gap in the slat spanwise, as in the layouts with engines under the wing. The jets of the engines do not fall on the flaps. The disadvantages include a significant risk of adverse aerodynamic interference, especially at transonic speeds, and increase in the cabin noise, which may require installation of additional sound-absorbing structures. Moreover, the thrust of the engines creates an undesirable negative dive moment at takeoff and in cruising flight. Many questions arise concerning rational design of the pylon-wing-nacelle assembly and its aero-elastic characteristics. Finally, the engine maintenance becomes noticeably complicated.

Intensive research on “quiet” layouts has been initiated in the US and Europe to meet the stringent environmental requirements of NASA and ACARE for the decades to come. TsAGI also conducts systematic research in this direction, trying to make allowances for the development of necessary technologies in

various disciplines, especially in aerodynamics and power plants, since aerodynamics is the main bottleneck hindering introduction of the top-mounted engine layouts. This problem solution with a positive result is possible only with a powerful set of aerodynamic design tools. The set should include a detailed direct analysis method that accounts for all geometric features, an optimization procedure, and a reverse method, allowing create the aircraft surface element according to a given pressure distribution. The authors use in their practice the original version of the residual correction method, in which the upper level is represented by the RANS method, and the inverse method based on the full potential method is used as a corrector.

The article discusses the aerodynamic design features of various aircraft layouts with the engines location above the wing. In general case, their aerodynamics are more complex due to the possibility of adverse aerodynamic interference manifestation caused by the increased speeds over the wing. Thus, it is necessary to search for such configurations in which this risk is minimal, or even there is a chance of positive interference. Several aerodynamic models were designed, manufactured, and tested in TsAGI's large transonic tubes. These included:

- the regional aircraft layout with natural flow-around laminarization of the wing of a small sweep ($\chi_{1/4} = 15^\circ$) with the cruising Mach number of $M = 0.78$. Aerodynamic tests in the T-128 WT (Wing Tunnel) demonstrated satisfactory transonic aerodynamic characteristics, including the possibility of obtaining extended laminar sections on the wing consoles, as well as excellent load-bearing characteristics at low speeds;

- the layout of business aircraft with a drop shape of the fuselage called a “tadpole”, with a maximum cruise Mach number of $M = 0.82$ and a small wing

sweep ($\chi_{1/4} = 6^\circ$), with a normal distribution of the relative thickness ($\bar{c} = 14\text{--}10\%$ at the root and at the end respectively). Tests in the T-128 WT fully confirmed the speed properties of the layout;

- the layout of the “flying wing” with the engine nacelles located above the wing center section, designed with account for the unfavorable aerodynamic interference of the wing-pylon-nacelle assembly.

Keywords: aerodynamic design, over-the-wing-engine configuration, experimental studies.

References

1. Brodersen O., Taupin K., Maury E. et al. Aerodynamic investigations in the European Project ROSAS (Research on Silent Aircraft Concepts). *35th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit (06-09 June 2005, Toronto, Ontario, Canada)*. AIAA 2005-4891. DOI: 10.2514/6.2005-4891
2. Hileman J.I., Spakovszky Z.S., Drela M., Sargeant M.A. Airframe design for a “Silent Aircraft”. *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (08-11 January 2007; Reno, Nevada)*. DOI:10.2514/6.2007-453
3. Powell S., Söbester A., Joseph P. Fan broadband noise shielding for over-wing engines. *Journal of Sound and Vibration*, 2012, vol. 331, no. 23, pp. 5054-5068. DOI: 10.1016/j.jsv.2012.06.012
4. Warwick Gr. Location, location. *Aviation Week & Space Technology*, Aug. 5/12, 2013.
5. Warwick Gr. Lockheed Martin refines hybrid wing-body airlifter concept. *Aviation Week & Space Technology*. February 17, 2014. URL: <https://aviationweek.com/defense-space/lockheed-martin-refines-hybrid-wing-body-airlifter-concept>
6. Frotta J. NACRE an overview: towards a silent-by-design aircraft? *15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (12-13 May 2009, Miami, Florida, USA)*.
7. Sasaki D., Nakahashi K. Aerodynamic optimization of an over-the-wing-nacelle-mount configuration. *Modelling and Simulation in Engineering*, 2011. DOI: 10.1155/2011/293078
8. Thomas R.H., Burley C.L., Nickol C.L. Assessment of the noise reduction potential of advanced subsonic transport concepts for the NASA’s Environmentally Responsible Aviation Project. *54th AIAA Aerospace Sciences Meeting (4-8 January 2016; San Diego, California, USA)*. DOI: 10.2514/6.2016-0863
9. Bolsunovskii A.L., Bragin N.N., Buzoverya N.P. et al. Aerodynamic studies on low-noise aircraft with upper engine installation. *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (07-12 September 2014; St. Petersburg)*. URL: http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2014/data/papers/2014_0389_paper.pdf
10. Bolsunovskii A.L., Buzoverya N.P., Chernyshev I.L., Cherny K.I., Pushchin N.A. The numerical and experimental studies on the over-wing-engine configurations aerodynamics. *8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (01-04 July 2019; Madrid, Spain)*. DOI: 10.13009/EUCASS2019-329
11. Chandrasekharan R.M., Murphy W.R. et al. Computational aerodynamic design of the Gulfstream IV wing. *Journal of Aircraft*, 1985, vol. 22, no. 9, pp. 797-801. AIAA -85-0427. DOI: 10.2514/3.45204
12. Bolsunovskii A.L., Buzoverya N.P., Karas O.V., Skomorokhov S.I. An experience in aerodynamic design of transport aircraft. *28th International Congress of the Aeronautical Sciences ICAS 2012*. URL: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2012/PAPERS/479.PDF
13. Bolsunovskii A.L., Buzoverya N.P., Pushchin N.A. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2020, vol. 51, no. 1, pp. 3-13.
14. Savoni L., Rudnik R. Pylon design for a short range transport aircraft with over-the-wing mounted UHBPR engines. *AIAA Aerospace Sciences Meeting*. DOI:10.2514/6.2018-0011
15. Crouch J.D., Sutano M.I., Witkowski D.P. et al. Assessment of the National Transonic Facility for Laminar Flow Testing. *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition (04-07 January 2010; Orlando, Florida)*. DOI: 10.2514/6.2010-1302
16. Perraud J., Schrauf G., Archambaud I. et al. Transonic High Reynolds Number Transition Experiments in the ETW Cryogenic Wind Tunnel. *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition (04-07 January 2010; Orlando, Florida)*. DOI: 10.2514/6.2010-1300
17. Bolsunovskii A.L., Buzoverya N.P., Chernavskikh Yu.N. et al. Study on a concept of a business jet with high passenger comfort. *4th European Conference for Aeronautics and Space Sciences EUCASS 2011*.
18. Fujino M., Kawamura Y. Wave-drag characteristics of an over-the-wing nacelle business-jet configuration. *Journal of Aircraft*, 2003, vol. 40, no. 6, pp. 1177-1184. DOI: 10.2514/2.7207
19. Nickol C.L., Haller W.J. Assessment of the performance potential of advanced subsonic transport concepts for the NASA’s Environmentally Responsible Aviation Project. *54th AIAA Aerospace Sciences Meeting (4-8 January 2016; San Diego, California, USA)*. DOI: 10.2514/6.2016-1030
20. Bolsunovskii A.L., Buzoverya N.P., Chernyshev I.L., Gurevich B.I., Tsyganov A.P. Arrangement and aerodynamic studies for long-range aircraft in “flying wing” layout. *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (07-12 September 2014; St. Petersburg)*. ICAS 2014-0388. URL: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2014/data/papers/2014_0388_paper.pdf
21. Anisimov K.S., Kazhan E.V., Kursakov I.A., Lysenkov A.V., Podaruev V.Y., Savel’ev A.A. Aircraft layout design employing high-precision methods of computational aerodynamics and optimization. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 2, pp. 7-19.