



НОВОСТИ ЗАРУБЕЖНОЙ НАУКИ И ТЕХНИКИ

Серия: АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА

ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Возможности совершенствования аэродинамики самолета для снижения расходов топлива	1
Разработка профиля крыла с большой несущей способностью без подвижных элементов механизации	6
Методы активного управления в современной авиации. Состояние и перспективы применения ЭВМ в проектировании самолетов и двигателей	12
Проблемы повышения экономичности эксплуатации транспортных самолетов	18
Влияние числа M и свойств реального газа на аэродинамические характеристики воздушно-космического самолета МВКА „Спейс Шаттл“	23
	27

УДК 629.735.33.015.3.003.1

**ВОЗМОЖНОСТИ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ АЭРОДИНАМИКИ САМОЛЕТА
ДЛЯ СНИЖЕНИЯ РАСХОДОВ ТОПЛИВА***

Одной из важнейших задач, решаемых при проектировании транспортного самолета, является снижение прямых эксплуатационных расходов (ПЭР). По данным международной ассоциации воздушного транспорта IATA, средняя доля топлива в ПЭР возросла с 12% в 1973 г. до 31% в 1981 г. Следует отметить, что для дальних магистральных самолетов эта доля существенно выше и достигает 50%. Поэтому наиболее прямой способ уменьшения ПЭР заключается в снижении расходов топлива.

Существует много путей снижения расходов топлива. Ниже будут рассмотрены только чисто аэродинамические аспекты данной проблемы. Наиболее крупные продвижения в этой области в последние годы связаны с разработкой крыльев усовершенствованной геометрической формы, в частности со сверхкритическими профилями.

Удельный расход топлива двигателей определяется по формуле

$$c_p = \frac{\dot{m}}{P},$$

где \dot{m} — секундный массовый расход топлива, P — тяга. Удельная (на единицу массы расходуемого топлива) дальность полета равна

$$r = \frac{V \cdot K}{c_p \cdot G}, \quad (1)$$

где V — истинная воздушная скорость полета, G — полный вес самолета, K — аэродинамическое качество. Мерой энергетической эффективности самолета можно считать величину

$$E = r \cdot G_{п.н} = \frac{V \cdot K \cdot \bar{G}_{п.н}}{c_p}, \quad (2)$$

где $\bar{G}_{п.н} = G_{п.н}/G$ — относительный вес платной нагрузки. Отсюда ясно, что любое уменьшение «постоянной» части полного веса G (т. е. веса конструкции или силовой установки) повлечет за собой увеличение $\bar{G}_{п.н}$ и, следовательно, уменьшение E . Кроме того, любое увеличение величины $V \cdot K/c_p$ уменьшает количество топлива, необходимого для

перевозки данной полезной нагрузки на данное расстояние.

Для турбореактивных двигателей характерна относительно слабая зависимость удельного расхода топлива от скорости, тогда как у двухконтурных двигателей с большой степенью двухконтурности, широко применяемых на современных пассажирских самолетах, удельный расход топлива заметно растет с увеличением скорости. В рабочем диапазоне скоростей полета эту зависимость для ТРДД с достаточной большой точностью можно аппроксимировать формулой

$$c_p = c_0 \cdot M^n, \quad (3)$$

где M — число Маха, c_0 и n — константы. Показатель степени n растет с увеличением степени двухконтурности μ . Например, для двигателей серии Роллс-Ройс RB.211 со степенью двухконтурности $\mu = 5$ характерно $n = 0,45$.

Существенное значение имеет характер зависимости аэродинамического качества от числа Маха и коэффициента подъемной силы. На рис. 1 приведены примеры изменения коэффициента лобового

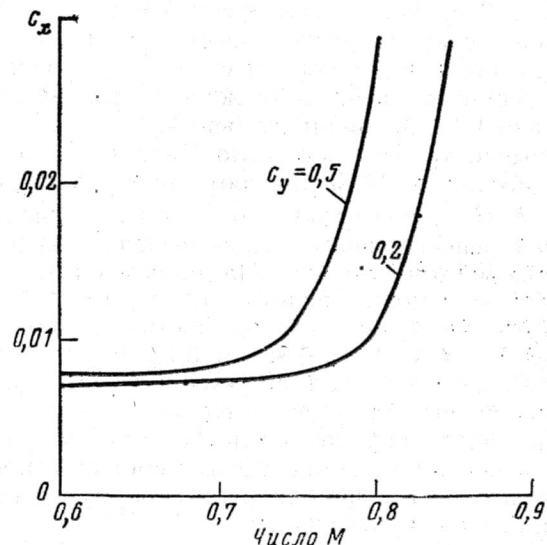
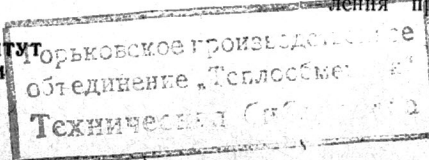


Рис. 1. Зависимость коэффициента сопротивления профиля от числа Маха

* Maig W. A. Fuel conservation in aircraft. The South African Mechanical Engineer, 1983, v. 33, V, p. 110—114.



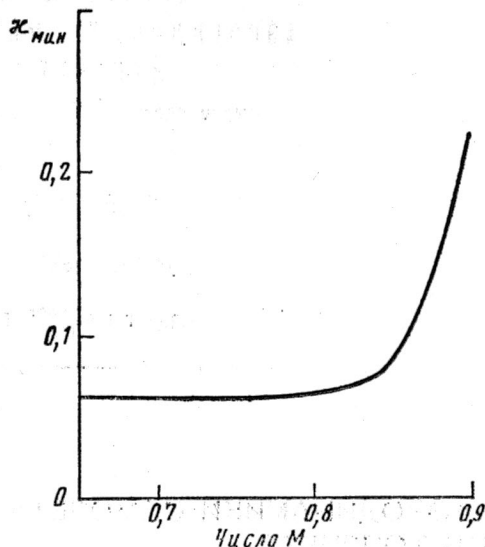


Рис. 2. Зависимость минимального обратного аэродинамического качества от числа Маха

сопротивления с ростом числа Маха для профилей крыла обычного типа с относительной толщиной $t/b \approx 0,12$. Видно характерное ускорение роста c_x после достижения некоторого критического значения $M_{\text{крит}}$ и уменьшения этого критического значения с увеличением c_y . Величина $M_{\text{крит}}$ снижается также и с увеличением толщины профиля.

Эффект резкого увеличения темпов роста c_x связан главным образом с отрывом пограничного слоя за скачками уплотнения на крыле. Известно, что некоторого затягивания проявления этого эффекта можно добиться путем увеличения угла стреловидности крыла, приводящего к уменьшению составляющей вектора скорости потока, нормальной к изобарам на поверхности крыла.

На рис. 2 показана типичная зависимость минимального обратного качества $\kappa = c_x/c_y$ от числа Маха для самолета со стреловидным крылом. Используя эту зависимость и формулу (3) при $n=0,45$, можно численно проанализировать характер изменения отношения $E/\bar{G}_{\text{п.п}}$ в функции числа Маха. На рис. 3 видно, что при увеличении числа M эта величина сначала растет, затем, достигнув максимума, падает, что является следствием увеличения $\kappa_{\text{мин}}$, несмотря на продолжающееся увеличение отношения V/c_p пропорционально $M^{0,55}$.

Обычно крейсерское число Маха ($M_{\text{крейс}}$) выбирают несколько большим соответствующего максимуму $E/\bar{G}_{\text{п.п}}$, поскольку это дает возможность сократить рейсовое время ценой незначительного увеличения расхода топлива. На данном иллюстративном примере можно видеть, что некоторого снижения расходов топлива можно достичь путем уменьшения $M_{\text{крейс}}$ с 0,81—0,82 до 0,79, но дальнейшее уменьшение числа M (например, до 0,76) приведет к увеличению расходов топлива.

При фиксированном числе M изменение величины κ в функции c_y может быть проанализировано с использованием приближенной формулы для коэффициента сопротивления:

$$c_x = c_{x0} + \frac{k}{\pi\lambda} c_y^2 \quad (4)$$

где λ — относительное удлинение крыла, c_{x0} и k — константы. Для обратного качества получается следующая зависимость:

$$\kappa = \frac{c_{x0}}{c_y} + \frac{k}{\pi\lambda} c_y \quad (5)$$

имеющая минимум

$$\kappa_{\text{мин}} = 2 \left(\frac{k c_{x0}}{\pi\lambda} \right)^{1/2}$$

при $c_y^* = \left(\frac{\pi\lambda c_{x0}}{k} \right)^{1/2}$. График функции $\kappa = \kappa(c_y)$ приведен на рис. 4.

Величина коэффициента подъемной силы для крейсерского режима обычно выбирается примерно на 20% меньшей, чем c_y^* . Главным доводом в пользу такого выбора является стремление увеличить число $M_{\text{крит}}$, при котором начинается резкое увеличение сопротивления, чтобы иметь возможность повысить крейсерское число Маха. Влияние этого повышения на величину V/c_p может компенсировать незначительное увеличение κ по отношению к $\kappa_{\text{мин}}$, так что более высокая крейсерская скорость получается за счет небольшого увеличения расхода топлива или вовсе без этого.

Поскольку нагрузка на крыло и тяга двигателей часто ограничиваются требованиями к взлетным характеристикам, тяга может оказаться недостаточной для полета с требуемым числом M на большой высоте при $c_y = c_y^*$. Уменьшение крейсерского коэффициента подъемной силы на 20% позволяет снизить требуемую тягу на величину порядка 18%.

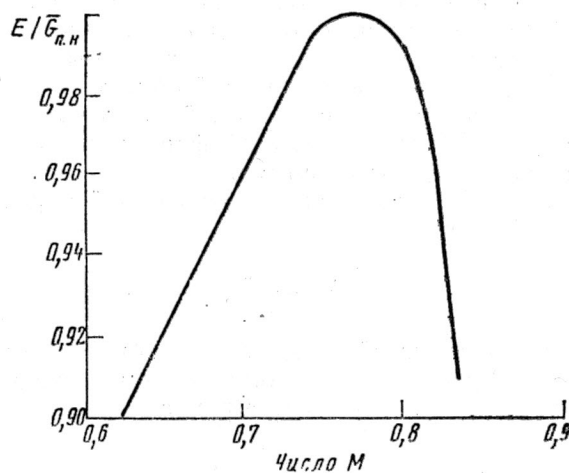


Рис. 3. Зависимость отношения $E/\bar{G}_{\text{п.п}}$ от числа Маха

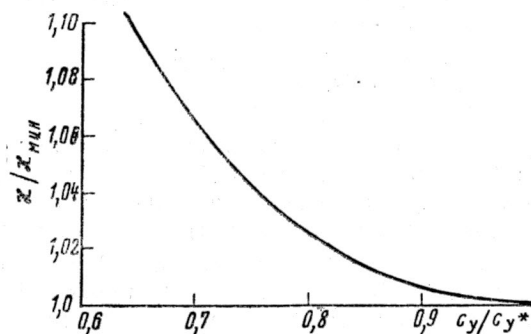


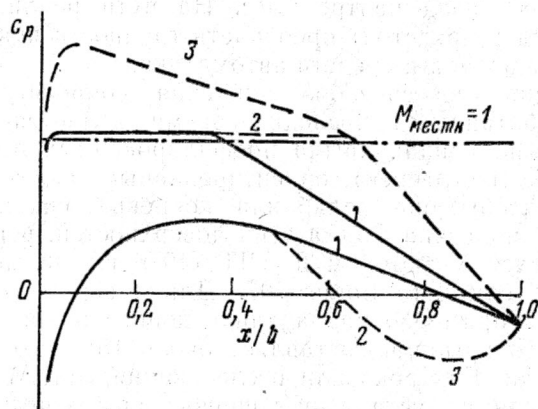
Рис. 4. Зависимость обратного аэродинамического качества от коэффициента подъемной силы

Разработка профилей сверхкритического типа — длительный процесс, растянувшийся на ~20 лет и продолжающийся до настоящего времени. До 1960 г. использовались профили с широкой зоной почти постоянного статического давления при расчетном угле атаки и числе Маха, достаточно малом, чтобы обтекание было полностью дозвуковым.

Около 1960 г. было установлено, что существует возможность обеспечения условий изоэнтропического торможения потока в сверхзвуковой зоне, т. е. без ударных волн. Этот факт создавал предпосылки для достижения высоких дозвуковых скоростей полета без существенного увеличения сопротивления.

Конструкторы стремятся к достижению высокого аэродинамического качества при расчетном числе M , поэтому разработчики профилей крыльев добиваются получения максимальных коэффициентов подъемной силы при безотрывном обтекании, характеризующем малое сопротивление. Исследования в начале 1960-х годов показали, что для увеличения располагаемых значений c_y может использоваться повышенная кривизна контуров хвостовой (особенно нижней) части профиля; создающая местную повышенную нагрузку.

Прогресс в этом направлении развивался медленными темпами до 1970-х годов, когда появились



1—профиль с «полочным» распределением (1960 г.); 2—профиль с расширенной изобарической зоной и повышенной нагрузкой в хвостовой части; 3—сверхкритический профиль

Рис. 5. Распределения давления на профилях

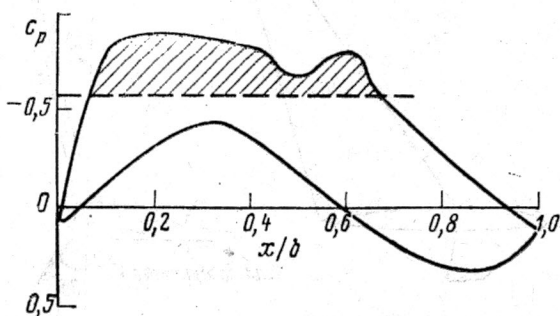
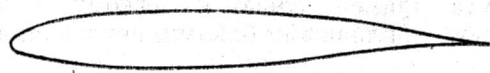


Рис. 6. Распределение давления по хорде сверхкритического профиля Cast 7

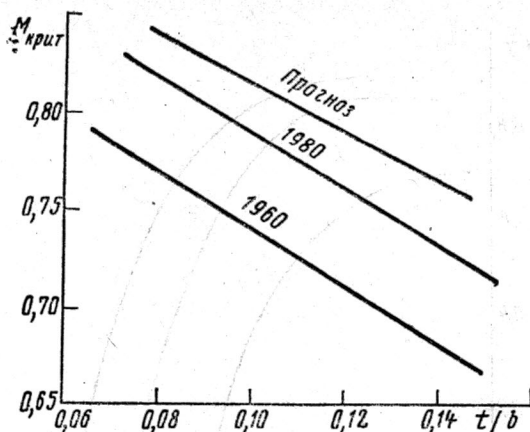


Рис. 7. Зависимости критического числа Маха от толщины профилей различных типов

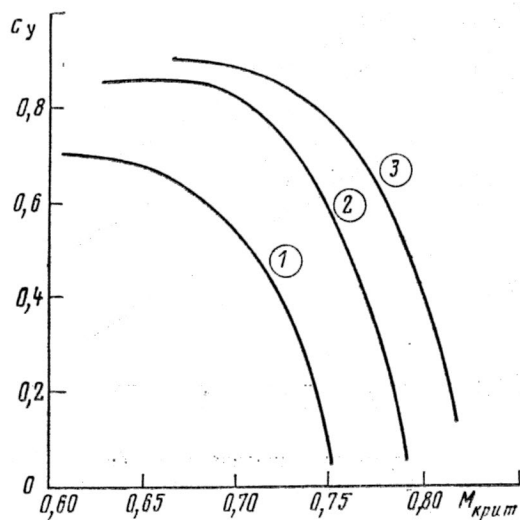
новые высокопроизводительные ЭВМ, позволившие провести ряд важных теоретических исследований. Основные этапы совершенствования профилей схематически показаны на рис. 5. Кривые 1 и 2 соответствуют развитию идеи «полочного» распределения давления с изобарическими участками различной протяженности, причем во втором случае дополнительно используется эффект повышения кривизны и нагруженности хвостика профиля. Кривые 3 отражают увеличение числа M набегающего потока, сопровождающегося расширением верхней сверхзвуковой зоны течения при изоэнтропическом торможении потока до дозвуковых скоростей.

Кривые 3 на рис. 5 могут рассматриваться как идеал, к которому давно стремятся разработчики профилей для околозвуковых скоростей полета, ибо идею полностью бескачкового торможения сверхзвукового потока на поверхности крыла реализовать до сих пор не удается. На рис. 6 приведен пример распределения давления на типичном современном сверхкритическом профиле при испытаниях в АДТ ($M_\infty=0,76$, $c_y=0,5$). В этом случае на модели наблюдались скачки в точках на 45 и 65% хорды. Скачки имели относительно малую интенсивность и не вызывали отрыва пограничного слоя. Хвостовая часть этого профиля несет повышенную аэродинамическую нагрузку, течение в сверхзвуковой области характеризуется изоэнтропическим сжатием (торможением). Еще более совершенным профилям, разработанным за последние 10 лет, свойствен более выраженный характер изоэнтропического сжатия с дальнейшим ослаблением скачков при неизменных значениях M_∞ , c_y и t/b .

Прогресс и прогнозы на будущее в совершенствовании профилей для крыльев транспортных самолетов отражены на рис. 7 в форме зависимостей критического числа Маха ($M_{крит}$) от толщины профилей для $c_y=0,5$, а на рис. 8 — в форме зависимостей $M_{крит}$ от c_y . Эти данные соответствуют двумерному характеру обтекания прямого крыла, и при использовании стреловидности приведенные значения $M_{крит}$ будут увеличены.

Для последнего этапа совершенствования аэродинамики крыла характерны следующие основные направления.

1. Увеличение крейсерского числа M полета.
2. Уменьшение угла стреловидности крыла, позволяющее снизить вес крыла и, за счет увеличения



1—профили 1960 г. ($t/b=0,12$) и 1980 г. ($t/b=0,155$); 2—профили 1980 г. ($t/b=0,12$) и перспективные профили ($t/b=0,144$); 3—перспективные профили ($t/b=0,12$)

Рис. 8. Зависимость критического числа Маха от расчетного коэффициента подъемной силы

$c_{y \max}$, улучшить взлетно-посадочные характеристики.

3. Увеличение относительной толщины крыла при постоянном удлинении, позволяющее снизить вес крыла.

4. Увеличение относительной толщины крыла с целью увеличения его удлинения при неизменном весе.

Выбор того или иного из этих направлений диктуется конкретными проектными требованиями. Четвертое направление, иногда в комбинации со вторым, часто используется как наиболее привлекательное, поскольку повышение относительного удлинения крыла позволяет снизить величину x_{\min} , т. е. увеличить аэродинамическое качество.

Для того чтобы полностью использовать достоинства усовершенствованного крыла, необходимо иметь возможность эффективной эксплуатации самолета при повышенных значениях c_y . Уже достигнутые успехи в разработке новых крыльев позволяют несколько увеличить относительную толщину t/b и c_y при постоянном $M_{\text{крейс}}$ или увеличить эти параметры более существенно при незначительном уменьшении $M_{\text{крейс}}$. Для иллюстрации прогресса в этой области можно провести сравнение с самолетом уровня техники 1960 г., крыло которого имеет относительное удлинение 8,2, толщину 0,12 и угол стреловидности 30° . Модернизированный вариант такого самолета с таким же крейсерским числом M мог бы иметь относительное удлинение крыла 10, $t/b=0,14$ и угол стреловидности 20° . При незначительно увеличенной величине c_{x0} (вследствие большей толщины крыла) оптимальное крейсерское значение c_y будет увеличено на 15%, а K_{\max} — на 8%. Требуемый прирост коэффициента подъемной силы для крейсерского режима полета может быть получен за счет уменьшения площади крыла, если это не будет противоречить требованиям к взлетно-посадочным характеристикам и емкости топливных баков. Такое решение позволило бы одновременно уменьшить вес крыла. Если же этому будут препятствовать требования к взлетно-посадочным ха-

рактеристикам, величину площади крыла можно сохранить на исходном уровне, а для повышения c_y увеличить крейсерскую высоту полета.

Возможны многие другие варианты решения этого вопроса, в частности, связанные с применением новых материалов, таких как углепластики. Использование подобных материалов позволит увеличить удлинение крыла до 12 или более с одновременным повышением аэродинамического качества на 15% по сравнению с современными крыльями.

Недостатком сверхкритических крыльев являются довольно значительные отрицательные значения коэффициента продольного момента относительно фокуса. Например, для крыла с характеристиками профиля, приведенными на рис. 6, $m_{z0}=-0,12$. При большом моменте на пикирование, если центр масс самолета будет располагаться впереди на значительном удалении от фокуса (с целью обеспечения требуемого уровня статической устойчивости), для его парирования требуется большая направленная вниз балансирующая аэродинамическая сила на стабилизаторе, что, в свою очередь, потребует увеличения подъемной силы крыла, приводящего к росту сопротивления. Наилучшим решением этой проблемы в будущем было бы использование активного управления, обеспечивающего заданный уровень продольной устойчивости самолета при смещенном назад центре масс. На пути реализации этой идеи предстоит преодолеть трудности повышения надежности средств автоматики.

Одним из способов снижения сопротивления, разработанных в последнее время, является установка на концах крыла профилированных поверхностей (крылышек), ориентированных таким образом, чтобы они ослабляли концевые вихри. На рис. 9 показана форма этих поверхностей, испытывавшихся Уиткомбом в АДТ (1976 г.) на модели крыла самолета Боинг 707. Длина верхней крылышка примерно равна длине концевой хорды основного крыла и составляет около 15% его полуразмаха. Как показали исследования, при $M=0,78$ в результате установки концевых крылышек аэродинамическое качество увеличивается на 7,5%, тогда как увеличение размаха крыла, создающее такой же прирост корневого изгибающего момента, дает увеличение качества лишь на $\sim 3\%$.

Результаты исследований, проведенных в 1977 г. сотрудниками Крэнфильдского политехнического института применительно к легкому самолету с концевыми топливными баками, показали, что с по-

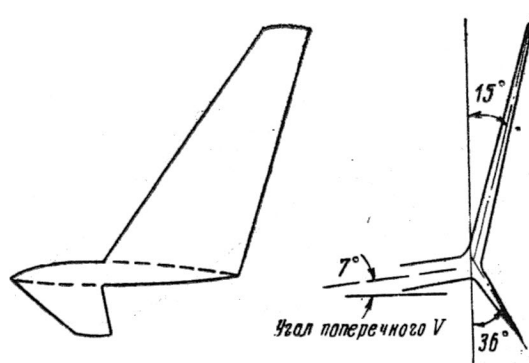
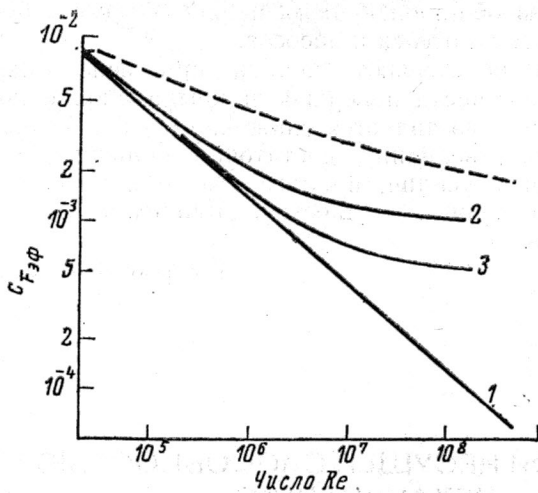


Рис. 9. Типичная форма концевых аэродинамических поверхностей



----- турбулентный пограничный слой;
 ————— ламинарный пограничный слой;
 1— $c_Q=0$; 2— $c_Q=0,0005$; 3— $c_Q=0,0005$ с системой отсоса повышенной эффективности

Рис. 10. Влияние распределенного отсоса на коэффициент трения на плоской пластине

мощью концевых поверхностей аэродинамическое качество может быть увеличено на 25%. Летные испытания проводились при малых числах M , но как полагают авторы работы, подобное увеличение K может быть получено и при более высоких скоростях.

Изучение этого аэродинамического эффекта показывает, что обусловленное им снижение сопротивления и повышение аэродинамического качества связано либо с уменьшением кинетической энергии концевых вихрей из-за уменьшения окружающих составляющих скорости потока, либо с возникновением направленной вперед составляющей полной аэродинамической силы концевых поверхностей. В то же время опыт проведенных исследований свидетельствует о том, что наибольший эффект от применения концевых поверхностей удается получить на крыльях, конструкция и форма которых далеки от оптимальных, поэтому до настоящего времени имеется лишь небольшое количество практических приложений этих исследований.

Несмотря на относительно высокий пропульсивный КПД, применение турбовинтовых двигателей на магистральных самолетах ограничивается (кроме повышенных вибраций и шума) небольшими скоростями полета ($M \leq 0,6$), при которых относительная скорость потока у концов лопастей винта остается меньше звуковой. Проведенные в последние годы исследования показали, что при использовании тонких и сверхкритических лопастей с отогнутыми назад (саблевидными в плане) концами дают возможность увеличить скорости полета винтовых самолетов до соответствующих $M=0,75$. Испытания в АДТ моделей винтовентиляторов, разработанных фирмой Гамильтон Стандарт, указывают на потенциальные возможности снижения расходов топлива самолетов с усовершенствованными ТВД на 15% по сравнению с самолетами, оснащенными современными ТРДД. Как ожидается, первые летные испытания самолетов с турбовинтовыми двигателями состоятся в 1984—1985 гг.

Большое внимание уделяется исследованиям проблем ламинаризации обтекания поверхностей

самолета. Успешное решение этих проблем привело бы к существенному снижению сопротивления самолета. В течение последних ~40 лет поиски велись в направлении разработки профилей с благоприятным распределением давления над передней половиной хорды. Была доказана возможность сохранения на крыльях с такими профилями обширных зон ламинарного течения в пограничном слое при условии выполнения высоких требований к уровню шероховатости и волнистости поверхности обшивки. В условиях эксплуатации на авиалиниях выполнение этих требований представляется чрезвычайно затруднительным, к тому же на стреловидных крыльях существуют дополнительные источники возмущений, способствующие турбулизации пограничного слоя. Поэтому этот метод так называемой естественной ламинаризации обтекания пока не находит практического применения.

В конце 1940-х годов и в 1950-х годах проводились исследования по применению распределенного отсоса для ламинаризации пограничного слоя. Было показано, что с помощью пористых вставок или перфорированных участков обшивки эта цель может быть достигнута, но и в этом случае внедрению на серийных самолетах препятствовали трудности эксплуатационно-технологического характера.

При использовании подобных методов повышения энергетической эффективности самолетов получающаяся экономия топлива не может оцениваться как разность между количеством топлива, сэкономленного за счет снижения сопротивления, и количеством топлива, расходуемого в системе привода отсасывающих насосов. Это связано с тем, что использование отсасываемого воздуха как части воздуха, поступающего в силовую установку значительно выгоднее, чем использование совершенно изолированных систем отсоса и силовой установки, так как при этом снижаются общие затраты энергии. На рис. 10 приведены зависимости эффективного коэффициента трения $c_{F,эф}$ на плоской пластине от числа Re для турбулентного и ламинарного пограничного слоя при наличии отсоса и без него. Коэффициент интенсивности отсоса c_Q определяется выражением

$$c_Q = \frac{\dot{m}_{отс}}{\rho U S},$$

где \dot{m} — массовый расход отсасываемого воздуха, ρ — плотность воздуха, U — скорость полета, S — площадь поверхности отсоса. Как показывают экспериментальные данные, ламинарный пограничный слой может сохраняться до больших чисел Re при коэффициентах отсоса c_Q порядка 0,0005. Кривая 1 на рис. 10 соответствует известному соотношению Блазиуса для ламинарного пограничного слоя при отсутствии отсоса. Эффективные значения c_F , представленные кривой 2, значительно больше, так как, во-первых, в результате отсоса уменьшаются толщина пограничного слоя и увеличиваются сдвиговые напряжения у поверхности и, во-вторых, возникают потери энергии на привод отсасывающих насосов. Прохождение кривой 3 ниже кривой 2 отражает экономию энергии за счет поступления отсасываемого воздуха в силовую установку самолета.

Как видно по характеру кривой 3, величина эффективного коэффициента трения становится по-

стоянной и равной $\sim 5 \cdot 10^{-4}$ после достижения достаточно больших чисел Re . При числах Re в диапазоне $(5 \div 50) \cdot 10^6$ снижение эффективного коэффициента трения по отношению к уровню, соответствующему турбулентному обтеканию, составляет 70—80%. Относительный выигрыш в эффективности использования топлива не может быть столь же большим из-за неизбежных потерь, связанных с необходимостью подкрепления перфорированных

участков обшивки и размещением воздухозаборников системы отсоса и насосов.

Как показывают оценки, при использовании отсоса на части поверхности крыла вполне достижимой целью является снижение расходов топлива на 30% — величину достаточно большую, чтобы оправдать усилия, прилагаемые для преодоления многочисленных трудностей, стоящих перед разработчиками.

Референт Б. И. Круглов.

УДК 629.735.33.015.3

РАЗРАБОТКА ПРОФИЛЯ КРЫЛА С БОЛЬШОЙ НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТЬЮ БЕЗ ПОДВИЖНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ МЕХАНИЗАЦИИ*

Проведенные в последние годы экспериментальные исследования и демонстрационные летные испытания показали, что концепция крыла с системой управления циркуляцией CCW (Circulation Control Wing) является весьма эффективным методом увеличения подъемной силы самолета, обеспечивающим характеристики КВП. В случае применения на обычном самолете с крылом неизменяемой геометрии эта концепция реализуется с помощью тангенциального вдува воздуха, отбираемого от двигателей, через щель над скругленной поверхностью задней кромки.

На рис. 1 показана геометрия крыла CCW , испытывавшегося на модифицированном самолете Грумман А-6. При проектировании крыла для самолета А-6/ CCW использовались результаты испытаний модели в АДТ, которые подтвердили возможность увеличения более чем в 3 раза максимального коэффициента подъемной силы по сравнению с обычным крылом с отклоненными на 60° закрылками (рис. 2). В таблице приведены полученные оценки эффективности системы CCW как средства обеспечения характеристик КВП.

	Самолет А-6, закрылки отклонены на 30°	Самолет А-6/ CCW
Увеличение $c_{y \text{ макс}}$ на 85%	2,1	3,9 ($c_{\mu} = 0,3$)
Уменьшение скорости захода на посадку на 35%	219 км/ч (при $c_y = 1,49$)	141 км/ч (при $P = 0,75 P_{\text{макс}}$; $c_{\mu} = 0,14$; $c_y = 2,78$)
Уменьшение посадочной дистанции на 65%	752 м	274 м
Уменьшение скорости отрыва при взлете на 30%	222 км/ч	152 км/час
Уменьшение взлетной дистанции на 60%	442 м	183 м
Увеличение веса полезной нагрузки или запаса топлива на 75% (вес пустого самолета 12 700 кгс)	7700 кгс	13 600 кгс

* Englar R. J. Development of an advanced no-moving-parts high-lift airfoil. ICAS — 82—6.5.4.

Крыло демонстрационного самолета А-6/ CCW имело относительно большой радиус закругления задней кромки, равный примерно 3,67% хорды, что гарантировало успешность летных испытаний, но при практическом применении такой конструкции потребовалось бы использовать механизм уборки элементов системы CCW внутрь крыла во избежание увеличения сопротивления на крейсерском режиме полета.

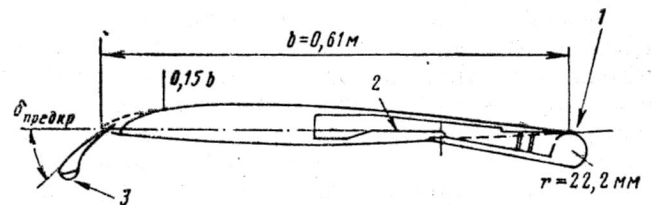


Рис. 1. Профиль НАСА 64A008.4/ CCW демонстрационного самолета А-6/ CCW ($h/r = 0,0309$, $r/b = 0,0365$, $h = 0,68$ мм)

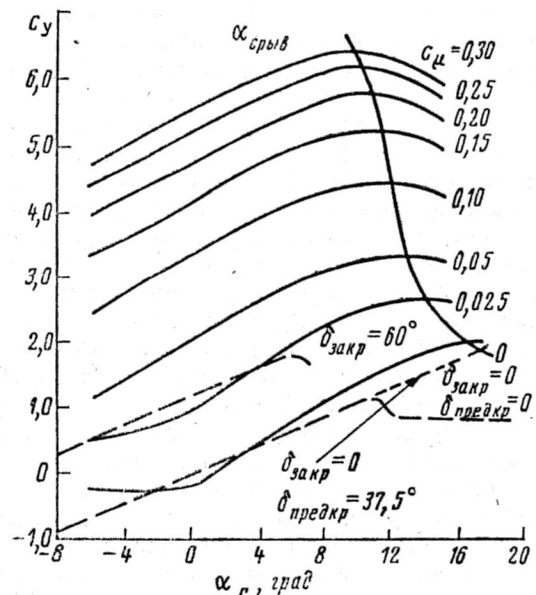


Рис. 2. Характеристики профиля НАСА 64A008.4/ CCW

Одним из решений проблемы предотвращения прироста сопротивления является уменьшение радиуса затупления задней кромки крыла до предела, при котором сохраняется достаточная эффективность системы ССВ. Другой круг проблем связан с предотвращением отрыва потока у носка крыла при повышенной циркуляции, развивающейся на режимах КВП. На демонстрационном самолете А-6/ССВ отклонение предкрылков на 25° оказалось недостаточным для обеспечения безотрывности обтекания, и было признано необходимым увеличить радиус затупления передней кромки.

С целью решения этих проблем была организована программа исследований по разработке усовершенствованного крыла ССВ, которое бы имело малый радиус закругления задней кромки, содержало бы камеру давления для вдува и имело неотклоняемый носок, при этом профиль сечения крыла должен вписываться в контуры существующего профиля крыла А-6/ССВ на крейсерском режиме полета. Преимуществом такого подхода является отсутствие необходимости в механизмах уборки элементов системы ССВ, используемых на режимах повышенной подъемной силы, при этом для перехода от одного режима полета к другому достаточно регулировать интенсивность вдува.

Исследования показали, что намеченные цели могут быть достигнуты при использовании преимуществ большой толщины передней и хвостовой частей типичного сверхкритического профиля крыла с затупленной задней кромкой.

Геометрия сверхкритического профиля не только вполне совместима с расположением в хвостовой части камеры давления и щели вдува и малым радиусом затупления задней кромки, она обеспечивает также получение хороших трансзвуковых характеристик в крейсерском полете за счет повышенного критического числа M и затягивания роста сопротивления с увеличением числа M полета.

Выбранный сверхкритический профиль NASA с относительной толщиной 17%, показанный на рис. 3, был испытан в АДТ и в полете и для него накоплен большой объем данных. В соответствии с большой толщиной профиля радиус затупления носка достаточно велик (4,28% хорды), что позволяет обойтись без средств механизации передней кромки. При параметрических исследованиях в АДТ в качестве исходной была принята наибольшая толщина задней кромки модели при отношении радиуса затупления к хорде r/b' , равном 0,0367, как у крыла самолета А-6/ССВ. Рассматривалось также вдвое меньшее значение $r/b' = 0,0188$ и вчетверо меньше $r/b' = 0,0094$. Этим значениям были присвоены названия соответственно «большой», «средней» и «малой» задних кромок. Таким образом, наименьший диаметр затупления задней кромки ($0,0188 b'$) более чем в 2 раза превышает толщину задней кромки исходного сверхкритического профиля, равную $0,008 b$.

Конфигурации испытанных моделей схематически представлены на рис. 4, где через r , h , b и b' обозначены соответственно радиус затупления задней кромки, ширина щели вдува, длина хорды исходного профиля и эффективная длина хорды сверхкритического профиля ССВ.

Наиболее важными параметрами при экспериментальных исследованиях этих конфигураций бы-

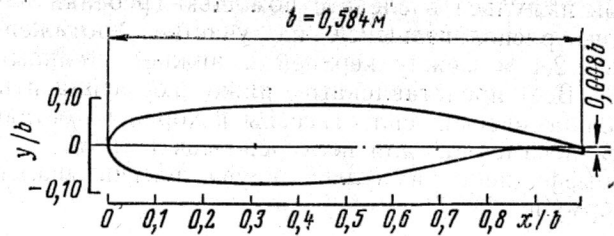
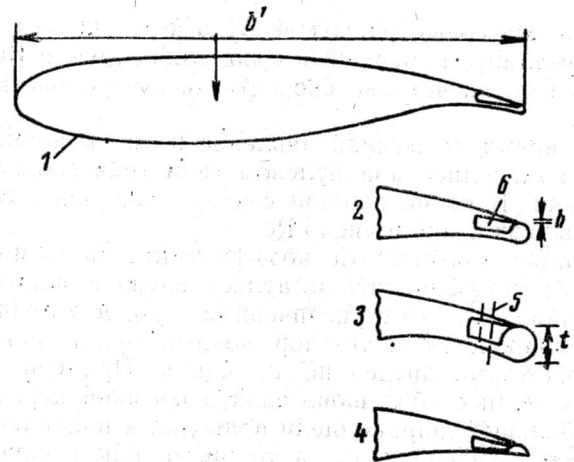


Рис. 3. Исходный сверхкритический профиль NASA толщиной 17% для системы ССВ



1—профиль с «малой» задней кромкой ($r/b' = 0,0094$, $t/b' = 0,0188$);
2—профиль со «средней» задней кромкой ($r/b' = 0,0188$, $t/b' = 0,0372$);
3—профиль с «большой» задней кромкой ($r/b' = 0,0366$, $t/b' = 0,0732$);
4—профиль с «полускругленной» задней кромкой ($r/b' = 0,0187$,
 $t/b' = 0,0187$); 5—винты для регулировки ширины щели;
6—камера давления

Рис. 4. Конфигурация хвостовых частей моделей со сверхкритическими профилями ССВ

ли отношение ширины щели к радиусу затупления h/r и отношение радиуса затупления к хорде r/b' . По предварительным данным присоединенное течение Коанда сохраняется в диапазоне $0,01 \leq h/r \leq 0,05$, а эффективный поворот выдуваемой плоской струи и увеличение подъемной силы наблюдаются при условии $0,02 \leq r/b' \leq 0,05$. Параметры конфигурации с малым радиусом затупления могут выходить из этих пределов.

Альтернативный вариант «полускругленной» задней кромки, показанный в нижней части рис. 4, был рассчитан на случай, если при малом радиусе затупления не удастся получить достаточного увеличения подъемной силы. При использовании в 2 раза большего радиуса кривизны и меньшей протяженности закругленной поверхности в этом варианте сохраняется расчетная толщина, составляющая $0,0187 b'$, и безотрывность обтекания, но поворот струи и увеличение подъемной силы ограничиваются углом 96° .

Для проведения испытаний модели крыльев постоянной хорды размахом 0,915 м с описанными выше профилями устанавливались между плоскими вставками размером $0,9 \times 2,4$ м в рабочей части дозвуковой АДТ научно-испытательного центра ВМС США им. Тейлора с размерами $2,4 \times 3$ м.

Коэффициенты подъемной силы и момента тангажа определялись методом численного интегрирования распределений статического давления, полученных по данным измерений от 144 дренажных отверстий модели. Коэффициент сопротивления рассчитывался путем интегрирования измеренных

потерь импульса в следе с помощью гребенки насадков, располагавшейся на участке протяженностью 2,4 м между верхней и нижней стенками АДТ. Все представленные ниже коэффициенты аэродинамических сил отнесены к хорде b' , остающейся неизменной для всех режимов полета.

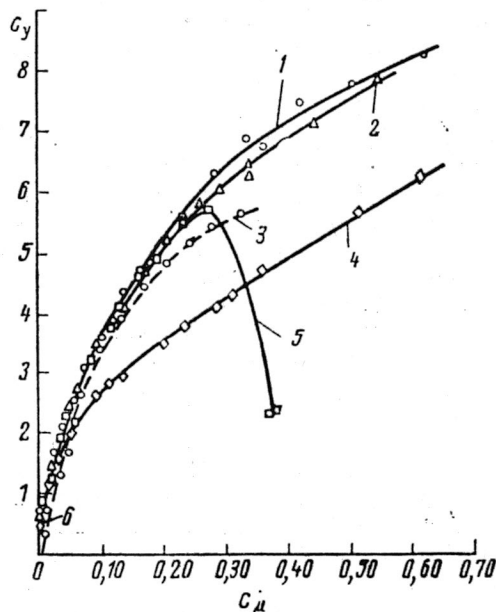
Коэффициент импульса вдува рассчитывался по формуле

$$c_{\mu} = \frac{m V_j}{q b'}$$

где m — массовый расход воздуха через щель единичной длины, измеренный с помощью трубки Вентури; V_j — расчетная скорость изоэнтропической струи.

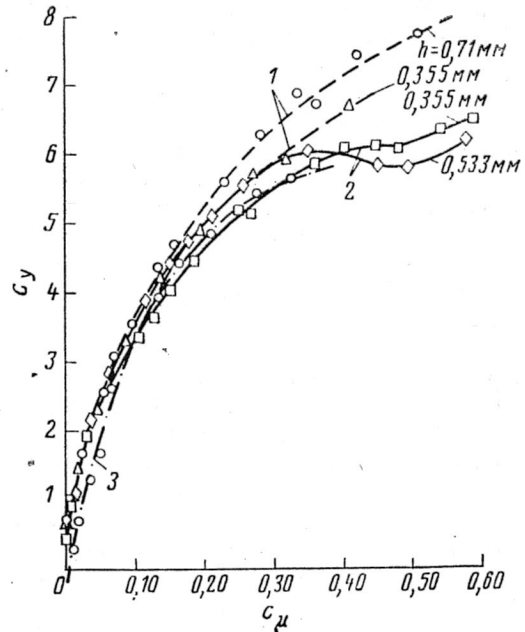
Во время испытаний давление вдува и ширина щели изменялись при нулевом геометрическом угле атаки. В конце каждой серии испытаний изменялись угол атаки и число Re .

Анализ зависимости коэффициента подъемной силы от коэффициента импульса вдува и ширины щели показал, что с увеличением c_{μ} и h величина c_y увеличивается до тех пор, пока не будет достигнут некоторый предел по c_{μ} или h . При испытаниях модели с «большой» задней кромкой переход к наибольшей ширине щели приводил к падению c_y при всех значениях c_{μ} , в то время как в случае «малой» задней кромки при максимальной ширине щели коэффициент c_y увеличивается до определенного значения c_{μ} , после которого рост интенсивности вдува вызывает резкое снижение несущей способности модели. В результате анализа было установлено, что этот эффект обусловлен влиянием величины относительного давления вдува на протяженность участка безотрывного обтекания выдуваемой струей поверхности задней кромки модели. Для каждого значения ширины щели существует некоторое максимальное относительное давление



1—«большая» задняя кромка ($r/b'=0,0366$);
2—«средняя» задняя кромка ($r/b'=0,0186$);
3—профиль крыла самолета А-6/ССW; 4—«полускругленная» задняя кромка; 5—«малая» задняя кромка; 6—сверхкритический профиль NASA толщиной 17%

Рис. 5. Сравнение характеристик профилей для системы ССW



1—профиль с «большой» задней кромкой ($r/b'=0,0366$); 2—профиль с «малой» задней кромкой ($r/b'=0,0094$); 3—профиль А-6/ССW
Рис. 6. Влияние ширины щели вдува на несущую способность профилей системы ССW при $\alpha_r=0^\circ$, $q=48,8$ кгс/м²

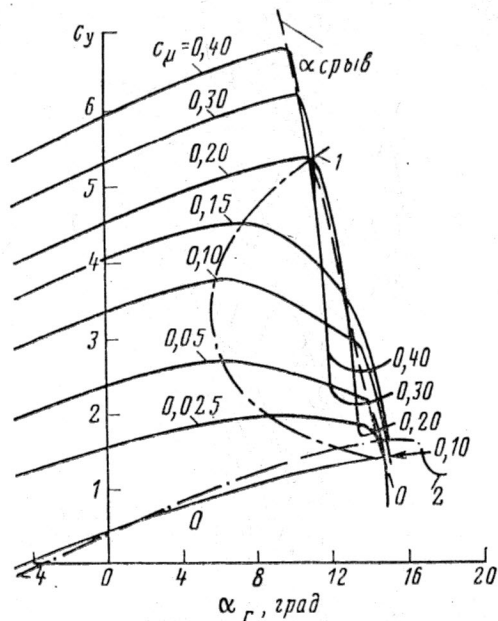
вдува p_b/p_∞ , после которого с увеличением интенсивности вдува на модели с «малой» задней кромкой происходит уменьшение подъемной силы.

Результаты свидетельствуют о высокой эффективности системы ССW на модели с «малой» задней кромкой при относительно большой ширине щели и небольших относительных давлениях $p_b/p_\infty < 2$, характерных для отбора воздуха из внешнего контура ТРДД, в котором типичным является относительное давление порядка 1,5.

В случае «полускругленной» задней кромки (нижний вариант на рис. 4) точка отрыва струи от поверхности Коанда фиксируется ограниченным углом поворота струи, вследствие чего величина подъемной силы весьма слабо зависит от ширины щели. Это приводит к ограничению максимальной подъемной силы, но создает возможность обеспечения безотрывного обтекания при значительно больших относительных давлениях и коэффициентах импульса вдува. Характеристики этого профиля близки к характеристикам профиля крыла со струйным закрылком.

На рис. 5 сравниваются результаты для четырех сверхкритических профилей ССW при одинаковых значениях ширины щели, числа Re и угла атаки: $h=0,71$ мм, $Re=1,2 \cdot 10^6$, $\alpha_r=0$, $q_{ном}=48,8$ кгс/м². Для сравнения приведена также характеристика профиля крыла А-6/ССW при той же ширине щели, но большем значении числа Re ($1,9 \cdot 10^6$) и $q=122$ кгс/м². При $c_{\mu} < 0,26$ уменьшение радиуса закругления задней кромки приводит только к слабым изменениям c_y . При типичном значении $c_{\mu} = 0,25$ профиль с малым радиусом закругления создает подъемную силу лишь на 5% меньшую, чем профиль с большим в 4 раза радиусом.

На рис. 6 иллюстрируется влияние ширины щели вдува на эффективность системы ССW. Там же приводится характеристика для профиля крыла самолета А-6/ССW при $\delta_{закр}=37^\circ$, $q=122$ кгс/м²,



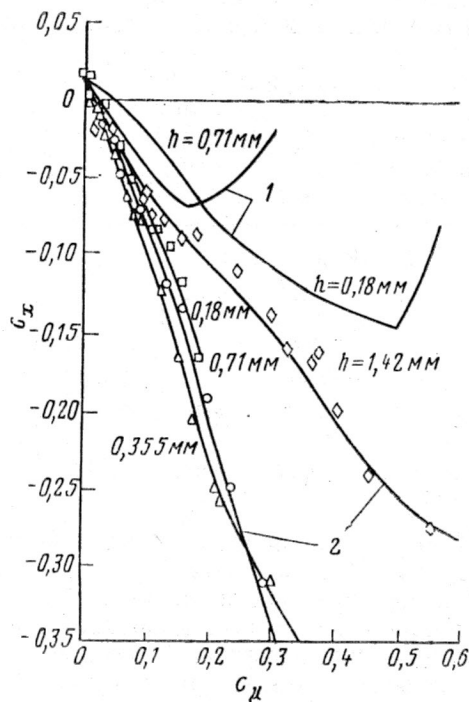
1—отрыв потока на верхней поверхности хвостовой части профиля; 2—исходный сверхкритический профиль ($Re=2 \cdot 10^6$)
 Рис. 7. Зависимость коэффициента c_y профиля ССВ с «малой» задней кромкой от угла атаки и интенсивности вдува ($h=0,355$ мм, $q=48,8$ кгс/м², $Re=1,2 \cdot 10^6$)

$h=0,685$ мм, $r/b'=0,0365$. Из этих данных следует, что при этом же значении c_μ в случае $h=0,355$ мм уменьшение c_y достигает 7%, но более существенное падение c_y наблюдается в области более высоких значений c_μ . Все три конфигурации системы ССВ при полностью скругленных задних кромках сверхкритических профилей обеспечивают более высокую несущую способность крыла, чем профиль А-6/ССВ при $\alpha_r=0^\circ$ (вероятно вследствие направленной вниз подъемной силы на отклоненных предкрылках самолета А-6/ССВ). Исходный сверхкритический профиль толщиной 17% (без вдува) при этом же угле атаки создает $c_y=0,4$. Профиль с «полузакругленной» задней кромкой характеризуется меньшим приростом подъемной силы, обусловленным увеличением циркуляции. Это объясняется ограниченностью угла поворота струи.

На рис. 7 показана зависимость коэффициентов подъемной силы рассматриваемых профилей от интенсивности вдува и угла атаки, который изменялся в пределах от -5 до $+15^\circ$. Сравнение с данными для профиля крыла самолета А-6/ССВ (рис. 2), которые были получены при большей ширине щели и более высоком числе Re , позволяют сделать следующие выводы. Во-первых, сверхкритический профиль ССВ с радиусом закругления задней кромки, составляющим лишь 25% радиуса профиля А-6/ССВ, создает несколько большую подъемную силу при малых α_r и c_μ , так как отклонение предкрылков на самолете А-6/ССВ сопровождается потерями подъемной силы. Во-вторых, неотклоняемая, выпуклая книзу носовая часть сверхкритического профиля обеспечивает лучший или такой же режим обтекания носка крыла, как на самолете А-6/ССВ с отклоненными на $37,5^\circ$ предкрылками, в результате чего получаются почти идентичные критические углы атаки при любых заданных значениях c_y .

Характерные для приведенных на рис. 7 данных спады зависимостей $c_y(\alpha_r)$ в области $6^\circ \leq \alpha_r \leq 12^\circ$ и $c_\mu < 0,2$ обусловлены отрывом потока на верхней поверхности хвостовых частей моделей между точкой максимальной толщины и щелью. При больших значениях c_μ происходит присоединение оторвавшегося потока за счет эжектирующего действия выдуваемой струи и потери подъемной силы исчезают. Аналогичный эффект восстановления безотрывного обтекания может наблюдаться с увеличением числа Re .

Величины коэффициентов сопротивления, полученные при интегрировании измеренного в следе поперечного распределения давления, представлены на рис. 8 для профилей ССВ с малой полностью скругленной и с «полузакругленной» задними кромками при $\alpha_r=0^\circ$. С началом вдува сразу же происходит уменьшение коэффициента сопротивления, так как при малой интенсивности вдува струя поворачивается незначительно и импульс струи восстанавливается в виде реактивной тяги, что сопровождается снижением потерь импульса в следе. Для профиля с «полузакругленной» задней кромкой эта тенденция уменьшения сопротивления при начальном возрастании c_μ сохраняется во всем рассмотренном диапазоне интенсивности вдува, так как угол поворота струи остается неизменным. В случае же моделей с полностью закругленной задней кромкой угол поворота струи с ростом c_μ увеличивается, в результате чего снижается эффект восстановления импульса в виде тяги, создается более широкая вязкая спутная струя и сопротивление возрастает. Рост сопротивления связан также с увеличением профильного сопротивления, обусловленным расширением зон повышенного раз-



1—«малая» задняя кромка; 2—«полузакругленная» задняя кромка
 Рис. 8. Зависимость коэффициента сопротивления профилей ССВ с «малой» и «полузакругленной» задней кромкой от интенсивности вдува и ширины щели при $\alpha_r=0^\circ$

режения на поверхности скругленной задней кромки, при этом с ростом интенсивности вдува сопротивление увеличивается. Сравнение конфигураций с закругленной и «полузакругленной» задними кромками одинаковой малой толщины показывает, что в первом случае сопротивление больше, чем во втором.

Поляры для профиля с малым радиусом затупления задней кромки при небольших значениях c_p на рис. 9 сравниваются с поляркой исходного 17%-ного сверхкритического профиля. При отсутствии вдува коэффициент сопротивления исходного профиля несколько меньше, чем у сверхкритического профиля ССВ ($\Delta c_x = 0,0006$ при $\alpha_r = 0^\circ$). Однако уже при $c_p \leq 0,005$ коэффициент сопротивления профиля ССВ может быть уменьшен до значений меньших, чем у исходного профиля для $\alpha_r \leq 9^\circ$. Увеличение интенсивности вдува приводит к дальнейшему уменьшению коэффициента сопротивления, хотя при этом следует учитывать потери тяги силовой установки, связанные с отбором воздуха от компрессоров двигателей. Таким образом, приведенные результаты испытаний в АДТ показывают, что конфигурация крыла ССВ с тонкой задней кромкой может быть сохранена и для режима крейсерского полета без значительного увеличения сопротивления.

Было проведено исследование зависимости сопротивления профилей ССВ от числа Re . С увеличением числа Re наблюдается заметное снижение коэффициента сопротивления профиля ССВ с «большой» задней кромкой, но в случае «малой» задней кромки это снижение весьма незначительно. При достижении переходного числа Re , после которого коэффициенты сопротивления становятся постоянными, значение c_x для профиля с «малой» задней кромкой составляет примерно половину значения c_x для профиля с «большой» задней кромкой.

Данные для профилей ССВ при отсутствии вдува и исходного сверхкритического профиля NASA, полученные при $Re = 2 \cdot 10^6$ и $\alpha_r = 0$, сравниваются в таблице с данными для профиля NASA 64₃-418 с острой задней кромкой.

Тип профиля	c_x	c_y
NASA 64 ₃ -418 ($Re = 3 \cdot 10^6$)	0,0061	0,330
Исходный сверхкритический	0,0084	0,400
ССВ с «малой» задней кромкой ($r/b' = 0,0094$)	0,009	0,455
ССВ с «большой» задней кромкой ($r/b' = 0,0366$)	0,0183	0,671

Для большинства профилей при использовании вдува характерно увеличение размеров области разрежения в окрестности щели вдува у задней кромки, приводящее к возникновению повышенного момента на пикирование. С увеличением угла атаки расширяется область разрежения вблизи передней кромки, создающая продольный момент противоположного направления, уменьшающий тенденцию к пикированию. Результаты испытаний в АДТ показали, что профили ССВ создают меньший или такой же момент на пикирование, как профиль крыла самолета А-6/ССВ. При $c_y \leq 5$ ко-

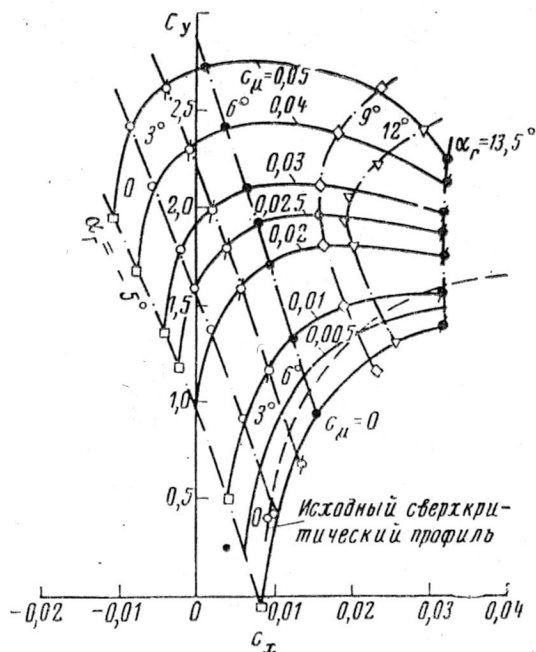


Рис. 9. Поляры профиля ССВ с малым радиусом затупления задней кромки ($r/b' = 0,0094$, $h = 0,355$ мм, $Re = 1,2 \cdot 10^6$)

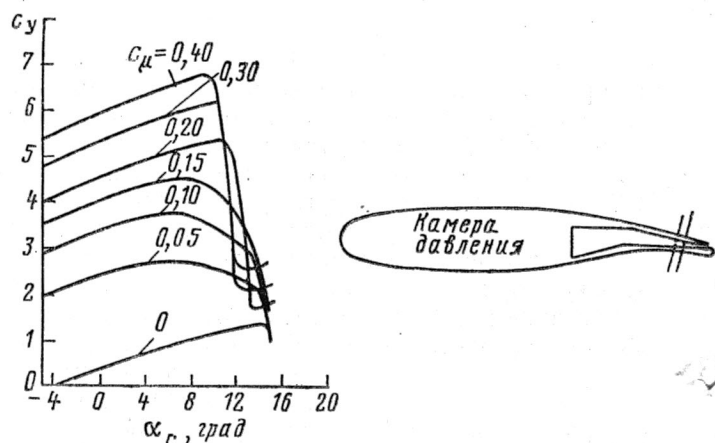
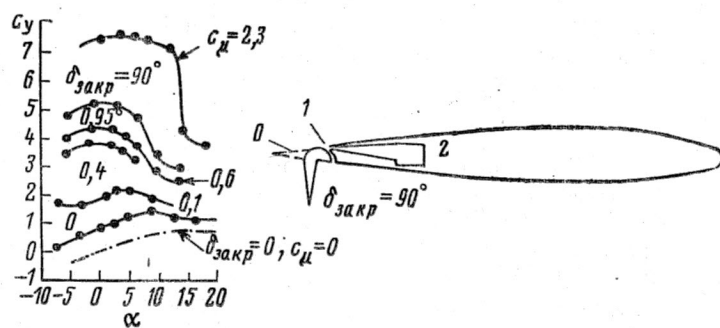
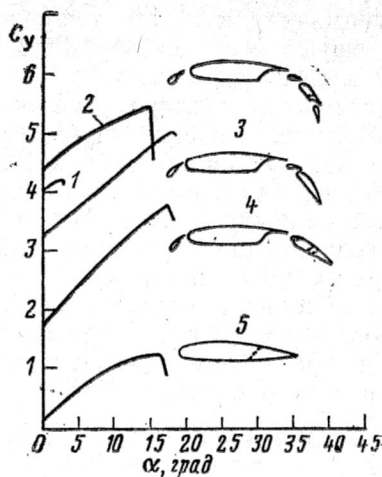


Рис. 10. Несущая способность сверхкритического профиля ССВ с «малой» задней кромкой



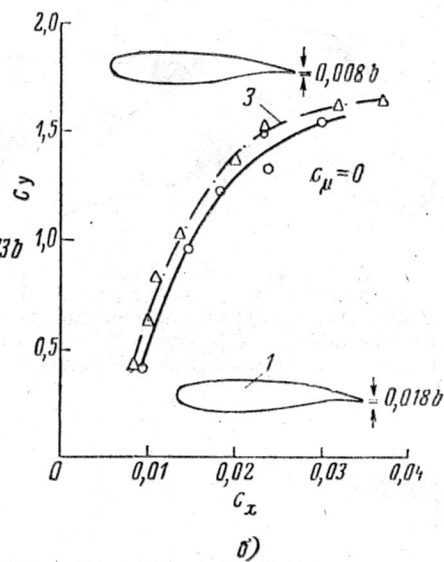
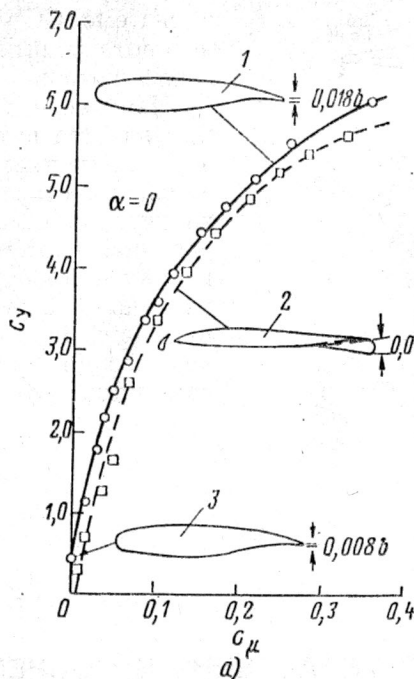
1—щель вдува; 2—канал сжатого воздуха
Рис. 11. Несущая способность профиля с обдуваемой верхней поверхностью закрылка

эффициенты момента тангажа для всех профилей ССВ мало различаются между собой. На самолете А-6/ССВ этот момент парировался с помощью отклонений стабилизатора. При реализации системы



1—без предкрылка; 2—с трехщелевым закрылком; 3—с двухщелевым закрылком; 4—с однощелевым закрылком; 5—крейсерская конфигурация

Рис. 12. Несущая способность профилей крыльев с отклоняемой механизацией передней и задней кромки



а—несущие способности; б—поляры для крейсерского режима
1—сверхкритический профиль ССВ с «малой» задней кромкой; 2—профиль 64А008.4/ССВ самолета А-6/ССВ; 3—сверхкритический профиль NASA толщиной 17%
Рис. 13. Сравнение несущих способностей и поляр сверхкритического профиля ССВ, профиля крыла самолета А-6/ССВ и исходного сверхкритического профиля NASA

ССВ со сверхкритическим профилем продольная стабилизация самолета представит еще менее сложную проблему. Как показывают оценки, этот самолет будет настолько устойчив относительно поперечной оси, что его центр масс может быть смещен назад за точку $1/4 \text{ САХ}$, в результате чего могут быть снижены требования к балансирующим характеристикам стабилизатора.

Рассмотренные результаты экспериментального исследования подтверждают возможность широкого применения и в гражданской, и в военной авиации концепции ССВ как эффективного средства повышения несущей способности крыла без традиционных подвижных элементов механизации. Полученные данные указывают на то, что конфигурация крыла, спроектированного исходя из требований к режимам КВП, может оставаться неизменной и на других режимах полета, включая крейсерский. Обеспечение повышенной грузоподъемности и способности КВП без увеличения веса и сложности конструкции крыла, но при увеличении надежности, может позволить эксплуатировать самолеты ВМС с небольшими авианосцев, а самолеты ВВС с поврежденных в результате бомбардировок ВПП. Эти возможности, подтвержденные при демонстрационных испытаниях самолета А-6/ССВ, могут быть реализованы на существенно упрощенных профилях. На рис. 10—12 представлены величины коэффициентов подъемной силы сверхкритического профиля ССВ с «малой» задней кромкой и для некоторых наиболее эффективных систем повышения подъемной силы, применяемых на современных или предлагаемых для использования на перспективных самолетах. Следует отметить примерно одинаковые возможности этих методов увеличения подъемной силы ($C_{y \text{ макс}}$ в диапазоне 5—8) при существенном различии в их механической сложности или в потребной интенсивности вдува. В случае использования тангенциально обдуваемых сверху закрылков (рис. 10) необходимы приводы для отклонения этих закрылков и

средств механизации передней кромки, а также высокая интенсивность вдува. Столь высокие значения C_{μ} как правило не могут быть обеспечены при обычном отборе воздуха от двигателей. На рис. 11 приведены характеристики типичного для современных гражданских самолетов разрезного профиля с различными элементами механизации. Для достижения $C_y > 5$ на таком профиле необходимы предкрылки и трехщелевые закрылки с их сложной системой выпуска и уборки. Сравнение подобных систем механизации с более простым вариантом, представленным на рис. 10, свидетельствует в пользу перспективности концепции ССВ в транспортной авиации, где уже начинают использоваться сверхкритические профили для улучшения летных характеристик на крейсерских режимах. Главным преимуществом системы ССВ со сверхкритическим профилем являются простота конструкции и уменьшение веса из-за отсутствия подвижных элементов и относительно небольших расходов воздуха для получения большой подъемной силы. Рассмотренные выше результаты в обобщенном виде представлены на рис. 13.

На рис. 14 приведено схематическое изображение гипотетического самолета КВП с системой управления циркуляцией (ССВ). Такой самолет может базироваться на авианосцах и выполнять задания по раннему обнаружению самолетов противника, операции против подводных лодок, доставлять на борт авианосца боеприпасы и топливо. На внешних частях консолей крыла со сверхкритическими профилями используется система ССВ с малым радиусом затупления задней кромки для создания большой подъемной силы. Воздух для этой системы отбирается от внешних контуров ТРДД. На внутренних частях консолей используется эффект эжекции, создаваемый выдуваемыми

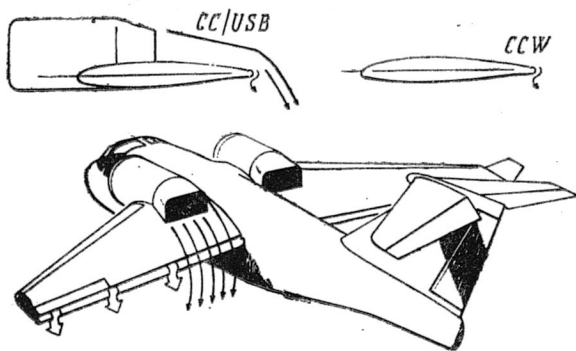


Рис. 14. Схема гипотетического самолета КВП с системой управления циркуляцией (CCW) и комбинацией обдува верхней поверхности крыла выхлопными струями ТРДД с управлением циркуляцией (CC/USB)

в системе ССW плоскими струями для усиления поворота реактивных струй и вектора тяги ТРДД, сопла которых установлены над крылом.

Изменение угла отклонения вектора тяги осуществляется путем изменения давления вдува, при этом подъемная сила изменяется за счет вертикальной составляющей тяги без использования механически отклоняемых закрылков. Эта комбинированная система, объединяющая управление циркуляцией и обдув верхней поверхности крыла реактивными струями, уже прошла экспериментальную проверку, на основе чего она рассматривается как весьма простая и эффективная система для самолетов короткого взлета и посадки ВМС.

Референт И. А. Котельникова.
Редактор Б. П. Круглов.

УДК 629.7.05

МЕТОДЫ АКТИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ В СОВРЕМЕННОЙ АВИАЦИИ*

Система управления современного самолета воспринимает различного рода информацию, включая управляющие воздействия летчика и сигналы от многочисленных датчиков, которые отражают режим полета и динамические реакции самолета. К динамическим параметрам могут относиться угловые скорости вращения самолета как жесткого тела, ускорения и положения органов управления. Информация, поступающая от датчиков по соответствующим цепям, используется для обеспечения заданных требований к устойчивости и управляемости. Это «активное управление» динамическими реакциями самолета и их влияние на систему управления полетом стало тем новым фактором, с которым приходится считаться разработчикам современных самолетов.

Системы активного управления могут быть разделены на четыре класса: аналоговые неадаптивные, цифровые неадаптивные, адаптивные устойчивые в разомкнутом состоянии и адаптивные с потенциальной неустойчивостью в разомкнутом состоянии. Неадаптивная система служит для управления и улучшения динамических характеристик при одном или нескольких заданных условиях или конфигурациях объекта управления, когда параметры закона управления остаются неизменными. При отключении (размыкании) системы объект управления может проявлять повышенную чувствительность к возмущениям или даже неустойчивость.

В противоположность этому адаптивная система проектируется для условий ограниченности данных об объекте управления. Такая система обеспечивает получение и обработку необходимых данных, оценку динамических характеристик и формирование управляющих сигналов.

Ввиду ограниченных вычислительных возможностей аналоговых элементов, они чаще используются в неадаптивных системах. Цифровые устройства

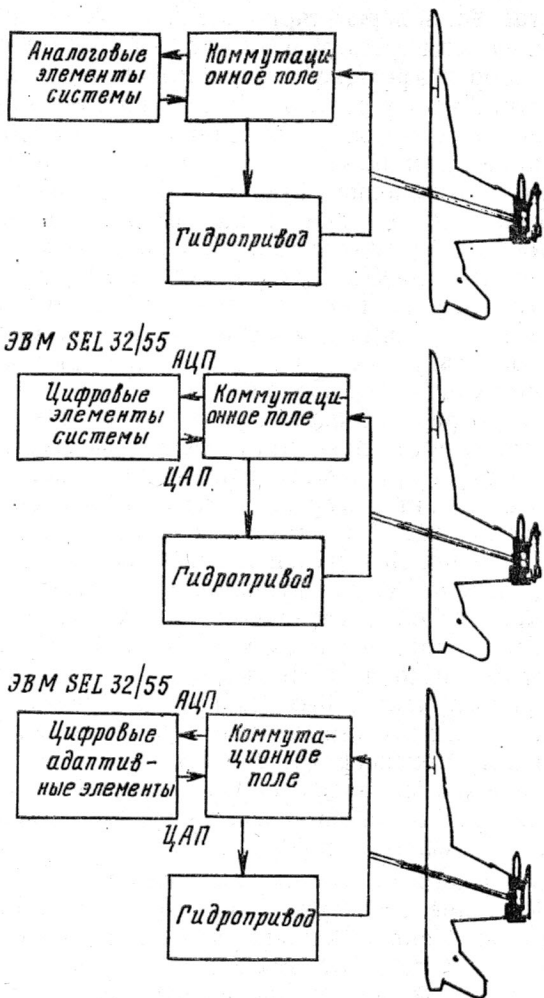
способны выполнять сложные вычисления, необходимые для функционирования адаптивных систем, и упрощают осуществление модификаций и изменений систем (путем перепрограммирования). Эффективная аналоговая система может быть преобразована в цифровую систему. Так, например, противоблательная система, испытывавшаяся в АДТ на модели самолета YF-17, была на определенном этапе испытаний трансформирована из аналоговой неадаптивной в цифровую адаптивную (рис. 1).

В системах активного управления сигналы обратных связей служат для снижения динамических нагрузок, повышения комфортабельности экипажа и пассажиров (снижения тряски), подавления тенденции к катастрофическому развитию аэроупругой неустойчивости конструкции (флаттеру). Хотя главным назначением систем активного управления является подавление или ослабление упругих колебаний и снижение аэродинамических нагрузок, они могут также выполнять функции улучшения управляемости самолета (в некоторых случаях функции подавления упругих колебаний и повышения управляемости выполняются разобщенными подсистемами, что делается по соображениям, связанным с обеспечением работоспособности при отказах).

В связи с общим развитием систем и усложнением боевых задач, решаемых современными самолетами, появились новые требования к системам управления. Кроме удовлетворения требований по подавлению упругих колебаний конструкции, повышению комфортабельности и снижению нагрузок на крыло, разработчики систем должны решать проблемы обеспечения облета препятствий и следования рельефу местности при полете на малых высотах, объединения управления полетом и огнем, полетом и силовой установкой, а также проблему интеграции этих функций в рамках общей системы. Эти требования часто оказываются противоречивыми. Увеличение числа используемых поверхностей управления, изменение управляемого переднего оперения, изменения направления и реверсирования тяги приводят к выбору структуры системы со

* Hwang Chintson and Kesler Don. Aircraft active controls — new era in design.

Astronautics and Aeronautics, 1983, v. 21, VI, N 6, p. 70—79, 85.



АЦП—аналого-цифровой преобразователь; ЦАП—цифро-аналоговый преобразователь
 Рис. 1. Варианты противофлаттерной системы для модели самолета YF-17

многими входами и выходами. Ввиду большого разнообразия источников управляющих воздействий расширяется набор вариантов числителей передаточных функций, преобразующих сигналы от датчиков в выходные сигналы системы. Увеличение числа степеней свободы систем в сочетании с расширением их функционального назначения приводит к необходимости использования в процессе проектирования методов современной теории управления.

Основными функциями системы управления полетом являются: стабилизация задаваемого режима полета; обеспечение точного соответствия между управляющими воздействиями летчика (или автоматики) и параметрами движения самолета; парирование внешних возмущений. В функции системы активного управления колебаниями конструкции вторая задача не входит.

Самолет как система, характеризуемая многими параметрами и содержащая большое число нелинейностей, должна быть управляемой в диапазоне частот от 0 до 2 Гц. Система управления обычно включает в себя нелинейные элементы, функции одной или двух переменных, инерционные («динамические») элементы и элементы с переменными коэффициентами усиления.

Динамика конструкции самолета с соответствующей системой управления может быть описана

системой уравнений в малых возмущениях. Наиболее существенная для работы этой системы часть частотного диапазона располагается между частотой первого тона изгибных колебаний конструкции и максимальной частотой локальных компонент порядка нескольких десятков герц. Система, активно воздействующая на упругие колебания конструкции, должна реагировать на сигналы этого диапазона частот, не взаимодействуя с системой управления полетом. При этом должны быть учтены также колебания с частотами, возбуждаемыми внешними возмущениями.

Как классические, так и новые методы, пригодные для расчета систем активного управления, были готовы к использованию уже в начале 1960-х годов, но первый пример такого использования относится к концу 1960-х годов. Ввиду отсутствия в то время компактных и высокопроизводительных бортовых вычислительных устройств и неудовлетворительности характеристик электрогидравлических приводов органов управления системы активного управления не получали признания до середины 1970-х годов, когда началось их быстрое развитие. Большинство работ в этой области, выполненных на уровне технической разработки, появилось в последние восемь лет одновременно с быстрым прогрессом в области электродистанционных систем управления полетом.

В 1966—1968 гг. была осуществлена программа демонстрационных летных испытаний на самолете Боинг В-52 комплексной системы LAMS (Gust Load Alleviation and Structural Mode Stabilization), предназначенной для снижения нагрузок на крыло при полете в неспокойной атмосфере и стабилизации упругих колебаний конструкции. В рамках этой же программы проводились аналитические исследования применительно к самолету Локхид С-5А. Основными целями программы LAMS было снижение темпов накопления усталостных повреждений конструкции и повышение комфортабельности длительного полета для экипажа. Система, испытывавшаяся на самолете В-52, была линейной и проектировалась на основе оптимизации закона управления по квадратичному критерию качества. При техническом исполнении системы были применены аналоговые вычислители. За четырехмесячный период летных испытаний было выполнено 19 полетов. Полученные результаты подтвердили возможность снижения скоростей роста трещин в основных компонентах конструкции под действием атмосферной турбулентности. Система LAMS значительно улучшила также показатели дискомфорта экипажа, обусловленные колебаниями типа «голландский шаг».

В конце 1960-х годов была осуществлена аналогичная программа исследований по созданию системы активного подавления упругих колебаний конструкции экспериментального самолета ХВ-70.

В 1975—1976 гг. на самолете-летающей лаборатории F-8 были проведены летные испытания электродистанционной системы активного улучшения управляемости, спроектированной с использованием алгоритма идентификации параметров самолета на основе метода максимального правдоподобия и алгоритма оптимального выбора коэффициентов усиления по квадратичному критерию. Этот подход положил начало широким исследованиям, которые

привели к разработке более совершенных систем активного управления современных самолетов.

Хотя основными продолжают оставаться классические методы расчета систем (метод годографа корней, метод амплитудно-фазовых характеристик, метод Найквиста), в последнее время наблюдается тенденция к объединению этих методов с методами так называемой современной теории управления. Широкое распространение в практике проектирования систем получила, например, теория регуляторов, оптимальных по квадратичному критерию качества при воздействии гауссовских случайных возмущений.

Проектировщику современных систем управления приходится рассматривать математические модели стационарной и нестационарной аэродинамики и динамики конструкций наряду с моделями, описывающими динамику элементов самой системы управления. Все эти модели могут быть точно описаны или аппроксимированы системами линейных обыкновенных дифференциальных уравнений первого порядка.

Нестационарные аэродинамические эффекты обусловлены колебаниями конструкции самолета и вибрациями поверхностей управления, которые являются элементами контуров активного управления. Модели нестационарной аэродинамики, используемые при синтезе систем активного управления, можно разделить на два класса: модели, основанные на методе функций влияния, и модели, основанные на методе конечных элементов. С помощью этих моделей определяется аэродинамическое влияние, которое оказывает нестационарное движение одного элемента конструкции или тона собственных колебаний на другой элемент конструкции или тон колебаний.

В методе функций влияния для описания нестационарных аэродинамических эффектов используется интегральная форма представления зависимости между аэродинамическими силами и упругими перемещениями элементов конструкции. Суммарный эффект от движения самолета в целом (включая колебания поверхностей управления) для заданной точки рассчитывается путем численного интегрирования по всем движущимся поверхностям самолета. В методе конечных элементов поверхности самолета разбиваются на большое число панелей, обычно порядка нескольких сотен или тысяч. Взаимодействие каждой панели («элемента») с другими может быть рассчитано на основе соответствующих аналитических зависимостей, а результаты представляются в матричной форме. Широко известный вариант метода конечных элементов, метод вихревой решетки, применяется для дозвуковых скоростей полета.

Результаты численных расчетов по нестационарной аэродинамике являются функцией безразмерной приведенной частоты колебаний. Формат этих данных несовместим с формой представления результатов анализа систем методом преобразования Лапласа, обычно применяемый в теории систем управления самолетов. Для разрешения этого противоречия необходима некоторая процедура преобразования большого объема числовых данных в рациональные функции. Это преобразование осуществляется методом полиномиальной аппроксимации на плоскости S переменной Лапласа, т. е. путем

представления нерегулярно изменяющихся данных малым числом матриц. Каждая матрица представляет набор коэффициентов одного члена полинома. В другом подходе используется та же полиномиальная аппроксимация, но конечным результатом является не один полином, а дробно-рациональная функция (отношение двух полиномов). Этот более сложный подход основан на методе аппроксимации Паде. Оба подхода широко используются при расчете систем активного управления. При этом не делается различия между элементами, относящимися к конструкции самолета и к системе управления, поскольку и те, и другие описываются дифференциальными уравнениями.

При разработке систем управления проектировщику предпочтительно иметь дело с возможно более точной и, при том, линейной динамической моделью самолета в форме системы дифференциальных уравнений. Для синтеза законов неадаптивного управления может использоваться классический метод передаточных функций. Частотный метод Найквиста удобен для расчета систем со многими входами и одним выходом и систем с одним входом и многими выходами. Численные данные и данные нелинейного частотного анализа, получаемые при рассмотрении нестационарных эффектов, могут использоваться непосредственно. С помощью метода наименьших квадратов определяется оптимальная комбинация датчиков, обеспечивающая заданные запасы по усилению и фазе.

Метод корневого годографа является наглядным способом представления характеристик устойчивости для выбранного закона управления. Траектории корней представляют эволюцию собственных значений системы при изменении определенных параметров. Параметрами корневых годографов могут быть коэффициент усиления, параметр режима полета (например, число M), плотность воздуха, динамическое давление. Геометрия траекторий корней позволяет судить как об общей устойчивости системы активного управления, так и о влиянии на эту устойчивость отдельных нулей и полюсов передаточной функции, вводимых контурами обратной связи. В последнее время появился ряд работ, в которых применимость метода корневого годографа и метода Найквиста распространяется на системы со многими входами и многими выходами.

С середины 1960-х годов получило развитие новое направление в области синтеза систем, оптимальных по квадратичным критериям качества, — фильтры Калмана. В случае линейной системы этот метод позволяет точно определить на основе решения матричного уравнения Риккати структуру контуров обратной связи (закон управления), включающих сигналы по всем координатам фазового вектора. Однако практическая реализация этого оптимального закона активного управления обычно оказывается невозможной, так как не все фазовые координаты доступны для измерения. Неземлемые непосредственно координаты вектора состояния системы могут быть заменены их оценками с помощью фильтров Калмана, но установка этих фильтров приводит к снижению запасов устойчивости, причем часто весьма существенному. В практических приложениях этой теории к системам высокого порядка приходится сталкиваться с трудностями выполнения большого объема вычис-

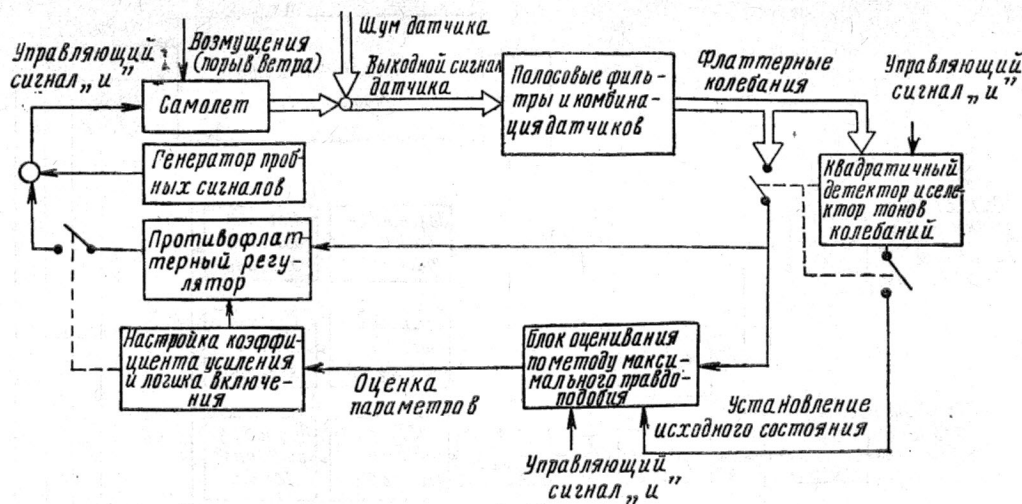


Рис. 2. Блок-схема адаптивного управления для флаттерных испытаний модели самолета в АДТ

лений, и, как следствие этого, с необходимостью понижения размерности вектора обратной связи.

Принципы адаптивного управления развиваются на стыке методов идентификации параметров и методов синтеза законов управления. На рис. 2 представлена блок-схема адаптивного регулятора, использовавшегося при флаттерных испытаниях модели в АДТ.

В системе была заложена ограниченная априорная информация о флаттерных тонах колебаний. Первоначальные значения коэффициентов усиления соответствовали исходной комбинации датчиков, одна из которых использовалась в начале испытаний для идентификации условий возникновения флаттера с помощью детектора, работающего на основе принципа минимума квадратичного отклонения. После детектирования выполняется процедура оценивания параметров тонов колебаний по принципу максимального правдоподобия, затем осуществляется коррекция параметров контуров управления моделью.

Для распределения функций органов управления и исполнительных приводов между системой управления полетом и системой подавления упругих колебаний конструкции анализируются требования по рабочим диапазонам частот, периодичности опроса датчиков, предельным скоростям перемещений приводов. От системы управления полетом требуется высокая точность отслеживания команд летчика, что приводит к более высоким частотам опроса датчиков, чем для обеспечения устойчивости движения самолета. При проектировании систем подавления упругих колебаний центральное место занимает проблема синтеза автоматического регулятора, поэтому частота опроса датчиков здесь определяется требованиями обеспечения устойчивости колебаний. С определением частоты выборки информации связан выбор параметров фильтров, удаляющих высокие частоты для исключения «мультипликационных» ошибок.

Частотная характеристика привода органа управления частично определяется требованиями к скорости отклонения в режиме разомкнутой системы. Если эти требования достаточно высоки, это приводит к увеличению расходов гидросмеси, увеличению размеров клапанов и повышенной реакции

привода на высоких частотах. В системе управления полетом для подавления этой реакции используются электронные средства, которые не включаются в контуры системы подавления упругих колебаний, чтобы высокочастотные свойства приводов могли в полной мере использоваться для подавления упругих колебаний конструкции (рис. 3).

Законы управления для систем подавления упругих колебаний обычно линейны и не требуют большого объема работ при доводочных испытаниях. Например, для оснащения самолета противофлаттерной системой необходимое увеличение объема вычислений и емкости памяти БЦВМ составляет всего 25%, по сравнению с потребностями реализации закона регулирования системы управления полетом. Время проведения летных испытаний также возрастает на 25%.

Среди примеров практической реализации систем активного управления наиболее известными являются система подавления упругих колебаний, установленная на некоторых вариантах самолета Локхид L-1011, система управления упругими колебаниями конструкции самолета Рокуэлл В-1 и система подавления вибраций самолета Макдоннелл-Дуглас—Нортроп F-18.

Работы фирмы Локхид в области систем активного управления велись применительно к транспортному самолету L-1011 и перспективным ЛА со сверхзвуковыми крейсерскими скоростями полета. Подход фирмы Локхид, названный «методом ограничений», представлял собой итерационную процедуру выбора наилучшей комбинации датчиков и органов активного управления, обеспечивающей требуемое улучшение характеристик самолета (расширение области бесфлаттерных режимов полета, снижение тряски и т. д.). На рис. 4 и 5 приведено расположение основных элементов и блок-схема системы активного управления самолета L-1011, выполняющей функции перераспределения маневренных нагрузок и подавления упругих колебаний конструкции. В качестве эксперимента на этом же самолете была реализована и противофлаттерная система. Датчики (акселерометры) первой системы располагались на концах крыла, дополнительные акселерометры противофлаттерной системы — на пилонах двигателей. По сигналам от

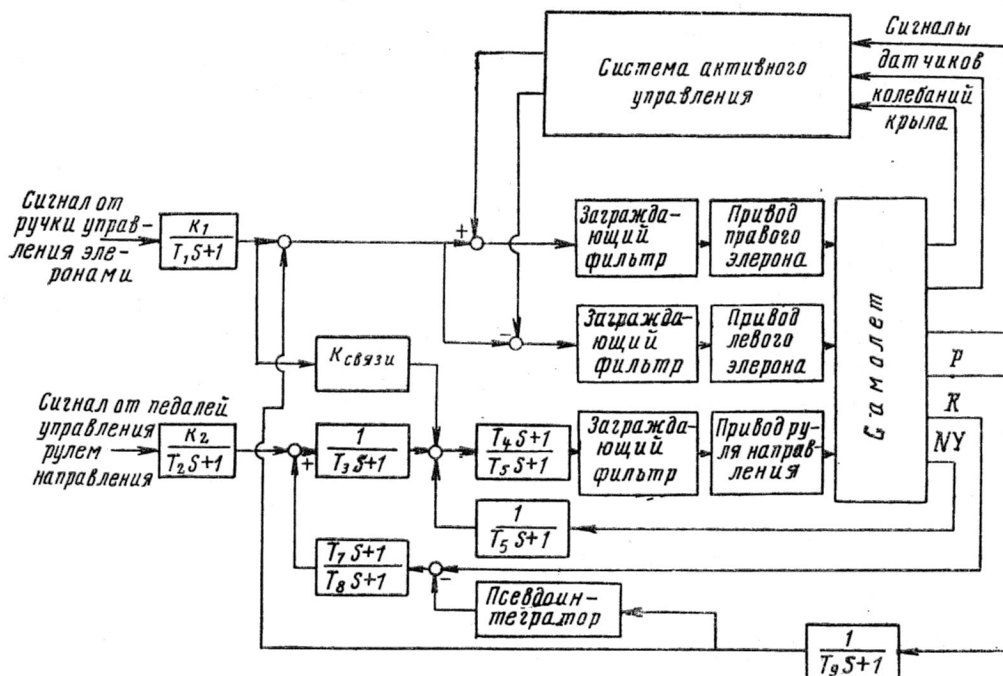


Рис. 3. Пример построения объединенной системы управления полетом и подавления упругих колебаний конструкции

этих датчиков вырабатывались команды управления приводами элеронов и стабилизатора.

Работы фирмы Боинг по системам активного управления ведутся в рамках исследовательской программы «Энергетически эффективный самолет» (ЕЕЕ) по контракту с НИЦ им. Лэнгли NASA. Получаемые результаты используются в виде рекомендаций по улучшению характеристик существующих серийных самолетов. Была разработана система активного управления, предназначенная для летных испытаний на самолете 747. Система должна обеспечивать управление маневренными нагрузками и снижение нагрузок на крыло от порывов ветра. Она получает информацию от акселерометра и датчика угловой скорости тангажа, установленных вблизи центра масс самолета и акселерометров в законцовках крыла (все — с тройным резервированием), в качестве органов активного управления используются внешние секции элеронов. Одновременно с симметричным отклонением элеронов для перераспределения маневренной нагрузки производится изменение балансировочной установки стабилизатора. Система снижения нагрузок от порывов ветра обеспечивает подавление первого тона изгибных колебаний крыла при воздействии атмосферной турбулентности. В соответствии со своим назначением эта система должна функционировать только при попадании самолета в зоны с интенсивной турбулентностью, чтобы избежать увеличения сопротивления в нормальных условиях полета.

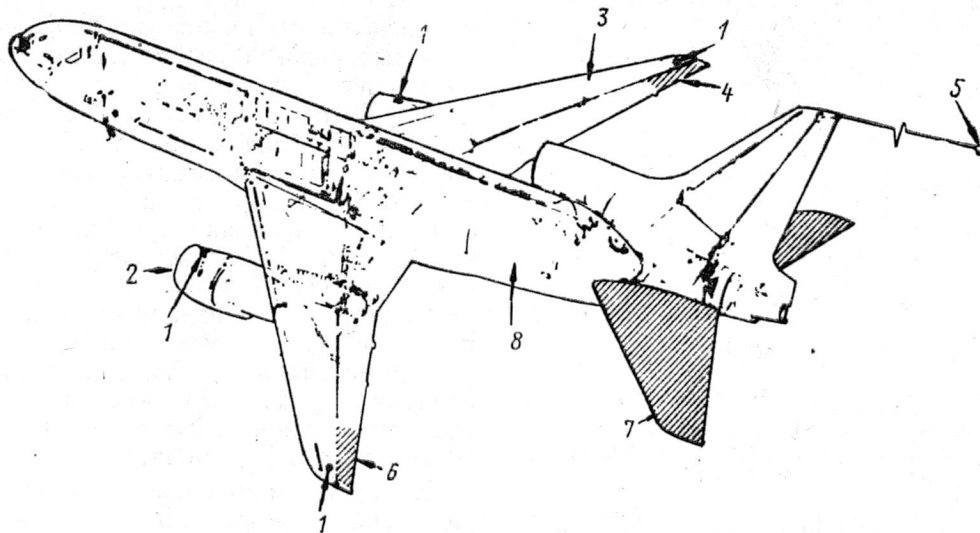
Принцип, положенный фирмой Рокуэлл в основу разработки системы активного управления для самолета ХВ-70, был назван «Идентичное расположение акселерометров и генераторов сил». Этот же подход был использован и при разработке для самолетов В-1 системы повышения комфортабельности экипажа при полете на малых высотах. Одна из основных функций этой системы состоит в подавлении собственных колебаний тонкого фюзеля-

жа с частотами ниже 10 Гц. В системе используются наклонные рулевые поверхности, установленные вблизи кабины экипажа, вертикально и горизонтально ориентированные акселерометры, установленные вблизи кабины и в окрестности центра масс самолета. С помощью этой системы датчиков, а также амплитудных и формирующих фильтров с программно изменяемыми параметрами генерируются сигналы управления, демпфирующие колебания фюзеляжа. Изодромные фильтры применены для быстрого отключения «вертикальной» или «горизонтальной» части системы в случае отказа, сопровождающегося резкими забросами отклонений органов управления. Имеются также логические цепи контроля скорости и величины отклонений поверхностей активного управления, служащие для отключения системы в случае выхода ее из строя.

На рис. 6 в форме частотных характеристик приведены результаты летных испытаний, свидетельствующие об эффективном демпфировании с помощью этой системы колебаний вертикальной и боковой перегрузки при $M=0,85$, $H=915$ м и угле стреловидности крыла 65° в диапазоне частот от 7 Гц, наиболее важном с точки зрения дискомфорта экипажа. Этот вывод подтверждают и оценки летчиков-испытателей.

Фирмой Нортроп проведена серия испытаний в трансзвуковой АДТ полумодели самолета YF-17 с целью продемонстрировать эффективность противоблужающей системы для крыла с боевыми грузами на внешних узлах подвески (см. рис. 1). Результаты испытаний подтвердили возможность увеличения критической величины скоростного напора на 70%.

С использованием методов оптимизации фирма Нортроп разработала и проверила при испытаниях в АДТ усовершенствованный адаптивный закон регулирования, более эффективный по сравнению с «классическим». Во время испытания в АДТ проводился эксперимент с отделением модели ракеты



1—датчики системы активного управления; 2—оборудование двигателя; 3—система перекачки топлива крыльевых баков, используемая для управления распределением топлива в полете; 4—внешний элерон; 5—конус для измерения статического давления; 6—симметричные отклонения элеронов; 7—цельноповоротный стабилизатор; 8—балластный запас воды для изменения в полете положения центра масс

Рис. 4. Элементы системы активного управления самолета L-1011 (штриховкой показаны органы активного управления)

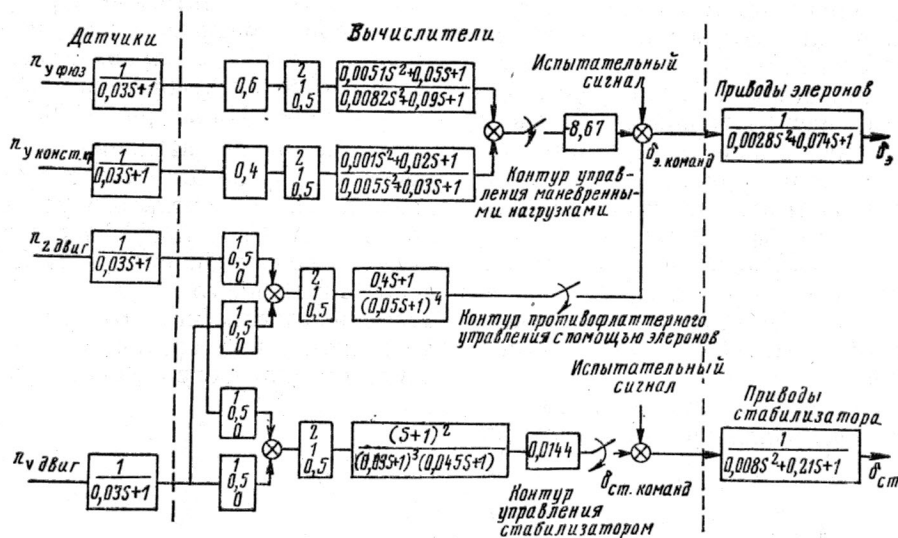
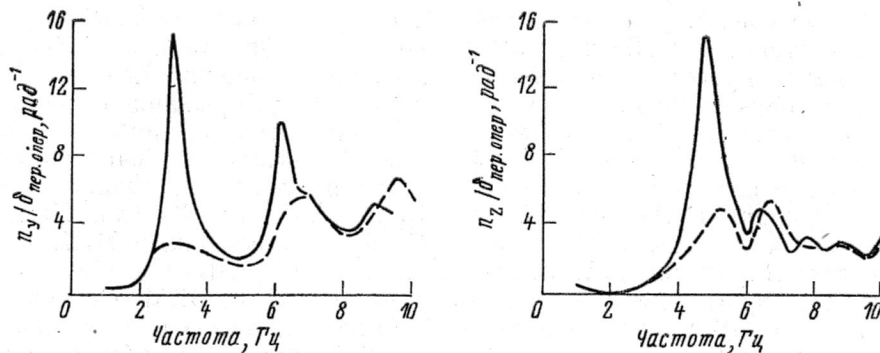
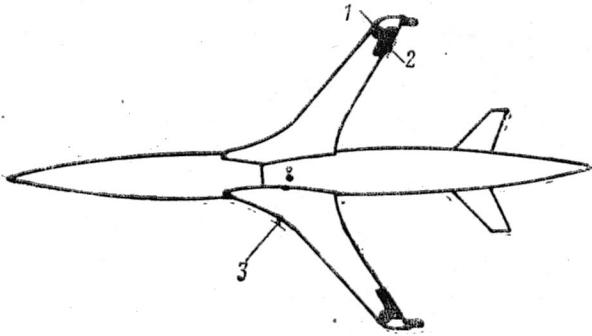


Рис. 5. Структура аналоговой системы активного управления самолета L-1011



— только с системой управления полетом;
 --- с системой управления полетом и системой подавления упругих колебаний

Рис. 6. Демпфирование колебаний вертикальной и боковой перегрузки самолета В-1, вызванных упругими деформациями фюзеляжа



1—акселерометр; 2—орган системы активного управления;
3—балласт
Рис. 7. Беспилотный ЛА DAST для изучения проблем флаттера (размах крыла 4,42 м; удлинение 6,8; профили сверхкритические)

«Сайдундер», установленной на конце полукрыла, после чего крыло становилось динамически неустойчивым. Адаптивный регулятор автоматически и с малым запаздыванием (порядка долей секунды) фиксировал тенденцию к флаттерным колебаниям крыла и включал контур обратной связи системы активного управления, обеспечивающий стабилизацию.

Аналогичное экспериментальное исследование в АДТ на модели самолета F-16 было проведено фирмой Джeneral Дайнэмикс. В качестве органа активного управления для подавления флаттера системы крыла — подвесные грузы использовались имеющиеся на серийном самолете флапероны. Для выбора оптимального расположения датчиков и структуры обратной связи использовался метод сопоставления частотных характеристик разомкнутой и замкнутой систем. В контурах регулирования запасов устойчивости по коэффициенту усиления и фазе были применены аналоговые цепи с соответствующими полосовыми фильтрами. Для одной из комбинаций подвесных грузов было получено двукратное увеличение критического динамического давления флаттера.

Фирма Макдоннелл-Дуглас разработала для самолета F-18A систему подавления колебаний ти-

па предельного цикла, наблюдавшихся на трансзвуковых режимах полета. Эти антисимметричные колебания с частотой около 6 Гц возникали при малых высотах полета с тяжелыми подвесными грузами на концах крыла. В системе активного управления использовались элероны и установленные вблизи центра масс самолета акселерометры с осями, перпендикулярными плоскости симметрии, и датчики угловых скоростей крена и рыскания. Программы изменения параметров системы для поддержания заданных запасов устойчивости по коэффициенту усиления и фазе подбирались экспериментально. Первоначальный аналоговый вариант системы был заменен цифровым, рассчитанным на реализацию с помощью существующей БЦВМ серийного самолета.

В Европе исследования по системам активного управления ведутся главным образом фирмой MBV (ФРГ), авиационным научно-исследовательским институтом RAЕ (Англия) и национальным комитетом ONERA (Франция). Основные направления работ связаны с аналитическими и экспериментальными исследованиями противофлаттерных систем. Фирмой MBV проведены летные испытания противофлаттерной системы на самолете F-4F с различными вариантами внешней подвески вооружения на крыле. Закон регулирования, реализованный на аналоговых элементах, был разработан с применением теории оптимального управления. Под руководством ONERA проводились исследования по созданию системы снижения нагрузок на крыло самолета Эрбас Индастри А-300.

Кроме предварительных испытаний в АДТ применяется другой метод экспериментальных исследований систем активного управления — на беспилотных ЛА. Работы NASA в этом направлении ведутся с использованием ДПЛА DAST (рис. 7), спроектированного для изучения проблем флаттера аэродинамически чистого крыла в наиболее труднодоступном для теоретических исследований околозвуковом диапазоне скоростей полета.

Референт Б. И. Круглов.

УДК 629.735.33.01:629.735.33.03.01

СОСТОЯНИЕ И ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ ЭВМ В ПРОЕКТИРОВАНИИ САМОЛЕТОВ И ДВИГАТЕЛЕЙ*

Новые вычислительные средства, которые планируется ввести в эксплуатацию в НИЦ им. Эймса в начале 1986 г., позволят проводить работы по проектированию перспективных авиационных систем и научные исследования в области аэродинамики с использованием самых мощных ЭВМ.

По заявлению У. Болхауза, руководителя отдела космических исследований НИЦ им. Эймса, ЭВМ, как и аэродинамические трубы, стали одним из основных средств проектирования ЛА. Хотя и ЭВМ, и аэродинамические трубы являются моделирующими установками (на ЭВМ получают цифровые данные, в аэродинамических трубах — ана-

логовые), их характерные особенности только дополняют друг друга, а не противопоставляют. Испытания в аэродинамических трубах обеспечивают полное моделирование обтекания всего самолета. Аэродинамическая труба остается надежным средством проверки и уточнения результатов расчета.

Вычислительные средства используются в центрах NASA им. Лэнгли, Льюиса и Эймса. ЭВМ Крэй 1 установлена в НИЦ им. Эймса, а в НИЦ им. Лэнгли — ЭВМ «Сайбер» 205 (усовершенствованный вариант ЭВМ «Сайбер» 203).

Большинство крупных авиакосмических фирм имеют в своем распоряжении мощные вычислительные средства, включая ЭВМ Крэй 1 на фирме Боинг и ЭВМ, заказанную фирмой Локхид. В НИЦ им. Арнольда для ВВС США разработана програм-

* Computational fluid dynamics (technical survey).
Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 29/VIII, N 9, p. 50—72.

ма исследований с использованием средств вычислительной аэрогидродинамики (ВАГД), но вычислительные возможности центра считаются слишком ограниченными и официальные представители доби-ваются заказов на приобретение новой ЭВМ для научных расчетов.

Фирмы-изготовители двигателей используют средства ВАГД при проектировании всех элементов ТРДД. Такая методика была особенно эффективна при проектировании новых лопаток сложной трехмерной конфигурации. Фирмы-изготовители двигателей и планера заинтересованы также в более точном моделировании турбулентности, которое предполагается получить при использовании более мощных вычислительных средств.

Стационарное двумерное течение может быть рассчитано на самых больших ЭВМ в течение нескольких минут, но расчет на этих машинах неустановившихся двумерных течений и установившихся трехмерных течений при обтекании простых элементов все еще требует много машинного времени (до 20 ч). Поэтому современные супер-ЭВМ в основном предназначены для решения таких задач только в плане научных расчетов для разработки методов и моделей турбулентности, которые будут использоваться при появлении более мощных ЭВМ.

По словам Болхауза, численное моделирование является наиболее эффективным средством при оценке влияния изменений конфигураций на поле течения, но обычно ненадежно в расчете абсолютных характеристик для данной конфигурации. В противоположность повышению стоимости эксперимента в аэродинамической трубе относительная стоимость численного моделирования уменьшалась примерно на два порядка за десятилетие, а эффективность вычислений за счет улучшения алгоритмов повысилась за этот же период примерно на ту же величину.

Влияние алгоритма на эффективность вычислений можно показать на примере программы расчета обтекания крыла транспортного самолета. Для решения этой задачи на ЭВМ CDC 7600 по старой стандартной программе требуется 742 с. При использовании модифицированной программы, разработанной в НИЦ им. Эймса 5—6 лет назад, эта задача решалась за 64 с. Когда эта программа была приспособлена к векторному или поточному режиму работы ЭВМ Крэй 1, машинное время уменьшилось до 4,8 с.

Уменьшение времени вычислений по такой схеме прокладывает путь к соединению программы расчета обтекания конфигурации с программой оптимизации этой конфигурации.

Хотя уравнения Навье—Стокса хорошо известны (впервые они были опубликованы в 1923 г.), но они настолько сложные, что не могут быть точно решены для представляющих интерес задач проектирования ЛА, так как для полного их решения требуются вычислительные возможности, в 3 млн. раз превышающие производительность ЭВМ класса 6. Технически классифицируемые как нелинейные, второго порядка, дифференциальные уравнения в частных производных Навье—Стокса содержат более 60 членов с частными производными в декартовых координатах.

По мере увеличения пространственной разрешающей способности экспоненциально увеличива-

ется число требуемых решений. Для решения полных уравнений Навье—Стокса потребуются расчетные сетки, состоящие из 10^{12} узлов. Требуемый уровень вычислительной мощности, если он будет достигим, позволит моделировать аэродинамический шум, а также переход ламинарного пограничного слоя в турбулентный.

Из четырех алгебраических приближений, широко используемых в аэродинамическом моделировании, самым фундаментальным является приближение для линеаризованного невязкого течения, которое может использоваться для расчета распределений давления при до- и сверхзвуковых скоростях и вихревого сопротивления.

С помощью этого приближения можно решать задачи трехмерного обтекания всего самолета идеализированной конфигурации, причем для этого требуются вычислительные возможности, составляющие десятую часть мощности ЭВМ класса 6. В течение многих лет считалось обычным повышать этот уровень аппроксимации путем внесения поправок на влияние вязкости, основанных на теории пограничного слоя.

Методы расчета невязкого течения применимы в основном для крейсерских режимов, когда значительных эффектов вязкости не наблюдается, а не на режимах вблизи предельных летных характеристик, на которых может преобладать влияние турбулентности и отрыва потока.

Нелинейной невязкой аппроксимации уравнений в последнем десятилетии уделяется самое большое внимание. Эта аппроксимация может быть использована для расчета волнового сопротивления и распределения нагрузок, а также переменных, рассчитанных с помощью более простой аппроксимации. Для эффективного использования такого уровня аппроксимации, для которой требуется сетка из примерно 100 000 точек, необходима ЭВМ класса 6, например, ЭВМ Крэй 1 или «Сайбер» 205.

Несмотря на высокую стоимость вычислений, потенциальные возможности аппроксимации с усреднением по Рейнольдсу огромные. Они включают реалистичное моделирование отрывных течений, неустановившихся течений, например, при бафтинге, и расчет полного сопротивления. Вместе с методами оптимизации такие модели позволят разрабатывать аэродинамически оптимальные конструкции.

Для такой аппроксимации потребуется сетка из примерно 10 млн. точек. Хотя в уравнениях Навье—Стокса учитываются эффекты вязкости, в аппроксимации требуется моделирование всех членов, характеризующих турбулентное течение. В настоящее время эта аппроксимация может использоваться только для расчета обтекания профиля крыла.

Усредненные по Рейнольдсу уравнения Навье—Стокса имеют большое значение при решении проблемы взаимоувязки двигателя с планером. Основная доля сопротивления истребителя, например, приходится на хвостовую часть, поэтому возможность численного моделирования в этой области позволит значительно улучшить летные характеристики истребителя.

Для решения каждой задачи взаимоувязки двигателя с планером на ЭВМ Крэй 1 требуется 6—8 ч, поэтому эти задачи могут исследоваться только на уровне научных расчетов, прежде чем появятся возможности, обеспечиваемые ЭВМ NAS.

Для расчета интенсивного трехмерного вихревого течения при исследовании обтекания взаимосвязанной системы планер—силовая установка, требуется сетка из 1 млрд. точек и ЭВМ с мощностью, в 3000 раз превышающей ЭВМ класса 6. Такой уровень аппроксимации в настоящее время используется для исследования физики турбулентности на уровне, который невозможен в экспериментальных условиях, но для моделирования даже самых основных режимов течения потребное машинное время современных супер-ЭВМ достигает 80 ч. В конечном итоге, в результате расчетов обеспечивается информация, позволяющая усовершенствовать методы моделирования турбулентности при аппроксимации более низкого уровня. В этой аппроксимации структура крупных вихрей рассчитывается, а малые вихри моделируются.

Из-за недостаточного объема испытаний в аэродинамических трубах при разработке различных самолетов в последние годы возникали проблемы, которые оставались нерешенными до проведения летных испытаний, что неблагоприятно сказывалось на затратах, программах разработок и их выполнении и в некоторых случаях требовало пересмотра расходов на проектирование.

Некоторые из этих проблем можно было бы выявить раньше на этапе проектирования с помощью современных вычислительных средств. Однако для решения других проблем требуются более совершенные вычислительные средства.

Полагают, что с появлением более мощных ЭВМ использование аэродинамических труб уменьшится, однако, по мнению руководителя отделения газовой динамики и термодинамики НИЦ им. Эймса В. Петерсона, вычислительная аэрогидродинамика не снизит требуемого времени испытаний в аэродинамической трубе. Будет использоваться такое же время испытаний в аэродинамической трубе, но более эффективно и экономично.

Относительная роль этих двух средств моделирования меняется, и аэродинамические трубы в конечном счете будут использоваться либо для проверки расчетов на ЭВМ, либо для моделирования процессов, которые невозможно рассчитать.

Фирмы-изготовители газотурбинных двигателей стали лидерами в использовании методов ВАГД, как средства улучшения характеристик двигателя, и уделяют большое внимание расчету внутренних течений при проектировании компонентов ГТД.

Исследователи и проектировщики планеров считают, что разработка и использование усовершенствованных вычислительных программ ограничивается емкостью памяти ЭВМ.

Как заявил директор отделения инженерно-технических разработок фирмы Пратт-Уитни М. Шэнк, разработчики двигателей ограничены не памятью и быстродействием ЭВМ, а недостаточным пониманием физики процессов.

Вычислительные методы используются в процессе проектирования агрегатов двигателя. Для проектирования воздухозаборника и вращающихся узлов широко используются двумерные нелинейные уравнения, описывающие течения невязкой жидкости или уравнения Эйлера. Более мощные программы с использованием усредненных по Рейнольдсу уравнений Навье—Стокса и трехмерных уравнений в настоящее время разрабатываются и

уже имеют ограниченное применение, но не будут использоваться с высокой степенью достоверности до начала 1990-х годов.

Фирма Гаррет использует вычислительные методы для проектирования лопаток и компрессоров более 12 лет. Нелинейные методы доказали свою высокую эффективность и позволили значительно повысить характеристики вентиляторов и турбин.

При проектировании по заказу ВВС США ротора и статора турбины с небольшим относительным удлинением лопаток был достигнут КПД 92%. Опыт фирмы показывает возможность проектирования усовершенствованных форм лопаток путем расчета трехмерного течения.

Фирмой Дженерал Электрик в качестве средства проектирования используется квазитрехмерный метод, основанный на решениях, полученных с помощью двумерных уравнений. Такой квазитрехмерный метод используется для проектирования компрессора, турбины, вентилятора и лопаток.

В последние три года фирма проектирует аэродинамические поверхности с помощью трехмерных уравнений Эйлера и начинает использовать уравнения Навье—Стокса. Фирма признает, что для получения таких решений уравнений необходима большая специализированная ЭВМ.

В расчетные уравнения начинают включать уравнения, описывающие другие процессы помимо развивающихся в основном тракте двигателя. По контракту NASA фирма Пратт-Уитни исследует численными методами эффекты охлаждения воздушного потока на лопатках турбины и вторичного течения в межлопаточных каналах. Ставится задача объяснения и проверки эффектов с целью их последующего численного моделирования с помощью уравнений Навье—Стокса.

Фирма Дженерал Электрик использует трехмерные методы для определения направлений линий тока на поверхностях лопаток турбины. Полученная информация используется для определения участков, где охлаждение воздухом наиболее эффективно.

Фирмы-изготовители двигателей признают, что использование методов ВАГД не снижает общего объема испытаний двигателя, но позволяет исключить много проблем до начала испытаний агрегатов. В ряде случаев вычислительные методы уменьшают время испытаний, в частности, экономится время испытаний турбин высокого и низкого давления. Первые образцы турбин для испытаний получают более близкими к окончательной конфигурации.

Методы ВАГД позволяют американским фирмам-изготовителям планеров моделировать аэродинамику транспортных самолетов для крейсерских режимов полета и рассчитывать характеристики различных конфигураций до начала испытаний в аэродинамических трубах.

Проектные работы по следующему поколению истребителей требуют более точных уравнений моделирования при большем быстродействии и емкости памяти больших ЭВМ, с помощью которых рассчитываются сложные течения, создаваемые истребителями при больших углах атаки и выполнении маневров.

Повышение эффективности новых транспортных самолетов и стремление усовершенствовать модели

обтекания ЛА на режимах взлета и посадки требовали от фирм-изготовителей разработки программ аэродинамического расчета самолетов для собственного пользования. Фирмы изучают многие вычислительные программы и уже более 15 лет пользуются программами расчета невязких течений с помощью линеаризованных уравнений. При проектировании все шире используются программы расчета нелинейных, невязких течений, основанные на уравнениях Эйлера.

На исследования в области ВАГД фирма Боинг ежегодно расходует около 1,5 млн. долл. Без использования вычислительных программ не обходится ни одно проектное исследование.

Вычислительные методы для моделирования трансзвуковых режимов полета широко используются фирмой Боинг с 1974 г. Они включают расчеты как несущих поверхностей, так и аналитические исследования конфигураций сложных самолетов. Фирма считает, что только с помощью вычислительных методов можно выполнить примерно 80% работ по окончательному расчету крыла транспортного самолета, оптимизированного для крейсерского режима полета. В вопросах проектирования трансзвукового крыла испытания в аэродинамических трубах почти дублируют расчеты на ЭВМ.

Расчет нелинейных невязких течений и полные уравнения для потенциала скоростей используются в настоящее время при проектировании пилонов с мотогондолами и участков сопряжения фюзеляжа с крылом.

Получение расчетных трехмерных сеток, охватывающих сложные формы, считается необходимым для расчета поля течения около самолета. Разработанные в прошлом NASA вычислительные программы с использованием расчетных сеток оказались слишком сложными для фирм-изготовителей. Фирма Локхид работает над упрощением методики составления этих сеток, стремясь сделать этот процесс интерактивным, чтобы инженер мог составлять сетку, опробывать ее и производить изменения в реальном масштабе времени.

Руководитель отдела научно-технических исследований в области аэродинамики фирмы Дуглас Т. Себеси подчеркнул важность расширения сотрудничества с NASA с целью повышения пригодности разрабатываемых программ для решения проблем проектирования.

Различия в конфигурациях транспортных самолетов и истребителей затрудняют использование фирмами-изготовителями истребителей многих вычислительных методов, разработанных государственными организациями и университетами для транспортных самолетов.

Конструкторы сталкиваются с наибольшими трудностями при решении проблемы отрыва потока в случае использования вычислительной техники для проектирования истребителей. Как заявил специалист отдела аэродинамики фирмы Грумман Ч. Боппе, в условиях выполнения маневров течения около поверхностей самолета являются неприсоединенными и пройдет, возможно, 15—20 лет, прежде чем появятся действительно подходящие для целей проектирования модели отрыва потока и турбулентности. Конструкторы истребителей считают тем не менее вычислительные методы полезными

даже без возможности удовлетворительного моделирования турбулентности.

Фирма Грумман применяет вычислительные методы для улучшения летных характеристик самолета А-6 и нового демонстрационного самолета Х-29А с крылом обратной стреловидности, а также при проектировании перспективного винта для легкого самолета фирмы Цесна.

Фирмы-изготовители планеров считают, что, используя методы ВАГД, они могут проводить предварительное аналитическое исследование проектов с большим числом вариантов конфигураций за более короткий промежуток времени. Это позволяет обойтись меньшим числом вариантов при испытаниях в аэродинамических трубах и повысить характеристики испытываемых моделей.

Руководство ВВС США проявляет заинтересованность в дальнейшем совершенствовании методов ВАГД для лучшего понимания и моделирования неприсоединенных, нелинейных и вихревых течений при больших углах атаки, возникающих при выполнении истребителями маневров.

Лучшее понимание физики обтекания, характерной для этих условий полета, в сочетании с более совершенным моделированием позволит ВВС расширить диапазон эксплуатационных режимов полета, использующихся в настоящее время и для будущих самолетов.

Комиссия комитета по авиационно-космической технике национального научно-исследовательского совета провела оценочные исследования влияния ВАГД на авиационные наземные экспериментальные установки в ближайшие 15 лет.

В отчете отмечается четыре этапа в развитии ВАГД по мере того, как аппроксимации полных уравнений Навье—Стокса, описывающих течения, становились все более точными.

Этап 1. Линеаризованные расчеты невязких присоединенных течений около самолета, преимущественно на режимах дозвукового крейсерского полета.

Этап 2. Нелинейные расчеты невязких течений (на базе уравнений Эйлера), включая трансзвуковые и гиперзвуковые течения.

Этап 3. Расчеты на базе усредненных по Рейнольдсу уравнений Навье—Стокса, включающие отрывные течения, расчеты обтекания при больших углах атаки, нестационарные течения, а также взаимодействия внешнего потока и потока в двигателе.

Этап 4. Интегрирование полных уравнений Навье—Стокса, обеспечивающее возможность рассчитывать, а не моделировать турбулентность. Расчеты могут включать оценки аэродинамического шума, изучение перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный, пульсаций давления на поверхности и интенсивности турбулентности.

Лаборатория динамики полета ВВС наряду с исследованиями конфигураций, работами по техническому моделированию и разработкой демонстрационных ЛА проводит исследования в области ВАГД второго и третьего этапов.

Существуют три основных препятствия реализации методов этапа 3. Они связаны с емкостью памяти ЭВМ, трудностью моделирования турбулентности и разработкой методов получения трехмерной расчетной сетки.

Лаборатория динамики полетов специализируется в области расчета нестационарных течений. Первые алгоритмы решения усредненных по Рейнольдсу уравнений Навье—Стокса позволяют исследовать вычислительными методами явления «зуда» и бафтинга.

В НИЦ им. Арнольда методы ВАГД чаще всего используются два планирования работ, предшествующих испытаниям.

Примером может служить принятие решения о размерах или размещении экспериментального контрольно-измерительного оборудования на планере самолета и о степени его возможного масштабного уменьшения. Вычислительные методы используются также для решения вопроса о том, как получить требуемый аэродинамический параметр в конкретных условиях моделирования.

Вычислительные программы повышают точность методов экспериментальных исследований и позволяют оценить недостатки существующих возможностей экспериментальных установок. Стимулом служит высокая производительность и получение высококачественной информации в результате проводимых экспериментальных исследований.

ЭВМ, мощность которых в 30 раз превышает мощность имеющихся в настоящее время так называемых ЭВМ класса 6, необходимы для достижения одной из основных целей ВАГД — возможности моделирования с помощью стандартных программ трехмерного обтекания всего летательного аппарата, включая эффекты вязкости, которые играют ключевую роль в трансзвуковом полете и в полете с выполнением маневров ЛА с высокими летными характеристиками.

С этой целью в НИЦ им. Эймса в течение следующих пяти лет будет разработана и смонтирована ЭВМ NAS. Для расчета пространственного обтекания всего ЛА с помощью стандартных программ необходимо быстроедействие, равное примерно 1 млрд. операций в секунду с плавающей запятой и память более 250 млн. 64-разрядных слов. Моделирование требует интегрирования усредненных по Рейнольдсу уравнений Навье—Стокса.

Руководитель конструкторского бюро ЭВМ NAS Ф. Бейли заявил, что вычислительная система NAS будет создаваться по этапам. В первоначальном варианте будет использоваться один скоростной процессор (предполагается приобрести ЭВМ Крей 2) и массовое запоминающее устройство на 64 млн. слов, обеспечивающее быстроедействие 250 млн. операций в секунду (250 мегафлоп). Для получения быстроедействия 1 гигафлоп к 1988 г. будет добавлен второй процессор и дополнительное запоминающее устройство, внешние устройства и интерфейсы пользователей. Второй процессор должен быть самым эффективным с достаточно большой производительностью, чтобы оправдать расходы на его приобретение.

Благодаря систематическим усовершенствованиям аппаратного и программного обеспечения данная ЭВМ для численного моделирования аэродинамики ЛА будет служить ориентиром для других перспективных крупномасштабных вычислительных систем. Кроме того, ЭВМ обеспечит национальные вычислительные потребности, доступные NASA, министерству обороны, другим правительственным организациям, промышленности и

университетам. Разработка ЭВМ NAS была принята как новый этап в развитии авиации на 1984 ф. г., причем на разработки и закупки в течение первого года отпущено 17 млн. долл. Планируется, что для полного финансирования, необходимого для создания расширенной схемы использования ЭВМ, потребуется 120 млн. долл. в постоянных ценах 1984 ф. г. Предполагается, что эта расширенная схема будет охватывать одновременно по крайней мере 100 пользователей с разделением по времени.

Хотя система с быстроедействием в 1 гигафлоп будет в 30 раз мощнее, чем существующие супер-ЭВМ, тем не менее для моделирования течений около сложных конфигураций и исследования физики течений потребуются еще большие скорости расчетов.

Для преодоления технических барьеров в создании нового поколения супер-ЭВМ требуются значительные усилия в области НИР. Однако американские фирмы-изготовители вычислительной техники не располагают достаточными финансовыми ресурсами, отсутствует также коммерческая мотивация, чтобы они могли предпринять собственные исследования в этой области. Хотя ведущая роль в области создания супер-ЭВМ имеет крайне важное значение для экономической и национальной безопасности, существующий уровень правительственных ассигнований недостаточен для сохранения этой ведущей роли.

Специалисты отмечают, что уровень правительственных ассигнований в США вызывает озабоченность, особенно ввиду той значительной поддержки, которую правительству Японии оказывает программам создания супер-ЭВМ. В 1982 г. Япония начала программу с участием правительственных организаций и промышленности стоимостью 200 млн. долл. по разработке к 1989 г. супер-ЭВМ, в 1000 раз более мощной, чем существующие в США системы, и программу стоимостью 500 млн. долл. по разработке ЭВМ «пятого поколения», ориентированной на искусственный интеллект.

Шесть компаний (Фудзицу, Хитачи, Мицубиси, NEC, Оки и Тосиба) участвуют в этой программе. Независимо друг от друга каждая компания имеет по одному или более внутренних проектов, которые должны оказать влияние на архитектуру будущих супер-ЭВМ, их программное обеспечение, алгоритмы и технологию устройств. В 1983 г. фирмы Хитачи и Фудзицу объявили о проектах ЭВМ, которые, как предполагается, будут непосредственно конкурировать с ЭВМ Крей 2; фирма Хитачи объявила также о создании матричного процессора на 640 мегафлоп.

В США фирмы Контрол Дэйта (CDC) и Крей Рисерч являются единственными поставщиками-производителями супер-ЭВМ (CDC «Сайбер» 205, Крей 1 и X-MP) и разрабатывают машины следующего поколения («Сайбер» 2XX и Крей 2). Относительно новая фирма Денелкор ввела в эксплуатацию процессор НЕР-2 на гетерогенных элементах, который, как заявляет фирма, в 500 раз производительнее, чем любая существующая в настоящее время супер-ЭВМ. Варианты НЕР-2 могут обрабатывать более 12 млрд. команд в секунду. НЕР-2 является расширенным вариантом архитектуры по обработке множественных инструкций,

множественных потоков данных, использовавшейся в системе НЕР-1.

Рынок для таких больших ЭВМ научного назначения относительно мал, традиционно он ограничивается национальными лабораториями, фирмами-изготовителями аэрокосмической техники, нефтеразведочными компаниями и рядом университетов. Хотя эти ЭВМ обычно стоят 5—15 млн. долл. каждая, относительно малый рынок этих машин обусловил малое число фирм-изготовителей.

Параллелизм, выражающийся в одновременной поточной или многопроцессорной обработке, является общей характерной особенностью новых супер-ЭВМ. В отличие от обычной «скалярной» архитектуры, параллелизм обеспечивает возможность одновременного решения более чем одной задачи. При параллельной обработке используется единственная команда для управления рядом отдельных процессоров, каждый из которых работает с различными данными, но все выполняют одну и ту же функцию одновременно. Поточные или векторные процессоры имеют сегментированные центральные процессоры, занимающиеся решением отдельных частей задачи в разных сегментах одновремен-

но. ЭВМ «Сайбер» 205 может выдавать до 65 000 результатов по одной команде.

Мультимикропроцессоры одновременно могут обеспечивать многорежимную обработку — например, множественные векторные команды, множественные скалярные команды или скалярные и векторные команды в различных процессорах. Мультимикропроцессорная обработка повышает эксплуатационную гибкость ЭВМ, но делает необходимым обеспечение новых возможностей машинных языков для множественных способов обработки в отличие от стандартных вычислительных программ.

Первая ЭВМ X-MP уже установлена и проводятся ее стендовые испытания. Фирма Крэй Рисерч предполагает поставить первую ЭВМ Крэй 2 в 1984 г. Фирма Контрол Дейта начнет палладку большой ЭВМ «Сайбер» в 1984 г. Фирма Денелкор планирует провести демонстрационные испытания ЭВМ НЕР-2 в 1985 г. и начать поставки первых машин в 1986 г.

Референты А. И. Плоцкий,

Г. И. Полищук.

Редактор Б. П. Круглов.

УДК 629.735.33.003.1

ПРОБЛЕМЫ ПОВЫШЕНИЯ ЭКОНОМИЧНОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТОВ*

Энергетическая эффективность стала важнейшим критерием сравнения транспортных самолетов, поскольку на авиационное топливо в настоящее время приходится около 40% расходов многих авиакомпаний мира. Общие эксплуатационные расходы (ОЭР) авиакомпаний складываются из: капитальных затрат, затрат на техническое обслуживание, расходов на топливо, затрат на рекламу и обеспечение регулярности вылетов по расписанию, издержек на оплату экипажей. Экономия топлива — наиболее приемлемый для авиакомпаний путь снижения эксплуатационных расходов.

Разнообразные методы экономии топлива могут быть разделены на четыре категории:

1) приобретение самолетов оптимальной пассажироместимости с приемлемым уровнем энергетической эффективности;

2) модификации эксплуатируемых самолетов для снижения удельных расходов топлива;

3) поддержание с помощью мер технического характера первоначального уровня удельных расходов на протяжении всего срока службы самолета;

4) оптимизация профиля полета и управления воздушным движением.

С целью обеспечения экономичности перевозок пассажироместимость самолета и его летные характеристики, такие как максимальная дальность полета, должны выбираться оптимальными для данной структуры маршрутов. Даже самый совершенный самолет с высокими расходными характе-

ристиками будет неэкономичным в эксплуатации, если он окажется слишком большим для данной системы маршрутов и будет выполнять рейсы с низким коэффициентом загрузки.

Быстрый рост цен на топливо за последние 10 лет существенно повлиял на изменения спроса самолетов различных категорий, который все в большей мере стал определяться необходимостью приспособления самолетного парка к структуре маршрутов. Именно реакцией на изменение спроса на международном рынке стало появление таких самолетов как Боинг 767 и Эрбас Индастри А310. Они рассчитаны на те маршруты, где самолеты А300 и трехдвигательные широкофюзеляжные самолеты оказались слишком большими. Эти самолеты обладают повышенной топливной эффективностью, но только этого могло бы быть недостаточно для обоснования их разработки, если бы существовали старые самолеты, подходящие для данных маршрутов.

В настоящее время уже создано достаточно много самолетов с различными сочетаниями дальности полета и пассажироместимости и остается все меньше зон на плоскости дальность—пассажироместимость, для которых была бы оправдана разработка новых самолетов.

На рис. 1 иллюстрируется наблюдающаяся за последние 20 лет тенденция снижения удельных расходов топлива пассажирских самолетов, а на рис. 2 — потенциальные технические возможности дальнейшего повышения их энергетической эффективности. К 1990 г. энергетическая эффективность может быть увеличена на 35—40% по сравнению с современным уровнем. Но окончательным критерием конкурентоспособности усовершенствованного

* Kruger T. C. B. Fuel conservation in the airline industry.

The South African Mechanical Engineer, 1983, v. 33, V, p. 116—121.

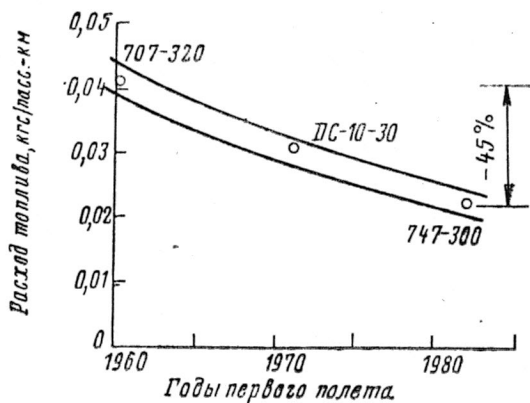
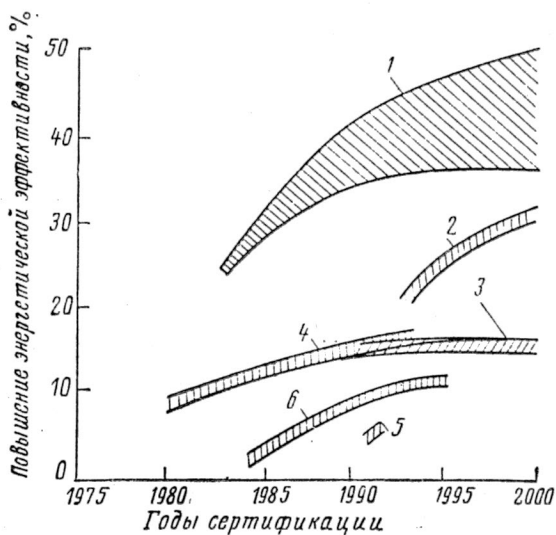
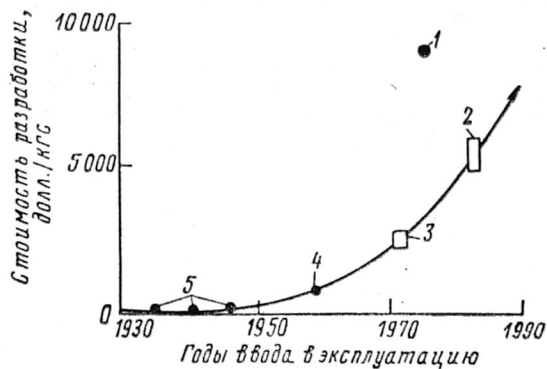


Рис. 1. Динамика снижения расходов топлива на дальних маршрутах по годам



1—комбинация всех усовершенствований; 2—управление ламинаризацией обтекания; 3—усовершенствование двигателей; 4—улучшение аэродинамики компоновки; 5—четырёхмерное управление воздушным движением и автоматизация траекторного управления; 6—усовершенствованные материалы и конструкции (в том числе с использованием систем активного управления для снижения нагрузок)
Рис. 2. Потенциальные технические усовершенствования и получаемое с их помощью повышение энергетической эффективности самолетов на маршрутах протяженностью 7400 км



1—«Конкорд»; 2—200-местные самолеты; 3—широкофюзеляжные самолеты; 4—первые реактивные самолеты; 5—винтовые самолеты
Рис. 3. Изменение стоимости разработки самолетов

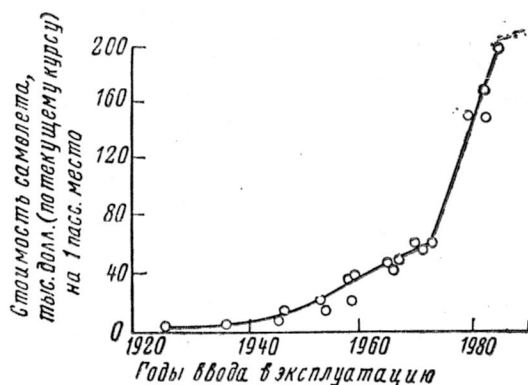


Рис. 4. Рост стоимости самолетов

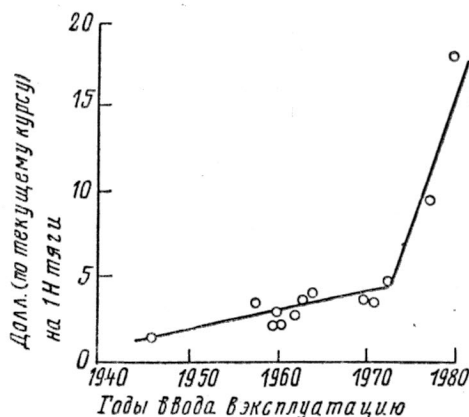


Рис. 5. Рост стоимости двигателей

самолета будет величина общих эксплуатационных расходов, которая определяется главным образом капитальными затратами и расходами на техническое обслуживание и топливо. Остальные составляющие ОЭР едва ли претерпят существенные изменения за период 1983—1990 гг. На рис. 3—5 приведены статистические данные, характеризующие тенденции изменения по годам трех основных составляющих ОЭР. Стоимость технического обслуживания планера определяется длиной маршрута и мало зависит от типа самолета. При дальности 2000 км она составляет 0,52—0,65 долл./ч. место, при дальности 3500 км — 0,47—0,57 долл./ч. место. Больших изменений этих величин за рассматриваемый период не ожидается. Расходы на техническое обслуживание двигателей также существенно зависят от протяженности маршрута, но они резко повысились после ввода в эксплуатацию ТРДД с высокой степенью двухконтурности [примерно в

2 раза: с ~2,3 до ~0,48 долл./ч.Н (тяги) при дальности 2200 км и с ~0,21 до ~0,42 долл./ч.Н (тяги) при дальности 3000 км].

Уменьшение удельных расходов топлива двигателей уровня техники 1990 г. будет достигнуто за счет повышения эффективности их компонентов, увеличения температуры газов перед турбиной, использования более высоких степеней двухконтурности и сжатия воздуха в компрессоре и, возможно, применения редукторного привода вентиляторов. Внедрение этих технических новшеств приведет к увеличению расходов на техническое обслуживание порядка 70%.

В табл. 1 даются оценки вклада различных технических усовершенствований в общее повышение энергетической эффективности самолетов.

Таблица 1
Эффективность технических средств
повышения экономичности самолетов

Технические усовершенствования	Экономия топлива на самолетах 1990 г. по сравнению с самолетами 1983 г., %
Профили с малым сопротивлением	5
Крыло большого удлинения	5
Система снижения нагрузок от порывов ветра	1
Уменьшенный запас статической устойчивости и регулирование положения центра масс	3
Автоматизация траекторного управления	1
Электрические вспомогательные силовые установки	3
Усовершенствованные материалы	6
Усовершенствованные ТРДД	12
Всего . . .	36

В табл. 2 приведена структура прямых эксплуатационных расходов авиакомпаний для современного самолетного парка и ее предполагаемое изменение при переходе на самолеты уровня техники 1990 г.

Таблица 2
Составляющие прямых эксплуатационных расходов для самолетов различных уровней техники

Существующие широкофюзеляжные самолеты, % ПЭР	Изменения ПЭР при введении самолетов уровня техники 1990 г., %
Топливо	42 Снижение расходов топлива на 36% -15
Издержки владения	20 Увеличение на 30% +6
Техническое обслуживание планера	14 Без изменений 0
Техническое обслуживание двигателей	11 Увеличение на 70% +8
Оплата экипажа	13 Без изменений 0
Всего . . .	100 Всего . . . -1

Прогнозы изменений структуры ПЭР к 1990 г. основаны на экстраполяции имеющихся статистических данных. Согласно этим упрощенным прогнозам при вводе на авиалинии самолетов уровня техники 1990 г. ПЭР снизятся всего на 1%. Этот результат может измениться, если точность экстраполяции окажется невысокой, причем в наибольшей степени это зависит от тенденций изменения цен на авиационное топливо. В то же время приведенные оценки могут служить убедительной иллюстрацией того факта, что увеличение энергетической эффективности самолета на 36% не гарантирует экономической оправданности разработки нового самолета, способного успешно конкурировать со старыми самолетами той же пассажиремкости.

Большие затраты на разработку совершенно нового самолета создают условия, при которых модификация существующего самолета становится весьма привлекательной альтернативой. Улучшенный вариант эксплуатируемого самолета никогда не превзойдет новый самолет по топливной эффективности, но этот недостаток будет компенсироваться меньшими капитальными затратами.

В ходе разработки нового самолета многие технические усовершенствования становятся достоянием авиакомпаний, поскольку они реализуются на модернизированных самолетах. Наибольшее число подобных усовершенствований внедрено в области силовых установок.

Экономический ресурс конструкции планера современного самолета составляет по меньшей мере 20 лет. За последние 10 лет было осуществлено относительно мало крупных мер повышения аэродинамического совершенства самолетов и значительно больше было технических решений, направленных на снижение удельных расходов топлива и увеличение удельной тяги двигателей. Благодаря этому стало экономически выгодным продолжение эксплуатации самолетов с новыми двигателями спустя более 10 лет после выхода на авиалинии. В качестве примера можно назвать проект самолета Боинг 747-200В с новыми двигателями Пратт-Уитни JT9D-7R4G2, удельный расход топлива которого снизился на 6% и возросла дальность полета. Модификация контура носка стабилизатора самолетов 747 позволила получать порядка 150 тыс. долл. экономии на каждом самолете за счет соответствующего снижения расхода топлива. В результате исследований фирмой Боинг была модернизирована система наддува и рециркуляции воздуха в пассажирской кабине, что позволило снизить расход отбираемого для этих целей воздуха от компрессоров двигателей и расход топлива. Улучшенная герметизация обечайки мотогондолы позволила добиться снижения на 1% расходов топлива самолетов Эрбас Индастри А300 за счет уменьшения расхода воздуха, отбираемого от вентиляторного контура на охлаждение элементов конструкции гондолы и двигателя.

Техническое обслуживание самолетов традиционно направлено на поддержание его исходных летных характеристик в течение всего срока службы, а также на поддержание требуемого уровня надежности и безопасности полета. С ростом цен на топливо повысилась роль технического обслуживания в обеспечении приемлемых расходов топлива.

Опыт эксплуатации показывает, насколько важными в этом отношении являются параметры бортовых измерительных приборов. Например, для самолетов 747 ошибка в изменении числа М на 0,01 (0,83 вместо 0,84) может привести к увеличению эксплуатационных издержек авиакомпании на величину порядка 400 тыс. долл. в год на один самолет. Следствием ошибки в измерении степени повышения давления компрессора на 0,01 может стать неправильная установка уровня тяги двигателя, в результате чего авиакомпания будет нести убытки на повышенных расходах топлива порядка 300 тыс. долл. в год на каждый самолет Боинг 747. Отсюда следует, что регулярная тарировка приборного

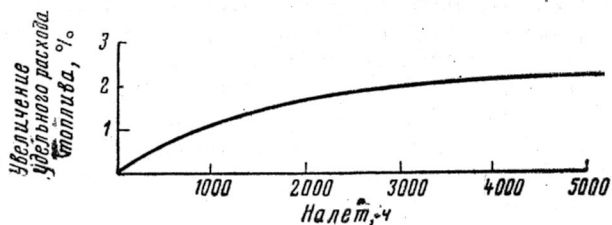


Рис. 6. Динамика ухудшения расходной характеристики ТРДД в ходе эксплуатации на маршрутах средней продолжительностью 2,5 ч

оборудования самолетов является важной составной частью работ по снижению расходов топлива.

Отсутствие тщательного контроля качества и чистоты внешних поверхностей самолета, плохое уплотнение створок дверей и люков, неровности поверхности могут приводить к увеличению расходов топлива на 1,5% по сравнению с самолетом в состоянии поставки.

Наиболее существенным фактором повышения расходов топлива при эксплуатации самолета является ухудшение характеристик двигателей. Для типичных условий характерно повышение удельных расходов топлива на величину порядка 3% после нескольких тысяч летных часов. На рис. 6 приведены данные для двигателя Роллс-Ройс RB.211. Как показывают данные фирм Пратт-Уитни и Дженерал Электрик, двигатели JT9D и CF6, также имеющие высокие степени двухконтурности, имеют еще более быстрые темпы ухудшения расходных характеристик. Общей закономерностью является относительно быстрое увеличение удельного расхода в начале эксплуатации и более медленное — во второй половине срока службы двигателя.

Основная причина падения характеристик двигателя на первом этапе эксплуатации — увеличение зазоров у концов лопаток, затем начинают сказываться ухудшение качества поверхностей лопаток и направляющего аппарата вследствие накопления загрязнений и общий износ элементов двигателя. В табл. 3 приводится распределение общего прироста удельного расхода топлива между компонентами двигателя JT9D-7F (в предположении, что каждый из них утрачивает 1% своей эффективности).

Таблица 3

Влияние компонентов ТРДД на общее ухудшение расходных характеристик в эксплуатации

Компонент двигателя	Увеличение удельного расхода топлива при снижении КПД компонента на 1%, %
Вентилятор	0,25
Компрессор низкого давления	0,16
Компрессор высокого давления	0,77
Турбина высокого давления	0,87
Турбина низкого давления	0,09

По своему наибольшему влиянию на повышение удельного расхода топлива выделяются два компонента двигателя, ремонт которых является наиболее

дорогостоящим. В конструкции турбины высокого давления применяются дорогостоящие жаропрочные материалы, а для компрессора высокого давления характерна высокая трудоемкость изготовления.

На техническое обслуживание двигателя JT9D-7F самолетов Бойнг 747, эксплуатирующихся на дальних маршрутах, затрачивается около 125 долл. на час полета. Дополнительные издержки из-за увеличения расхода топлива на 1% составляют около 17 долл. на час работы двигателя.

Приведенные оценки затрат на техническое обслуживание двигателей соответствуют условиям эксплуатации без снятия с самолета до среднего налета 4000 ч, если не происходит серьезных повреждений, требующих стационарного ремонта. Если же для поддержания требуемого уровня удельного расхода топлива предусматривать более раннее снятие двигателей с самолета для ремонта в мастерской, это приведет к увеличению стоимости технического обслуживания, превышающему выигрыш от сэкономленного топлива.

С целью сохранения хороших исходных характеристик двигателей при выполнении ремонта в стационарных условиях необходимо уделять повышенное внимание выдерживанию заданных допусков на концевые зазоры лопаток и очистке их поверхностей. Опыт показывает, что хорошие результаты дает применение водной очистки, при которой распыленная струя воды направляется в двигатель, приводимый во вращение от стартера. Эффективность этой процедуры зависит от условий эксплуатации самолета. Например, если маршрут пролегает через промышленные зоны с повышенным уровнем загрязнения атмосферы, водную очистку лопаток компрессоров необходимо проводить регулярно.

Наименее дорогостоящим для авиакомпаний способом повышения экономичности перевозок является внедрение оптимального управления режимами полета на различных этапах маршрута: при наборе высоты, крейсерском полете и снижении. Уже разработаны образцы необходимого для этого бортового оборудования, помогающего экипажу выдерживать наиболее выгодный режим полета. В упрощенной форме эти системы траекторного управления обеспечивают индикацию в кабине оптимальных величин скорости и других параметров, отвечающих реальным условиям полета. В автоматизированном варианте команды оптимального управления траекторией полета будут передаваться на автопилот и автомат тяги. Оценки показывают, что применение подобных систем может дать экономию более 2% топлива по сравнению с традиционным управлением полетом.

Улучшение управления воздушным движением также является важным резервом повышения энергетической эффективности перевозок, так как позволит снизить время ожидания захода на посадку в зоне аэропорта и точно контролировать движение самолета между аэропортами вылета и назначения, а также повысить пропускную способность аэропортов.

Референт Б. И. Круглов.

ВЛИЯНИЕ ЧИСЛА М И СВОЙСТВ РЕАЛЬНОГО ГАЗА НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО САМОЛЕТА МВКА „СПЕЙС ШАТТЛ“

Хотя программа летных испытаний МВКА «Спейс Шаттл» была завершена успешно, в ходе ее выполнения возник ряд проблем аэродинамического характера, потребовавших специального изучения. Результаты, полученные в первых трех полетах, показали значительное расхождение между предсказанными ранее и зафиксированными во время полета данными о величинах момента тангажа. Эти различия проявляются в углах отклонения фюзеляжного щитка, требующихся для балансировки, которые в реальных полетах оказались в 2 раза больше предсказанных.

Предполетные данные об аэродинамических характеристиках основывались главным образом на результатах наземных испытаний в аэродинамических трубах (АДТ). Для установления причин рас-

фигурация ограничена линией шарниров фюзеляжного щитка; руль направления и система маневрирования на орбите не представлены в конфигурации модели. Площадь плановой проекции модели почти на 2% меньше площади ВКС. Центр тяжести расчетной площади проекции смещен назад относительно истинного центра тяжести ВКС на 2% длины модели.

Программы SM3DT и STEIN взаимодействовали с программой QUICK для задания геометрии. В обеих программах используется конформное отображение для преобразования пространства между телом и головным скачком в простую расчетную область.

Программа SM3DT для численного интегрирования уравнения Эйлера методом установления

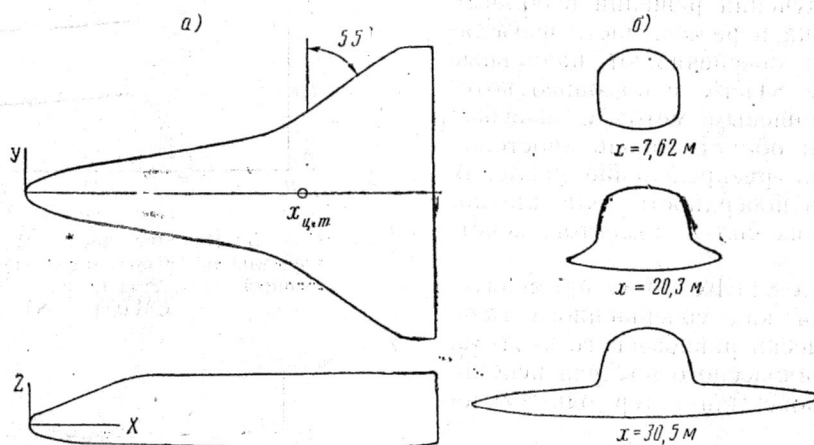


Рис. 1. Расчетная модель геометрии ВКС (площадь плановой проекции 354,5 м², длина 32,8 м, $x_{ц.т.} = 22$ м)

хождений с помощью программы численного расчета были выявлены некоторые принципы моделирования течений газа, на основе которых можно провести экстраполяцию данных наземных испытаний на натурные условия полета. Ниже рассматриваются наиболее важные аспекты этого вопроса, а именно — влияние числа М и свойств реального газа на аэродинамику ВКС.

Усовершенствованные программы SM3DT и STEIN применялись к модифицированной геометрии ВКС с целью получения исчерпывающих данных о полях невязкого обтекания как для условий испытаний в АДТ, так и для условий полета.

На рис. 1 приведены форма и геометрические параметры модели ВКС, для которой были выполнены расчеты. Основные различия между геометрией расчетной модели и геометрией реального ВКС, показанного на рис. 2, заключаются в следующем: угол стреловидности крыла модели увеличен с 45° до 55°; толщина крыла модели почти в 2 раза превышает толщину крыла ВКС; расчетная кон-

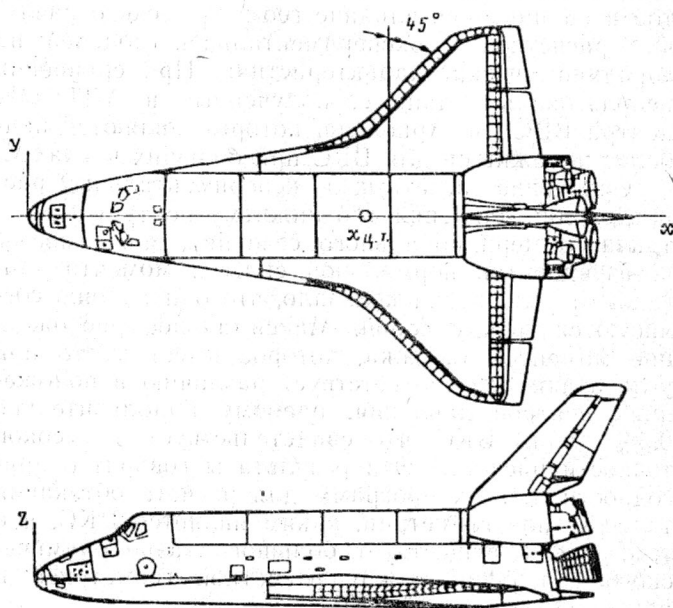
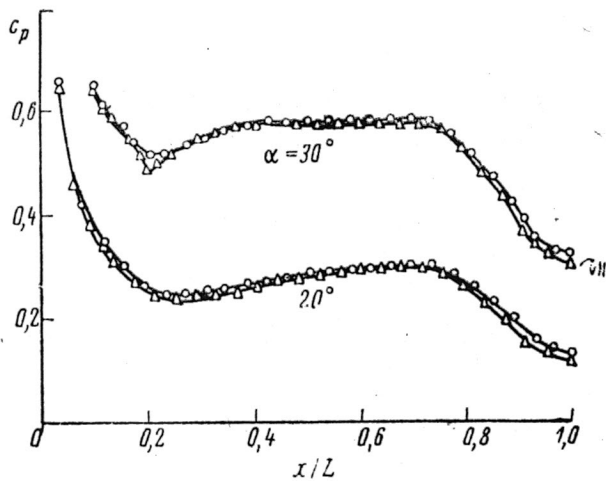


Рис. 2. Реальная геометрия ВКС (площадь плановой проекции 361 м², длина от носка фюзеляжа до линии шарниров фюзеляжного щитка 32,85 м, $x_{ц.т.} = 21,35$ м)

* Maus J. R., Griffith B. J. and Szema K. Y., Hypersonic Mach number and real gas effects on Space Shuttle orbiter aerodynamics.

AIAA Paper N 83-0343.



○— $M=8$; △— $M=23,0$
 Рис. 3. Влияние числа M на распределение давления вдоль нижнего контура сечения расчетной модели ВКС плоскостью симметрии ($\gamma=1,4$, расчет по программам СМЗДТ и STEIN)

использовалась для получения решений в области трансзвуковых течений на передней части фюзеляжа ВКС. Эти решения обеспечивают начальные условия для программы STEIN, с помощью которой рассчитывалось маршевым методом невязкое течение в сверхзвуковой области около хвостовой части ВКС. Вычисленное распределение давления интегрировалось на всей поверхности тела для получения аэродинамических сил и моментов, действующих на ВКС.

Программы СМЗДТ и STEIN могут применяться для расчета течений как совершенного газа, так и для термодинамически равновесного воздуха. При расчете течений равновесного воздуха используется улучшенная аппроксимация термодинамических таблиц.

Первые расчеты с помощью программ СМЗДТ и STEIN были выполнены для сравнения с результатами, полученными в АДТ, при этом определялась степень правдоподобия расчетных результатов и оценивалось влияние геометрического различия расчетной и экспериментальной моделей на аэродинамические характеристики. При сравнении использовались данные, полученные в АДТ «В» центра ВВС им. Арнольда, которые являются наиболее надежными для ВКС при больших числах M .

Сравнение расчетных и экспериментальных распределений давления (по нижнему контуру симметричного меридионального сечения), зависимостей коэффициентов нормальной силы и момента тангажа от угла атаки показало, что они хорошо согласуются между собой. Максимальное расхождение моментов тангажа, которое имеет место при угле атаки 30° , соответствует различию в положениях центров давления, равному приблизительно 0,3% длины ВКС, что свидетельствует о высокой точности расчетов. Эти результаты говорят о пригодности данных программ для расчета обтекания тел сложной геометрии, каким является ВКС, и о том, что не существует большого «аэродинамического» различия между расчетной геометрией и реальной геометрией ВКС.

Влияние на аэродинамические характеристики ВКС числа M и термодинамической модели воздуха было исследовано с помощью серии решений по

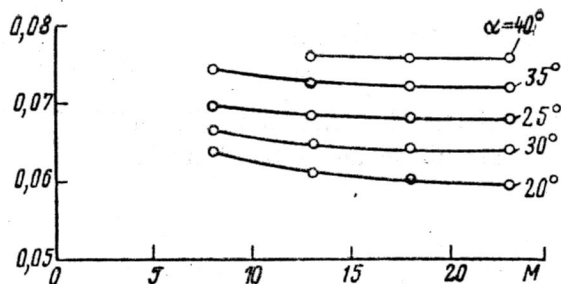


Рис. 4. Влияние числа M на коэффициент продольной аэродинамической силы (совершенный газ, $\gamma=1,4$, расчет по программам СМЗДТ и STEIN)

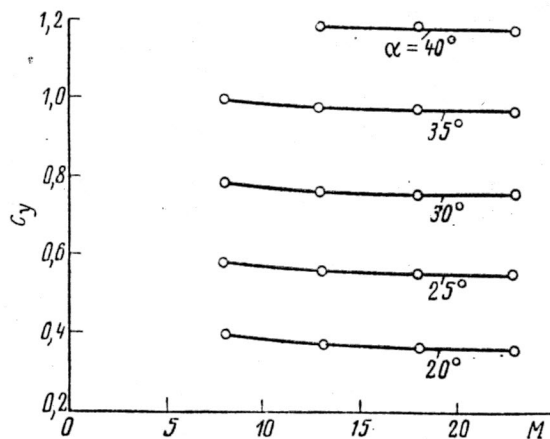


Рис. 5. Влияние числа M на коэффициент нормальной аэродинамической силы (совершенный газ, $\gamma=1,4$, расчет по программам СМЗДТ и STEIN)

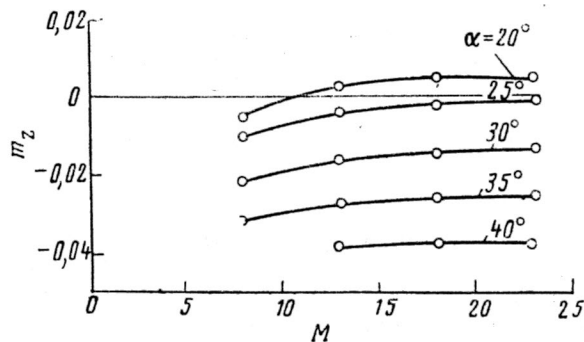


Рис. 6. Влияние числа M на коэффициент момента тангажа (совершенный газ, $\gamma=1,4$, расчет по программам СМЗДТ и STEIN)

программам СМЗДТ и STEIN для углов атаки $20-40^\circ$ и чисел M , равных $8-23$. Условия натурного полета определялись параметрами:

$H=46,3$ км;	$M=8$;	$V=2620$ м/с;
$H=57,3$ км;	$M=13$;	$V=4265$ м/с;
$H=64,6$ км;	$M=18$;	$V=5490$ м/с;
$H=73$ км;	$M=23$;	$V=6710$ м/с.

Наибольшие трудности вызвало получение решений для угла атаки 40° . В большинстве случаев результаты хорошо согласовывались между собой, и для больших углов атаки их можно без большого риска получить с помощью экстраполяции.

На рис. 3 дается сравнение распределений коэффициента давления вдоль нижнего наветренного контура меридионального сечения модели плоскостью симметрии для углов атаки 20° и 30° и чи-

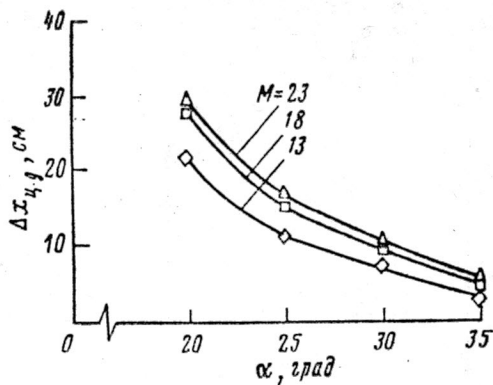
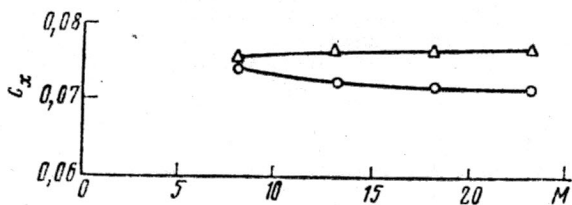
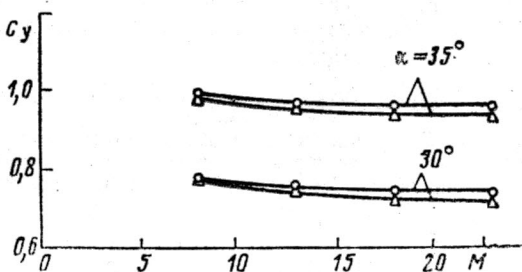


Рис. 7. Влияние числа M на смещение вперед положения центра давления относительно положения, соответствующего $M=8$ (совершенный газ, $\gamma=1,4$ расчет по программам СМЗДТ и STEIN)



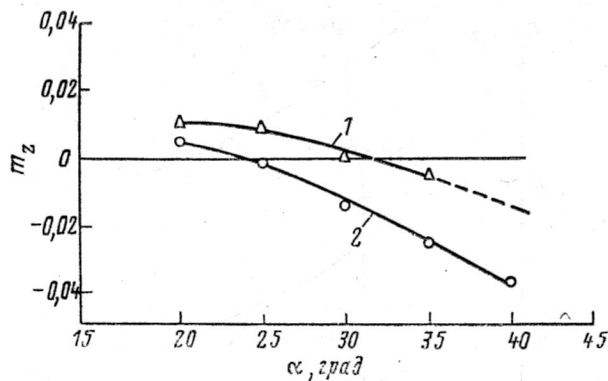
○ — совершенный газ, $\gamma=1,4$; Δ — равновесный воздух, расчет по программам СМЗДТ и STEIN
Рис. 8. Влияние свойств реального газа на коэффициент продольной аэродинамической силы ($\alpha=35^\circ$)



○ — совершенный газ, $\gamma=1,4$; Δ — равновесный воздух, расчет по программам СМЗДТ и STEIN
Рис. 9. Влияние свойств реального газа на коэффициент нормальной аэродинамической силы

сел M , равных 8 и 23. Эти результаты были получены для совершенного газа при отношении температур $\gamma=1,4$. Приведенные данные показывают, что увеличение числа M вызывает незначительное уменьшение коэффициента давления вдоль нижней поверхности фюзеляжа, причем в наибольшей степени в его хвостовой части.

Влияние числа M на коэффициенты продольной силы c_x , нормальной силы c_y и момента тангажа m_z иллюстрируется на рис. 4—6. Коэффициенты c_x и c_y уменьшаются с увеличением числа M в результате уменьшения коэффициентов давления. Коэффициент момента тангажа возрастает (с тенденцией к кабрированию) с ростом числа M вследствие уменьшения коэффициентов давления в хвостовой части ВКС, на которую приходится наибольшая часть площади в плане. Прирост момента тангажа наиболее выражен при малых углах атаки. Как и следует ожидать, все три коэффициента по мере роста числа M асимптотически приближаются к постоянным значениям.



1 — реальный газ; 2 — совершенный газ
Рис. 10. Влияние свойств реального газа на коэффициент момента тангажа ($M=23$, расчет по программам СМЗДТ и STEIN)

На рис. 7 показано смещение центра давления вперед от его исходного положения при $M=8$ в функции от числа M и угла атаки. Результаты показывают, что для $M=23$ смещение центра давления составляет 27,9 см при $\alpha=20^\circ$ и 6,45 см при $\alpha=35^\circ$.

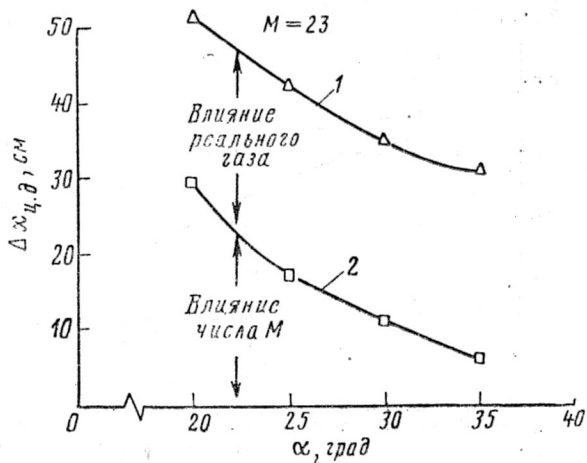
Влияние термодинамической модели реального газа на распределение давления по поверхности было изучено на примере сравнения распределений давления в совершенном газе при $M=23$ и равновесном воздухе в точке на траектории входа в атмосферу, соответствующей тому же числу M . Сравнение показало, что давление реального газа несколько больше в носовой части подветренной стороны фюзеляжа и несколько меньше в хвостовой части, чем давление совершенного газа. Это свидетельствует о том, что влияние свойств реального газа будет проявляться в увеличении положительного (кабрирующего) момента тангажа. Сопоставление распределений давления по размаху крыла показало, что в реальном газе уменьшается давление почти на всей нижней поверхности хвостовой части ВКС и увеличивается вблизи носка крыла.

Влияние свойств реального газа на коэффициенты продольной и нормальной аэродинамической силы модели ВКС показано на рис. 8 и 9. По данным рис. 8 видно, что в реальном газе коэффициент продольной силы возрастает, причем этот эффект наиболее сильно проявляется в условиях полета в верхних слоях атмосферы (большие скорости и большие высоты). Можно предположить, что увеличение коэффициента продольной силы, вычисленное для модели, несколько превышает фактически наблюдаемое при обтекании ВКС с реальной геометрией, поскольку повышенный радиус затупления носка крыла в расчетной модели дает несколько завышенные значения c_x .

На рис. 9 видно незначительное уменьшение коэффициента нормальной силы вследствие влияния свойств реального газа, вызывающего понижение давления на хвостовой части аппарата.

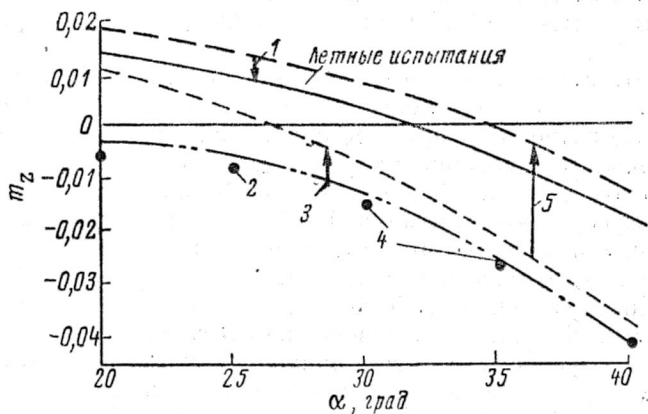
На рис. 10 иллюстрируется влияние реального газа на продольный момент в условиях больших высот и больших скоростей полета. Учет свойств реального газа приводит к увеличению m_z на кабрирование, причем этот эффект усиливается с ростом угла атаки.

Суммарное влияние числа M и свойств реального газа представлено на рис. 11 для режимов по-



1—реальный газ, $H=73,2$ км; $\gamma=1,4$; 2—совершенный газ,

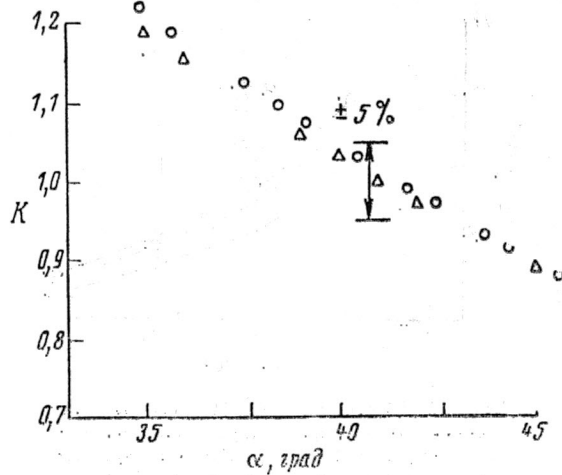
Рис. 11. Суммарное влияние числа M и свойств реального газа на смещение вперед положения центра давления относительно положения, рассчитанного для совершенного газа при $M=8$



1—влияние вязкости; 2—испытания в АДТ «В» НИЦ им. Арнольда; 3—влияние числа M ; 4—предполетные оценки на основе данных испытаний в АДТ; 5—влияние реального газа
Рис. 12. Суммарное влияние числа M , свойств реального газа и вязкости на коэффициент продольного момента при различных углах атаки ($M=23$, $H=73,2$ км, $\delta_{эл} = \delta_{ф.щ} = 0$)

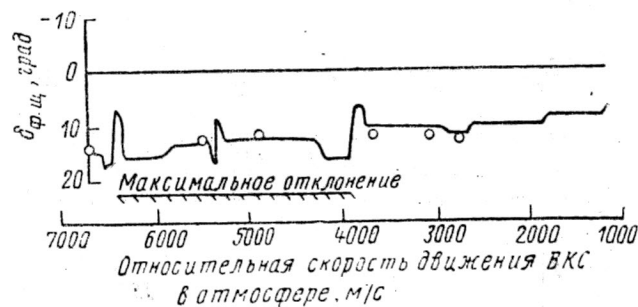
лета с большими M . По оси ординат отложено смещение вперед центра давления ВКС относительно его положения при $M=8$ в совершенном газе. Эти данные показывают, что смещение центра давления составляет около 31 см при $\alpha=35^\circ$ и около 53,5 см при $\alpha=20^\circ$, что приводит к значительным изменениям в аэродинамике ВКС.

Для сравнения с результатами первых летных испытаний аэродинамические характеристики ВКС для полетных условий были получены путем экстраполяции данных испытаний в АДТ при $M=8$. Используемый метод экстраполяции заключается в следующем. Оценки влияния числа M и свойств реального газа были получены на основе результатов расчетов, описанных выше. Влияние вязкости учитывалось на основе совместного анализа результатов расчета с помощью параболизированных уравнений Навье—Стокса и результатов, полученных при испытаниях в АДТ. Предполагалось, что дополнительные эффекты, вносимые отклонениями органов управления, в полете будут такими же, как и при испытаниях в АДТ. Таким образом, полагалось, что эффективность органов управления под влиянием вязкости не ухудшит-



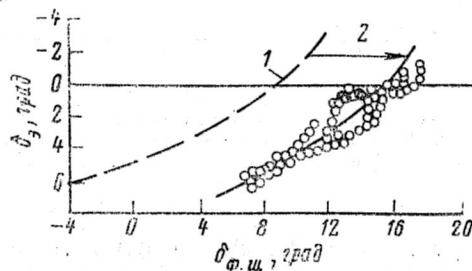
O—летные испытания; Δ—экстраполяция по методике данной работы

Рис. 13. Сравнение экстраполированных значений аэродинамического качества с полученными во втором испытательном полете ВКС



— данные второго полета; O—расчет по методике данной работы

Рис. 14. Сравнение измеренных в полете отклонений фюзеляжного щитка с расчетными с учетом влияния числа M , реального газа и вязкости



O—данные второго испытательного полета ($\mu.т=0,668$, $V=6560$ м/с, $\alpha=39^\circ$)

1—испытания в АДТ при $M=8$; 2—влияние числа M , реального газа и вязкости

Рис. 15. Сравнение измеренных в полете и рассчитанных с учетом влияния числа M , реального газа и вязкости зависимостей углов отклонения элементов от углов отклонения фюзеляжного щитка

ся и не изменится существенно под влиянием числа M и реального газа. Это допущение можно считать вполне приемлемым для целей сравнения, проводимого в данном исследовании, но следует отметить, что на высотах более 73 км связанные с этим погрешности заметно возрастают.

Пример соотношения различных эффектов при рассмотрении реальной картины обтекания ВКС в полете представлен на рис. 12 для больших высот. На этой схеме приведены данные испытаний

в АДТ для $M=8$, показано влияние числа M , свойств реального газа и вязкости, полученные в результате численных расчетов. Приведены данные летных испытаний, которые рассматривались как результат наложения этих эффектов на предсказанную по результатам измерений в АДТ зависимость $m_z(\alpha)$. Следует отметить, что, как видно из рис. 12, полетные значения m_z превышают предсказанные на величины порядка 0,02 и более.

На рис. 13 расчетная зависимость аэродинамического качества от угла атаки сопоставляется с полученной во втором испытательном полете МВКА «Спейс Шаттл» при выполнении самолетом специального запрограммированного маневра на высоте около 67 км. Небольшое занижение в расчетах величины K можно отнести за счет несколько завышенных расчетных значений коэффициента продольной силы, связанных с увеличенным затуплением носка крыла в математической модели ВКС.

При сравнении результатов расчетов с полетными данными представляет интерес сопоставление углов отклонения фюзеляжного щитка, необходимых для балансировки ВКС при спуске в атмосфере. В расчетах эти отклонения определялись для полетных значений скорости, высоты, угла атаки и отклонения элевона и соответствовали условию равенства нулю продольного момента. Результаты этих расчетов и данные измерений во втором

испытательном полете приведены на рис. 14. Расхождения во всем рассмотренном диапазоне больших чисел M не превышают 2° .

Более подробно было исследовано отклонение фюзеляжного щитка на режиме полета при $M=21$, когда для балансировки ВКС использовались одновременно как щиток, так и элевоны. На рис. 15 показана зависимость угла отклонения элевонов от угла отклонения щитка, полученная по данным предполетных испытаний в АДТ при $M=8$. Для сравнения приведена эта же зависимость, зафиксированная во втором полете, а также весьма близкая к ней зависимость, рассчитанная по изложенной выше методике. Сопоставление этих данных показывает, что причиной расхождения между предсказанными и полетными балансировочными углами отклонения фюзеляжного щитка является совместное влияние эффектов числа M и реального газа.

Результаты исследования этих эффектов свидетельствуют также о том, что использованный метод экстраполяции данных испытаний в АДТ «В» центра им. Арнольда на условия полета с учетом влияния числа M , свойств реального газа и вязкости дает результаты, близкие к результатам летных испытаний.

Референт *Т. И. Короленко.*
Редакторы *Б. П. Круглов,*
О. Ю. Ильянский.

„ТИ“, ОНТИ ЦАГИ, 1984, №19, 1—32.

Редакционная коллегия: Г. В. Александров, Е. С. Вожаев, Г. Е. Даньшина (секретарь), В. Е. Денисов, Р. Д. Иродов,
А. Г. Мунин, Е. И. Ружицкий (председатель).

Технический редактор О. В. Колоколова

Корректор Л. В. Морозова

Сдано в набор 04.09.84. Подписано в печать 05.11.84. Формат бумаги 60×90¹/₈. Типографская № 1. Литературная гарнитура.
Высокая печать. Бум. л. 2,0. Усл. печ. л. 4,0. Уч.-изд. л. 4,96. Тираж 2872 экз. Цена 75 коп.

Типография ЦАГИ. Зак. 2045.