



НОВОСТИ ЗАРУБЕЖНОЙ НАУКИ И ТЕХНИКИ

Серия: АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА

ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Пассажирский самолет Аэропасьяль — Аэриталия ATR 42	1
Возможности уменьшения турбулентного сопротивления при обтекании тел	8
Состояние и перспективы развития теоретической и прикладной вычислительной аэрогидродинамики	19
Летные исследования методов ослабления вихревого следа самолетов	27

УДК 629.735.33—4(44+45) Аэроспасьаль-Аэриталия ATR 42

ПАССАЖИРСКИЙ САМОЛЕТ АЭРОСПАСЬАЛЬ—АЭРИТАЛИЯ ATR 42

Французская фирма Аэроспасьаль и итальянская фирма Аэриталия совместно разрабатывают двухдвигательный пассажирский самолет нового поколения ATR 42 (рис. 1), предназначенный для местных и коротких авиалиний. В 1978—1980 гг. фирмы провели независимые исследования проектов самолетов Аэроспасьаль AS.35 и Аэриталия AIT 230 с близкими характеристиками. В июле 1980 г. фирмы решили подписать соглашение о сотрудничестве в области изучения потребностей рынка и совместной разработке проекта нового самолета для местных авиалиний [1].

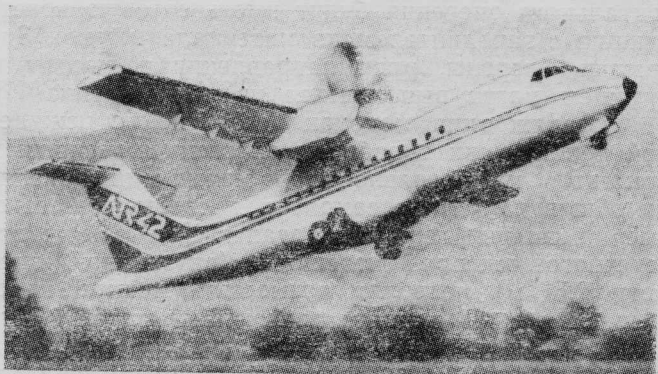


Рис. 1. Рисунок пассажирского самолета Аэроспасьаль-Аэриталия ATR 42

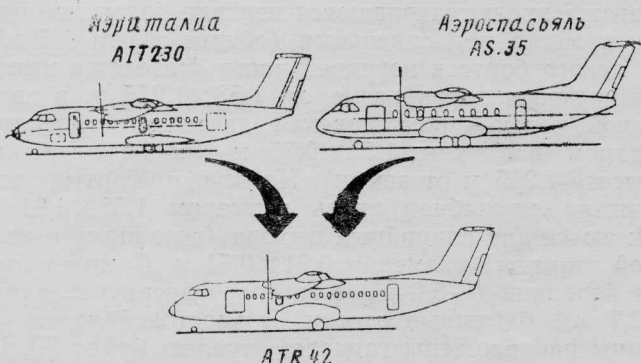


Рис. 2. Трансформация проектов AIT 230 и AS.35 в проект ATR 42

На рис. 2 показан первоначальный проект нового самолета ATR 42, разработанный на основе проектов AIT 230 и AS.35. В дальнейшем проект претерпел некоторые изменения. В окончательном варианте самолет ATR 42 имеет модифицированный хвостовой конус-обтекатель [2], увеличена площадь вертикального оперения, горизонтальное оперение смещено немного вниз (рис. 3) [2, 3].

В ходе предварительного этапа разработки проекта самолета в конце 1980 г. — начале 1981 г. был проведен опрос 110 различных авиакомпаний для оценки потребности в новом пассажирском самолете. В феврале 1981 г. проект самолета получил обозначение ATR 42 (Avion de Transport Régional). В июне 1981 г. на Парижской международной авиационно-космической выставке был показан натурный макет пассажирской кабины самолета ATR 42. Было подписано соглашение с американской фирмой Юнайтед Текнолоджиз на поставки ТВД Пратт-Уитни PW120 для нового самолета.

В конце октября 1981 г. фирмы Аэроспасьаль и Аэриталия приняли решение о начале програм-

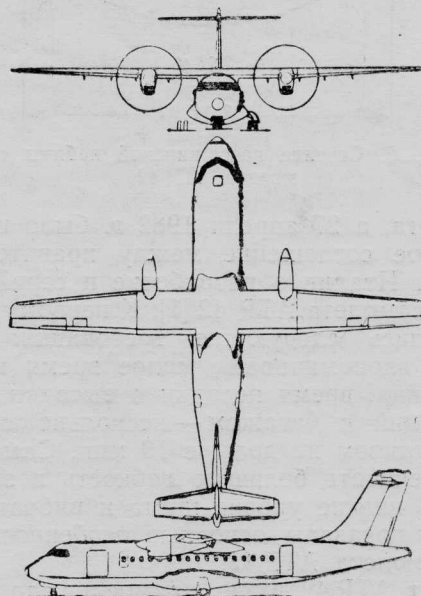
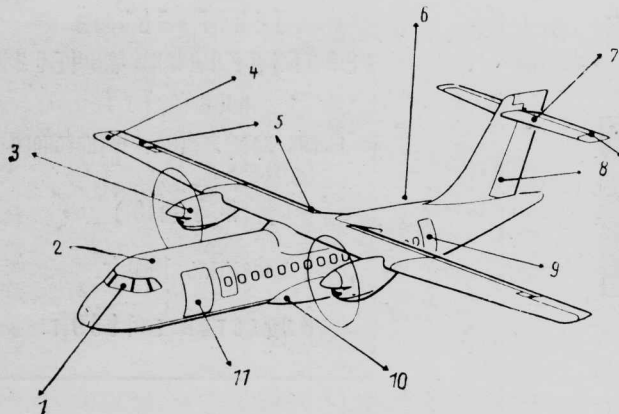


Рис. 3. Схема пассажирского самолета Аэроспасьаль-Аэриталия ATR 42



1—плоские передняя и боковые панели лобового остекления, обеспечивающие хороший обзор; 2—большая кабина экипажа с современным бортовым оборудованием и цифровой системой индикации на ЭЛТ; 3—экономичные и малошумные ТВД Pratt-Уитни PW 120 с воздушными винтами Гамильтон Стандарт SF.14; 4—высокорасположенное крыло, обеспечивающее большой клиренс воздушных винтов, удобный подход к самолету для обслуживания и хороший обзор для пассажиров; 5—большие двухщелевые закрылки и высокоэффективные элероны для управления при малых скоростях; 6—служебная дверь (не показана) для входа в буфет и задний багажно-грузовой отсек; 7—высокорасположенное горизонтальное оперение, вынесенное из возмущенного потока для обеспечения хорошей управляемости; 8—композиционные элементы конструкции; 9—пассажирская дверь размером 0,75×1,75 м с встроенным трапом; 10—шасси с укороченными стойками и колесами с автоматами торможения и пневматиками низкого давления (по желанию заказчика), убирающиеся внутрь фюзеляжа; 11—грузовая дверь размером 1,27×1,52 м в переднем багажном отсеке

Рис. 4. Основные особенности самолета ATR 42

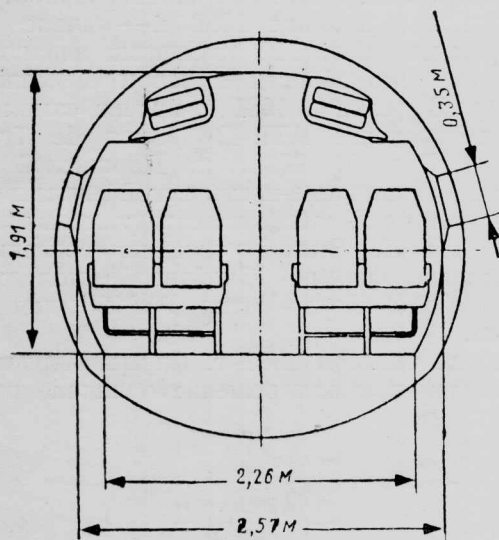
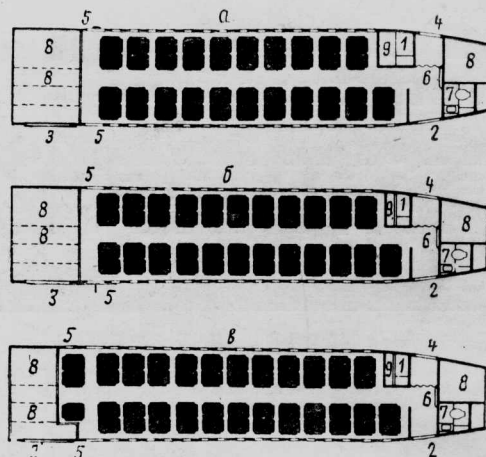


Рис. 5. Сечение пассажирской кабины самолета ATR 42

мы самолета, а 27 апреля 1982 г. было подписано официальное соглашение между правительствами Франции и Италии о разработке и серийном производстве самолета ATR 42 [1]. К первому самолету предъявлялись следующие требования: высокая топливная экономичность, малое время наземного обслуживания, время посадки и высадки пассажиров, операций с багажом — несколько минут, заправка топливом не дольше 10 мин. Самолет должен обеспечивать большую гибкость в эксплуатации, иметь низкие уровни шума и вибраций [4, 5]. На рис. 4 показаны основные особенности конструкции самолета ATR 42.

Самолет ATR 42 имеет прямое крыло с усовершенствованным аэродинамическим профилем, разработанным фирмой Аэропассажьяль на основе про-



а—42 кресла, расстояние между рядами 0,81 м; б—46 кресел, расстояние между рядами 0,76 м; в—49 кресел, расстояние между рядами 0,76 м; 1—буфет; 2—пассажирская дверь; 3—грузовая дверь; 4—служебная дверь; 5—аварийный выход; 6—место бортипроводника; 7—туалет; 8—багажный отсек; 9—гардероб

Рис. 6. Варианты компоновок пассажирской кабины самолета ATR 42

филя НАСА. Конструкция безопасно повреждаемая, цельнометаллическая с двумя лонжеронами из обычных сплавов [1]. Корневая хорда равна 2,57 м, концевая — 1,41 м. Угол поперечного V равен 2,5°. Относительная толщина профиля у корня 18%, на конце — 13% [1, 6]. Фирмы не исключают возможности установки на крыле концевых аэродинамических поверхностей. Неосновные элементы конструкции предполагается изготовить из композиционных материалов. Носки крыла, киль и горизонтального оперения будут иметь сотовую конструкцию с наполнителем из материала номекс. Закрылки, элероны, рули направления и высоты в будущем могут выполняться из углепластика [6].

Фюзеляж типа монокок безопасно повреждаемой конструкции с набором силовых и несильных элементов и продольно расположенными панелями обшивки. Кабина самолета, грузовые и багажные помещения герметизированы [1]. Размеры поперечного сечения фюзеляжа (внутренний диаметр 2,57 м) позволяют разместить четыре кресла в ряду (2+2) с одним проходом шириной 0,46 м (рис. 5). В основном варианте число пассажирских мест составит 42 при расстоянии между рядами 0,81 м. Число мест может быть увеличено до 46 при расстоянии между рядами 0,76 м и до 49 за счет уменьшения размеров переднего багажного отделения в кабине (рис. 6) [6, 7]. Для личного багажа предусматриваются верхние багажные полки и места под сиденьями (общий объем 1,6 м³). С левого борта в передней части фюзеляжа имеется грузовая дверь размером 1,53×1,275 м, в хвостовой части — пассажирская дверь с встроенным трапом размером 1,75×0,75 м (порог двери на высоте 1,265 м от земли). На правом борту расположена служебная дверь размером 1,52×0,61 м. Имеются два аварийных выхода (по одному с каждой стороны) размером 0,91×0,51 м. Самолет имеет передний (~5,8 м³) с грузовой дверью и задний (2,7 м³) багажные отсеки. В хвостовой части кабины расположены гардероб, туалет, буфет [7]. На рис. 7 представлена схема пассажирской кабины самолета ATR 42, а на рис. 8 показан общий вид пассажирской кабины.

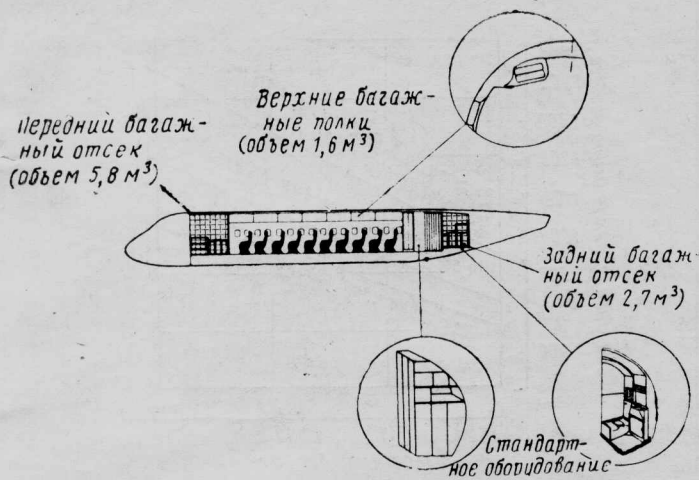


Рис. 7. Схема пассажирской кабины самолета ATR 42

Шасси трехстоечное, убирающееся, с гидравлическим приводом: носовая стойка убирается вперед, основные стойки убираются в фюзеляж (частично в нишу нижней части фюзеляжа, частично в обтекатели). Колеса основных стоек шасси имеют автоматы торможения. Давление в пневматиках 7,14 кгс/см²; по желанию заказчика могут быть установлены пневматики низкого давления (4,59 кгс/см²) [1].

Силовая установка состоит из двух ТВД Пратт-Уитни PW120 мощностью по 1800 л. с. На самолете будут установлены воздушные винты Гамильтон Стандарт SF.14. Четырехлопастные воздушные винты диаметром 3,96 м имеют стеклопластиковые лопасти с лонжеронами из алюминиевого сплава. Расстояние концов лопастей винта от земли 1,23 м [7, 1]. Фирмы считают, что малая окружная скорость вращения винтов, хорошие характеристики набора высоты и снижения обеспечат дополнительное уменьшение уровня шума. По сравнению с новыми нормами по шуму (правила ICAO, приложения 16 и 5, правила FAR, часть 3) уровень шума самолета ATR 42 будет снижен: в полете — на 4 EPN дБ, при заходе на посадку — на 3,5 EPN дБ, в стороне от дорожки (450 м) — на 6 EPN дБ (рис. 9) [9]. Выбор ТВД PW120 обусловлен меньшим на 20% удельным расходом топлива по сравнению с другими двигателями данного класса.

Двигатель PW120 трехвальный, имеет два центробежных компрессора высокого и низкого давления, кольцевую противоточную камеру сгорания, турбину высокого давления, турбину среднего давления, двухступенчатую турбину низкого давления. Сухой вес двигателя 414 кгс [8]. Удельный расход топлива при взлете 0,245 кгс/л.с.-ч. Расход топлива при полете на расстояние 185 км равен 278 кгс и на расстояние 370 км — 451 кгс (для самолета DHC-8 в 1,31 раза больше, для самолета SF.340 — в 1,17 раза, для самолета F.27-500 — в 1,38 раза, для самолета BAe HS.748 — в 1,69 раза больше) [7]. Первый опытный двигатель для самолета ATR 42 должен быть поставлен в январе 1984 г., а первый серийный — в августе 1984 г. Фирма Пратт-Уитни предлагает разработать вариант двигателя PW100/9 с увеличенной на 20% мощностью; его сертификация предполагается в 1986 г. В качестве ВСУ на стоянке может использоваться один из двигателей, при этом вра-

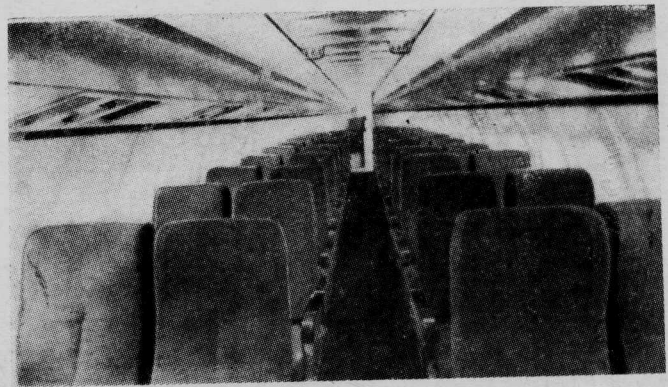


Рис. 8. Общий вид пассажирской кабины

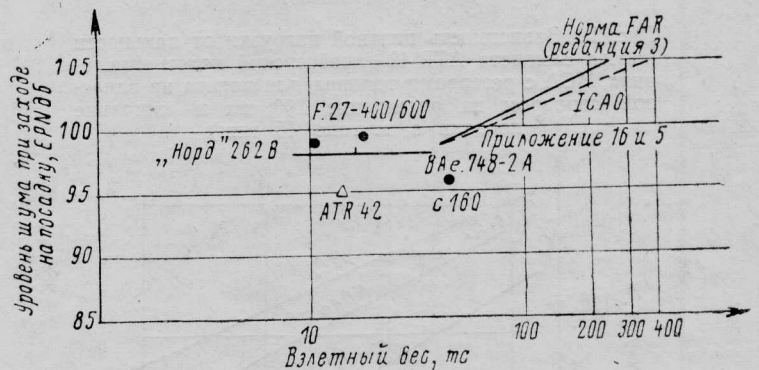


Рис. 9. Сравнение уровней шума при заходе на посадку (на высоте 2000 м) самолета ATR 42 и ряда других самолетов

щение на винт не передается. По желанию заказчика может быть установлена независимая ВСУ [7, 8, 9].

Топливо на самолете размещается в топливных баках центроплана и в кессоне консолей крыла. Максимальный вес топлива 4500 кгс. Заправка топливом осуществляется под давлением через заправочную горловину, расположенную на носке левой части центроплана. Темп заправки 285 л/мин под давлением 3,6 кгс/см². Датчик уровня топлива расположен в обтекателе левой основной стойки шасси [1].

Поперечное управление будет обеспечиваться элеронами; левый элерон имеет триммер с электроприводом. Продольное управление осуществляется рулями высоты. Для путевого управления служит руль направления. Механизация крыла состоит из двухщелевых двухсекционных закрылков (каждая секция с независимым гидроприводом) и гасителей подъемной силы, расположенных на внешней поверхности крыла.

Гидравлическая система состоит из двух независимых подсистем (каждая имеет свои электронасос и аккумулятор) и служит для привода шасси, управления носовой стойкой, закрылками, гасителями подъемной силы и тормозами колес.

Электрическая система состоит из двух никель-кадмиевых аккумуляторных батарей, двух стартеров-генераторов мощностью 9 кВт с приводом от двигателей, двух генераторов переменного тока мощностью 20 кВА с приводом от ТВД и двух статических преобразователей.

Система кондиционирования питается воздухом от двигателей и обеспечивает при полете на высоте 4115 м максимальное избыточное давление в ка-

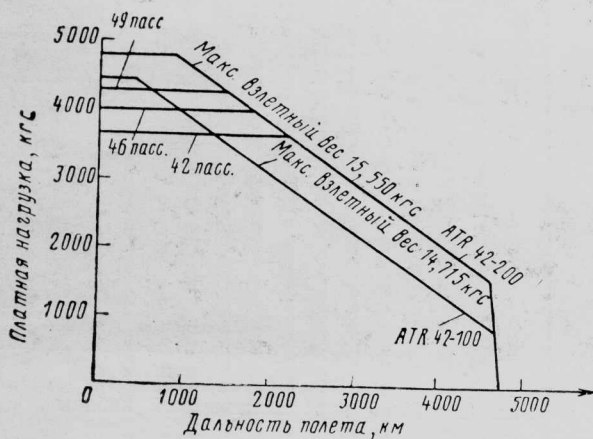


Рис. 10. Зависимость платной нагрузки от дальности полета самолета ATR 42 (крейсерский полет в условиях МСА с резервами топлива для полета на запасной аэродром на расстоянии 160 км и ожидание посадки в течение 45 мин)

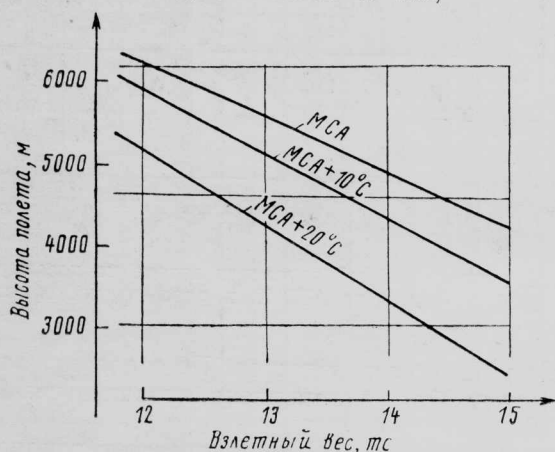


Рис. 11. Зависимость высоты полета от взлетного веса при одном работающем двигателе (режим максимальной продолжительной мощности)

бине 0,422 кгс/см², что соответствует давлению на уровне моря. Это давление поддерживается до высоты 7620 м [1].

К июню 1982 г. фирмы окончательно выбрали компоновку кабины экипажа. Эргономические исследования показали, что расположение приборов, органов управления и кресел экипажа полностью удовлетворяет требованиям комфорта. При выборе компоновки кабины экипажа самолета ATR 42 использовался опыт разработки кабины экипажа самолетов фирмы Эрбас Индастри. Расстояние между колонками управления первого и второго пилотов на самолете ATR 42 990 мм (1060 мм на широкофюзеляжных самолетах Эрбас Индастри А300 и Боинг 747). Особое внимание уделялось обеспечению хорошего внешнего обзора. Для улучшения обзора приборная панель установлена под углом 15° по сравнению с почти вертикальными панелями на других самолетах данного класса. Кресла членов экипажа будут того же типа, что и на самолете А310 [10].

Бортовое оборудование самолета ATR 42 разрабатывается с учетом использования цифровых ЭВМ нового поколения. В будущем фирма намеряет установить цифровую систему индикации на цветных ЭЛТ EFIS (Electronic Flight Instrument System), состоящую из двух электронных дирек-

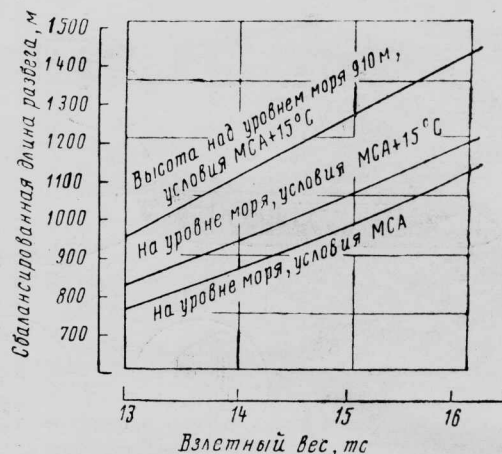


Рис. 12. Зависимость сбалансированной длины разбега от взлетного веса

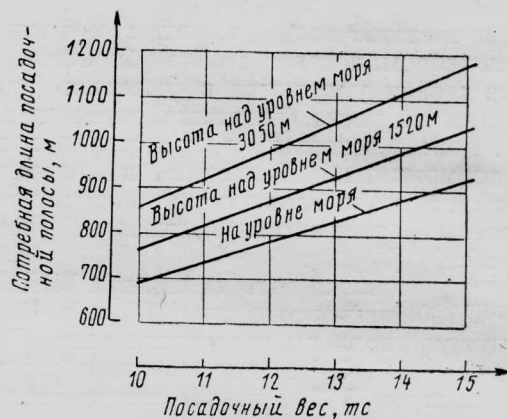


Рис. 13. Зависимость потребной длины посадочной полосы от посадочного веса

торных авиагоризонтов EADI (Electronic Attitude Director Indicator) и двух электронных индикаторов обстановки в горизонтальной плоскости EHSI (Electronic Horizontal Situation Indicator), а также цветной индикатор РЛС PRIMUS 800 и индикатор контроля работы автопилота [11].

По желанию заказчика может быть установлен индикатор на уровне остекления [10].

С целью улучшения комфорта пассажиров планируется установить систему демпфирования атмосферных возмущений, разрабатываемую фирмой Аэроспасьяль. Исследования этой системы проводились совместно Национальным научно-исследовательским институтом авиации и космонавтики (ONERA) и Тулузским научно-испытательным центром (CERT). Система должна пройти в 1983—1984 гг. летные испытания на самолете Аэроспасьяль «Норт» 262 [6].

Расчетные летные и взлетно-посадочные характеристики самолета ATR 42 приведены на рис. 10—15.

Фирмы Аэроспасьяль и Аэриталия предлагают самолет ATR 42 в двух основных вариантах: ATR 42-100 на 42 пассажира с взлетным весом 14900 кгс и ATR 42-200 на 49 пассажиров с взлетным весом 15550 кгс [12]. Исследуется проект переоборудованного грузопассажирского варианта ATR 42 QC, в котором предусматривается перевозка пяти контейнеров типа LD3 размером 1,625×1,534 м (рис. 16).

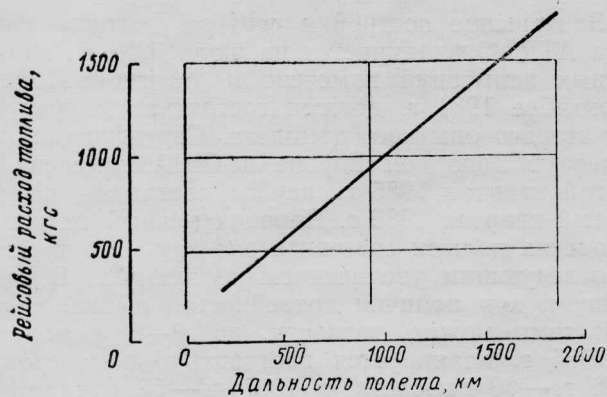


Рис. 14. Зависимость рейсового расхода топлива от дальности полета (максимальная крейсерская скорость, условия МСА)

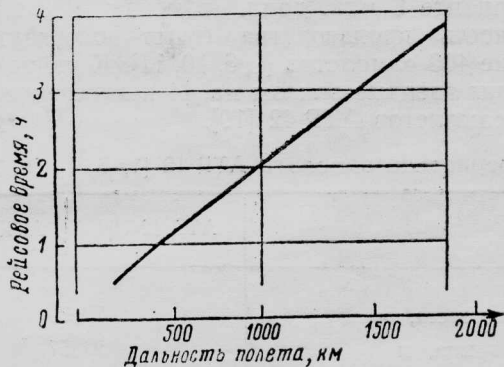
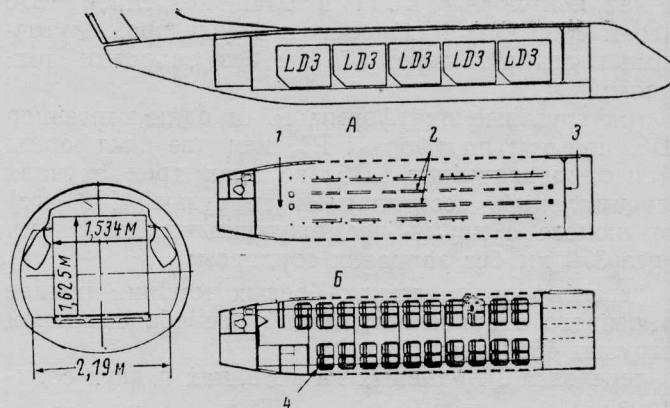


Рис. 15. Зависимость рейсового времени от дальности полета (максимальная крейсерская скорость, условия МСА)

С целью облегчения перемещения грузовых платформ и контейнеров пол кабины будет оборудован рельсовыми направляющими и роликовыми опорами. Для сокращения времени переоборудования самолета из грузового варианта в пассажирский предусматривается установка пассажирских кресел на платформах и шарнирное крепление верхних багажных полок. Через левую переднюю дверь размером 1,275×1,53 м возможна, в случае необходимости, погрузка неконтнеризованных грузов. Сохраняется служебная дверь в хвостовой части с правого борта. У кабины экипажа установлена барьерная сетка. Длина кабины 13,85 м, высота 1,89 м, ширина на уровне пола 2,19 м, объем кабины 44,60 м³. В грузовом варианте вес пустого самолета составит 9140 кгс, максимальный взлетный вес 15240 кгс, максимальный посадочный вес 14935 кгс при платной нагрузке 5785 кгс. Вес платной нагрузки в пассажирском варианте (с числом пассажирских мест 42) составит 4810 кгс, объем переднего и заднего багажных отсеков 5,8 и 2,7 м³ соответственно, объем багажных полок в кабине 1,6 м³. Самолет ATR 42 QC рассчитан на эксплуатацию с взлетной полосой длиной 1020 м (на уровне моря, в условиях МСА) и 1165 м (при температуре 20°C). Потребная длина посадочной полосы (на уровне моря, в условиях МСА) составит 920 м.

Исследуется чисто грузовой вариант ATR 42 F, оборудованный грузовой дверью в хвостовой части фюзеляжа и имеющий те же размеры дверей, пола, объем кабины, что и вариант ATR 42 QC. Вес пустого самолета ATR 42 F будет равен 8820 кгс,



А—грузовой вариант; Б—пассажирский вариант; 1—роликовые опоры; 2—рельсовые направляющие для перемещения грузовых платформ и контейнеров; 3—барьерная сетка; 4—пассажирские кресла, установленные на платформах
Рис. 16. Схема переоборудованного грузопассажирского варианта ATR 42 QC

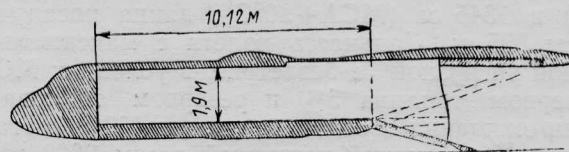


Рис. 17. Схема грузовой кабины военного-транспортного варианта самолета ATR 42C с откидной грузовой рампой

платная нагрузка 5280 кгс. Вес топлива и максимальный взлетный вес останутся, как у основного варианта.

Фирмы Аэроспасьяль и Аэриталия изучают военно-транспортный вариант ATR 42 C (рис. 17), который будет отличаться от остальных вариантов скошенной хвостовой частью фюзеляжа с откидной грузовой рампой. Длина самолета будет увеличена до 23,2 м. Колеса шасси будут иметь пневматики низкого давления (4,28 кгс/см²), что позволит эксплуатировать самолет с малоподготовленных ВПП [7]. Вариант ATR 42 C разрабатывается на основе исходного варианта ATR 42-200 с увеличенным взлетным весом и предназначен для перевозки личного состава, выгрузки десантных войск и грузов в контейнерах и на платформах [10]. Общий объем кабины (включая объем ее хвостовой части 7 м³), составит 47 м³. Длина кабины (без хвостовой рампы) 10,12 м, высота 1,89 м, максимальная ширина 2,26 м, общая площадь пола 22,6 м². Вес пустого самолета 9640 кгс, максимальная платная нагрузка 4500 кгс, максимальный взлетный вес 15740 кгс, максимальный посадочный вес 15430 кгс.

Вариант ATR 42C способен обеспечить выброску парашютного десанта в количестве 30—36 человек. Десантирование может осуществляться через две двери размером 1,8×0,9 м, открывающиеся внутрь фюзеляжа, или через открытый грузовой хвостовой люк. Самолет ATR 42C рассчитан также на перевозку следующих грузов:

пять грузовых контейнеров LD3 (весом 3795 кгс) при полете с тремя промежуточными посадками через 370 км без заправки топливом;

два контейнера LD6 и один контейнер LD3 (весом 4195 кгс) при полете с тремя промежуточными посадками через 370 км без заправки топливом;

два контейнера LD11 и один контейнер LD6 (весом 4500 кгс) при полете с двумя промежуточными посадками через 370 км без заправки топливом;

три грузовые платформы P2 и один контейнер LD3, или три платформы P1, или две платформы P1 и один контейнер LD6 (во всех трех случаях максимальный вес платной нагрузки 4500 кгс) при полете с двумя промежуточными посадками через 370 км без заправки топливом;

десантирование легких боевых машин, джипов и военного снаряжения; общий вес сбрасываемой нагрузки 4000 кгс;

перевозка 18 раненых на носилках и двух санитаров.

Самолет ATR 42C будет иметь крейсерскую скорость 500 км/ч на высоте 6100 м; эксплуатационный потолок 7620 м, потолок с одним работающим двигателем в условиях МСА+10°C 3780 м. Длина взлетной полосы 1150 м (условия МСА на уровне моря) и 1345 м (МСА+20°C); длина посадочной полосы 895 м. Дальность полета с максимальной платной нагрузкой (в безветрие, в условиях МСА), с резервом топлива 5% и резервом топлива на 30 мин ожидания посадки на высоте 450 м составит 1500 км, а с платной нагрузкой весом 2000 кгс — 4150 км [7]. На самолете ATR 42C предполагается установить более мощные ТВД мощностью по 2000 л. с. [10].

Фирмы исследуют проект удлиненного варианта ATR XX с увеличенной пассажироместимостью (60—64 пассажира) и более мощными ТВД Пратт-Уитни PW100/9. Предполагаемая дата первого полета — 1988 г. [7, 10]. На рис. 18 показаны схемы основного пассажирского самолета ATR 42 и его вариантов.

Работы по программе самолета ATR 42 распределены между фирмами Аэроспасьяль и Аэриталия в соотношении 50:50. Фирма Аэроспасьяль будет осуществлять сборку основного варианта самолета. Сборка варианта с хвостовой грузовой рампой должна производиться фирмой Аэриталия.

Фирма Аэроспасьяль ответственна за разработку конструкции самолета в целом, разработку и постройку крыла (центроплан будет строиться на заводе фирмы в Нанте, консоли крыла — на заводе в Сен-Назере, установка средств механизации и поверхностей управления — на заводе в Тулузе), оборудование кабины экипажа и пассажирской кабины, установку электрооборудования фюзеляжа, системы управления полетом, противообледенительной системы, силовой установки.

Фирма Аэриталия ответственна за постройку фюзеляжа, оперения, шасси, системы кондиционирования и гидравлической системы [14]. На заводе фирмы Аэроспасьяль в Тулузе в конце 1982 г. завершилась постройка натурального технического макета самолета ATR 42. Макет передней части фюзеляжа с кабиной экипажа изготовлен фирмой Аэроспасьяль, а центральная часть фюзеляжа с пассажирской кабиной — на заводе фирмы Аэриталия в Неаполе. В сентябре 1982 г. центральная часть фюзеляжа была доставлена в Тулузу и состыкована с передней частью. На макете самолета будут изучаться варианты размещения бортового оборудования и отделки пассажирской кабины [15, 16].

Завершение постройки первого опытного самолета ATR 42 планируется на июль 1984 г., начало летных испытаний намечено на сентябрь 1984 г. В октябре 1984 г. должен состояться первый полет второго опытного самолета. Сертификация самолета в Западной Европе и США намечена на третий квартал 1985 г., начало поставок — на четвертый квартал 1985 г. Первоначальный темп производства должен составить два самолета в месяц с последующим увеличением до четырех. В дальнейшем, при наличии потребностей рынка, месячный темп может возрасти до 6—8 самолетов. В 1985 г. планируется построить 5 самолетов, в 1986 г. — 33 самолета, в 1987 г. — 52 самолета, в 1988 г. — 66 самолетов. Стоимость программы самолета ATR 42 (для двух стран) оценивается в 1 млрд. франков. Цена самолета ATR 42 в основном варианте 6 млн. долл. (в ценах 1983 г.). Безубыточность производства будет достигнута при продаже 400 самолетов [1, 6, 10, 11]. К июню 1983 г. получены твердые заказы на 44 и зарезервированы на 14 самолетов ATR 42 [19].

Характеристика самолета ATR 42 [1, 6, 7, 16, 17, 18]

	ATR 42-100	ATR 42-200
Длина самолета, м	22,7	
Размах крыла, м	24,57	
Высота самолета, м	7,59	
Длина фюзеляжа, м	21,11	
Диаметр фюзеляжа, м	2,86	
Площадь крыла, м ²	54,5	
Сужение крыла	1,82	
Площадь горизонтального оперения, м ²	10,3	
Площадь вертикального оперения, м ²	12,5	
База шасси, м	8,78	
Колея шасси, м	4,1	
Размеры пассажирской кабины:		
длина (включая багажный отсек), м	13,87	
максимальная ширина, м	2,57	
высота, м	1,91	
объем, м ³	44,8	
Число пассажирских мест	42	49
Вес и нагрузки (максимальные):		
взлетный вес, кгс	14 715	15 550
вес снаряженного самолета, кгс	9295	9335
вес топлива, кгс	4500	4500
платная нагрузка, кгс	5205	5165
вес самолета без топлива, кгс	14 500	14 500
посадочный вес, кгс	14 715	15 300
Удельные нагрузки:		
на крыло, кгс/м ²	270	
на мощность, л. с./м ²	73,4	
Летные данные (в стандартных условиях и при максимальном весе):		

	ATR 42-100	ATR 42-200
максимальная эксплуатационная скорость, км/ч	460 (M = 0,55)	460 (M = 0,55)
максимальная крейсерская скорость, км/ч	513	509
крейсерский потолок, м	7620	7620
потолок с одним работающим двигателем (при 97% максимального взлетного веса и в условиях МСА +10°C), м	4085	3475
дальность полета с 42 пассажирами на борту, с резервами топлива для полета на запасной аэродром на расстояние 160 км и ожидания посадки в течение 45 мин, км	1300*	1450**
перегоночная дальность в экономическом крейсерском полете, с резервами топлива для полета на запасной аэродром на расстояние 160 км и ожидания посадки в течение 45 мин, км	4800	
сбалансированная взлетная дистанция на уровне моря, в условиях МСА, м	950	1070
потребная длина посадочной дорожки на уровне моря, м	910	935
расход топлива при полете на расстояние 185 км, кгс	273	276
время полета на расстояние 185 км, мин	32	32

* Или полет с тремя промежуточными посадками через 185 км без заправки топливом.
 ** Или полет с четырьмя промежуточными посадками через 185 км без заправки топливом.

До принятия решения о начале программы самолета ATR 42 фирмы Аэроспасьяль и Аэриталия провели изучение потенциального рынка самолетов для местных авиалиний. Изучение проводилось на основе экстраполяции существующего парка самолетов, учета предполагаемых темпов роста объема воздушных перевозок и снятия с эксплуатации существующих самолетов на местных и коротких авиалиниях.

В настоящее время парк зарубежных авиакомпаний местных и коротких авиалиний насчитывает более 11000 самолетов с числом пассажирских мест до 70 (исключая грузовые самолеты), из них более 50% эксплуатируются в США и в Канаде и менее 20% в Европе. Остальные ~30% приходятся на страны Африки, Азии и Латинской Америки.

Ниже в табл. 1 приведены оценки предполагаемого темпа роста воздушных перевозок на местных и коротких авиалиниях по регионам.

Изучение потребностей авиакомпаний мира до 2000 г. проводилось отдельно для самолетов на 30—49 пассажирских мест и для самолетов на 50—70 мест (табл. 2).

Годы	США, %	Западная Европа, %	Другие страны, %
1981—1984	12	5	8
1985—1993	8	6	7
1994—2000	6	5	6

Таблица 2

	Самолеты на 30—49 мест	Самолеты на 50—70 мест	Общее количество
США и Канада	830	640	1470
Западная Европа	300	240	540
Австралия и Новая Зеландия	270	210	480
Латинская Америка	260	180	440
Африка	260	160	420
Азия	130	200	330
Ближний Восток	40	40	80
Итого	2090	1670	3760

Доля самолета ATR 42 на мировом рынке пассажирских самолетов будет зависеть от числа и «качества» его конкурентов, а также от сроков поступления самолетов в эксплуатацию. По оценкам фирмы Аэроспасьяль, к 2000 г. доля самолета ATR 42 на мировом рынке составит 17—24% (640—900 самолетов). С учетом грузового и военного вариантов самолета эта доля может составить 810—1110 самолетов [18]. По оценкам фирмы Аэроспасьяль, величина ПЭР на место-километр са-

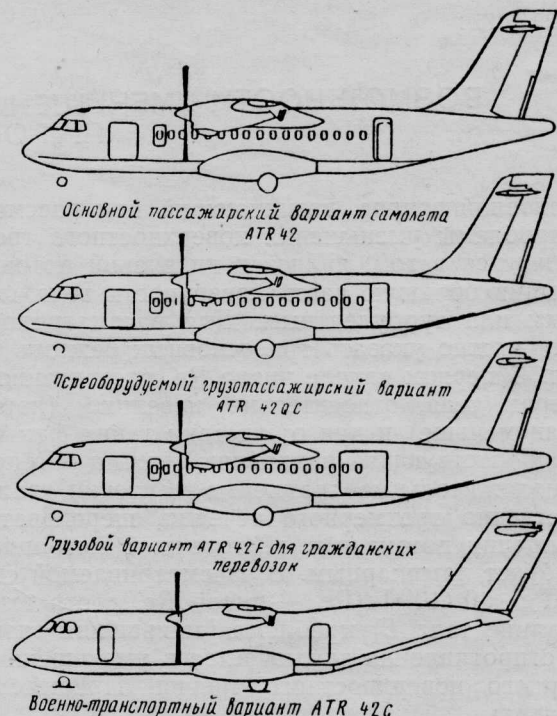


Рис. 18. Схемы основного (пассажирского) и других вариантов самолета ATR 42

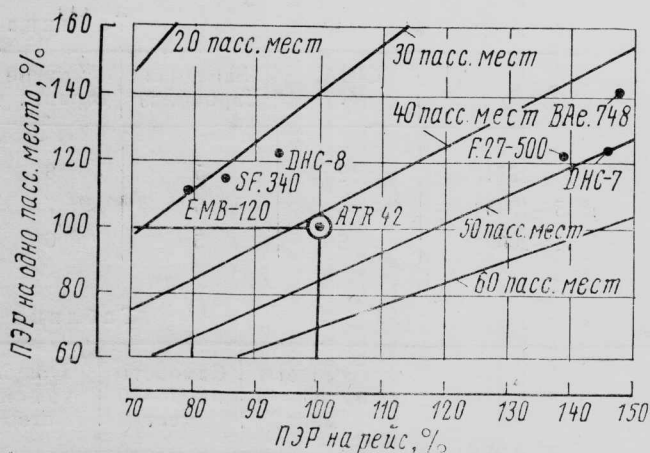


Рис. 19. Сравнение ПЭР для самолета ATR 42 и ряда существующих или разрабатываемых самолетов (маршрут 360 км)

молета ATR 42 (при полете на расстояние 360 км, ежегодном налете ~2000 ч и стоимости 1 л топлива 0,37 долл.) будет на 20% ниже, чем у эксплуатирующихся самолетов Де Хэвилленд DHC-7, Бришиш Аэропейс ВАе.748 и Фоккер F.27-500, и на 10% меньше по сравнению с разрабатываемыми самолетами Де Хэвилленд DHC-8, Эмбраер EMB-120 «Бразилиа» и SAAB-Фэрчайлд SF.340 (рис. 19).

На мировом рынке самолетов для местных авиалиний в классе 40—50 мест основными конкурентами самолета ATR 42 являются самолеты Де Хэвилленд DHC-8 (36 мест) и CASA-Нуртанио CN.235 (38 мест), разработка которых опережает программу самолета ATR 42 на 10—12 месяцев. Однако самолет ATR 42 превосходит своих конкурентов по пассажировместимости (46—49 мест, а в будущем 60 мест) [13].

1. ATR 42 le nouvel avion de transport regional. La lettre hebdomadaire GIFAS, 1982, 3/VI, N 1330, p. 1—2.
2. Aerospatial plans ATR 42 sales unit. Aviation Week and Space Technology, 1982, v. 116, 17/V, N 20, p. 139—140.
3. France, Italy in accord over ATR 42 production. Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 115, 9/XI, N 19, p. 36.
4. Air et Cosmos, 1982, 4/IX, N 918, p. 81.
5. Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 114, 4/V, N 18, p. 55—57.
6. Noje R. Un avion simple, moderne et économique. Air et Cosmos, 1981, 24/X, N 878, p. 20—23.
7. Gambu J. L'ATR 42 au microscope. Aviation Magazine, 1982, 15/IV, N 824, p. 46—48.
8. Morisset J. Pratt and Whitney: le PW 100 sera certifié début 1984. Air et Cosmos, 1981, 24/X, N 878, p. 23.
9. Morisset J. L'ATR 42 et le transport de fret. Air et Cosmos, 1981, 21/XI, N 882, p. 20—21.
10. Grangier M. ATR 42: the real take-off. Intervavia World Review of AAA, 1982, v. 36, VI, N 6, p. 604—605.
11. Brosselin S. ATR 42: premier vol prévu en septembre 1984. Aviation Magazine, 1982, 1/XI, N 837, p. 38—39.
12. Morisset J. Ransome et Commans Airways ont choisi l'ATR 42. Air et Cosmos, 1982, 17/IV, N 903, p. 13.
13. De Galard J. Un marché possible d'un millier d'appareils. Air et Cosmos, 1981, 24/X, N 878, p. 19, 48.
14. Morisset J. Vers le lancement du programme ATR 42. Air et Cosmos, 1981, 24/X, N 878, p. 17—18.
15. Air et Cosmos, 1982, 2/X, N 922, p. 13.
16. Aviation Week and Space Technology, 1982, v. 117, 11/X, N 5, p. 41.
17. Etesse A. Le lancement du programme ATR 42 et ses conséquences. L'Aéronautique et l'Astronautique, 1982, II, N 93, p. 19—22.
18. Air International, 1982, v. 22, II, N 2, p. 103.
19. Flight International, 1983, v. 123, 28/V, N 3864, p. 1491.

Референт Н. Н. Зайцева.

Редактор В. В. Беляев.

УДК 629.7.015.3

ВОЗМОЖНОСТИ УМЕНЬШЕНИЯ ТУРБУЛЕНТНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ПРИ ОБТЕКАНИИ ТЕЛ*

Основной вопрос, возникающий при рассмотрении проблемы уменьшения поверхностного трения, заключается в том, является ли вязкий поток, обтекающий большую часть поверхности тела, ламинарным или турбулентным. Для рассматриваемой задачи можно указать три основных режима обтекания. В первом случае число Re , рассчитанное по размерам тела, относительно невелико (порядка 10^6 или меньше) и при отсутствии таких факторов, благоприятствующих изменению режима обтекания, как положительные градиенты давления, наличие существенно трехмерного течения, шероховатость, возмущения потока и т. п., течение в пограничном слое будет ламинарным. В рассматриваемой ситуации [$Re_L < 0 (10^6)$] (Re_L — число Re , соответствующее длине тела L) проблема уменьшения вязкостного сопротивления заключается в уменьшении ламинарного поверхностного трения. Приемлемыми

методами являются: 1) уменьшение коэффициента согласования тангенциального импульса, например введение скорости проскальзывания на поверхности тела, 2) использование выпуклой в продольном направлении поверхности, 3) создание положительных продольных градиентов давления, 4) инъекция жидкости через стенку. Главные трудности, возникающие при реализации мер по уменьшению поверхностного трения в случае ламинарных потоков, заключаются в следующем: 1) наблюдается более сильная тенденция к отрыву потока в случае уже «чувствительных» к срыву течений, 2) растет вероятность изменения режима обтекания (при наличии положительного градиента давления или инъекции).

Второй диапазон обычно включает в себя числа Re от $1 \cdot 10^6$ до $10 \cdot 10^6$ или еще большей величины. В данном диапазоне на больших участках поверхности тела может иметь место переходный режим течения, и, очевидно, целесообразно предель-

* Bushnell D. M. Turbulent drag reduction of external flows.

AIAA Paper N 83—0227.

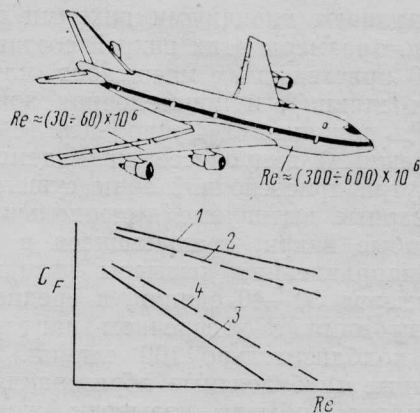
но задержать развитие процесса перехода. Типичными мероприятиями являются: 1) отсос через стенку, 2) создание отрицательного градиента давления (на двумерных или осесимметричных телах), 3) подогрев стенки (для тел в воде) или охлаждающие стенки (для тел в воздухе), 4) применение упругих поверхностей (для тел в воде). Подобные методы управления ламинарным потоком могут оказаться успешными, причем течение остается ламинарным вплоть до $Re_L = 25 \cdot 10^6$ и даже больших значений. Тем не менее остается целый ряд вопросов, связанных с реализацией, стоимостью и надежностью методов управления ламинарным потоком. При этом проблема усложняется вследствие наличия большого числа факторов, которые могут «испортить» процесс перехода (см. табл. 1).

Таблица 1

Возможные возмущения в потоке и на стенке, критические с точки зрения изменения режима течения в пограничном слое, в случае применения методов управления ламинарным потоком

Шероховатость	Флуктуации и завихренность
Дискретная	Спутные струи за воздушным винтом
С разрывами	Поверхность океана
Двумерная	Спутные струи за телом
Трехмерная	Области со значительными касательными напряжениями (атмосферные фронты, граничные зоны струйных течений, океанские течения)
В форме уступов	
В форме зазоров	
Эрозия в результате ударов частиц	
Коррозия	
Просачивание	
Волнистость поверхности	Частицы
Двумерная	Облака с частицами льда
Трехмерная	Дождь
Одночная волна	Морские водоросли
Система волн	Суспензии
Деформация под действием нагрузки	Фауна (насекомые, рыбы и т. д.)
Вибрация поверхностей и каналов	Возмущения, обусловленные применением методов УПС
Акустические факторы	Срыв вихрей (на щелях, отверстиях, порах)
Присоединенный поток	Акустические или низкочастотные колебания
Отделившийся поток	Возмущения от пористых стенок
Силовая установка	Неравномерные распределения
Срыв вихрей	

Числа Re , соответствующие третьему диапазону, превышают $10 \cdot 10^6$. В данном случае течение в пограничном слое в общем турбулентное. Условия обтекания представляющих интерес объектов (транспортные самолеты, ракеты, подводные лодки, торпеды) соответствуют этому режиму. На рис. 1 показан потенциальный эффект применения систем управления пограничным слоем (УПС) и средств уменьшения турбулентного сопротивления. Крыльям и хвостовому оперению обычно соответствуют относительно малые числа Re , что позволяет использовать методы УПС и в результате добиться значительного уменьшения локального сопротивления. Однако фюзеляж, на который прихо-



1—турбулентное обтекание; 2—турбулентное обтекание, использование средств УПС; 3—ламинарное обтекание; 4—ламинарное обтекание, использование средств УПС

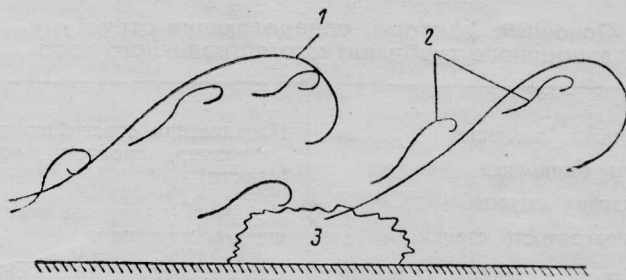
Рис. 1. Возможности уменьшения сопротивления поверхностного трения C_F (коэффициент сопротивления трения равен примерно половине коэффициента лобового сопротивления самолета)

дится не менее половины сопротивления трения, в общем случае характеризуется слишком большими значениями числа Re , чтобы можно было использовать методы ламинаризации, и поэтому необходимы другие подходы, например изменение структуры турбулентности. Мероприятия по уменьшению турбулентного сопротивления можно рассматривать как часть многочисленных «методов управления турбулентным пограничным слоем».

СТРУКТУРА ТУРБУЛЕНТНЫХ ПОГРАНИЧНЫХ СЛОЕВ И ИХ ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТЬ К ВОЗМУЩЕНИЯМ

На рис. 2 схематически изображена типичная область турбулентного течения у стенки. Эта информация о структуре турбулентного потока получена на основе многолетних исследований с применением методов визуализации течения.

Процесс генерации турбулентности характеризуется по меньшей мере тремя различными масштабами движения. Это большой внешний масштаб, который при малых Re_L , очевидно, представляет собой размер остаточных зон Эммонса, движения с промежуточными масштабами, которые



1—«крупные» вихри (при малых значениях Re_θ они представляют собой остаточные зоны Эммонса; Re_θ —число Рейнольдса, рассчитанное по толщине потери импульса); 2—«типичные» вихри (вихри Фалько); 3—циклическое образование турбулентных выбросов

Рис. 2. Схематическое представление процесса генерации турбулентности на некотором участке обтекаемой стенки (основными элементами трехмерного течения являются подковообразные или скошенные продольные вихри, а также тонкие сдвиговые слои)

иногда называют типичными вихрями или вихрями Фалько (размеры этих вихрей составляют примерно 100 пристеночных масштабов, или 100 пристеночных единиц), и пристеночная зона, где генерируются напряжения Рейнольдса (в четко прерывном режиме) в процессе, называемом «взрывным». Внутри пристеночной зоны существуют квазистационарные вытянутые в продольном направлении слабые вихри, вращающиеся в противоположных направлениях, размеры которых составляют примерно 30—40 единиц, а среднее расстояние между ними в поперечном направлении составляет приблизительно 100 единиц. Вытянутые пристеночные турбулентные образования и прерывистые выбросы обычно называют «когерентными структурами» в пограничном слое у стенки. Выбросы происходят случайным образом в пространстве и по времени, однако им присущи определенные масштабы и частота. Выбросы, по крайней мере частично, обусловлены апвеллингом, связанным с наличием противовращающихся пристеночных вихрей (пристеночные вытянутые турбулентные образования). Генерации турбулентности, которая представляет собой интенсивную эжекцию жидкости из пристеночной зоны, предшествует несколько более медленное образование перегиба мгновенного профиля продольной скорости примерно на расстоянии 20—30 единиц от поверхности стенки.

Один из подходов к решению проблемы уменьшения турбулентного сопротивления предполагает воздействие либо на некоторые этапы цикла генерации турбулентности (например, разрушение крупных вихрей, стабилизация мгновенного профиля в районе точки перегиба и т. д.), либо на характер связи между движениями с разными масштабами. Информация о «когерентной структуре» по меньшей мере позволяет определить масштабы и частоты, и эти сведения можно использовать при разработке и реализации методов подавления турбулентности.

В табл. 2 перечислены параметры, на которые можно воздействовать с целью уменьшения суммарного турбулентного сопротивления. К дополнительным управляющим переменным относятся: а) комбинации воздействий и их относительные фазы; б) скорость, с которой реализуются или

Таблица 2

Основные факторы, определяющие структуру двумерного турбулентного пограничного слоя

Градиент давления	Плотностная стратификация (например, проблемы плавучести)
Силы Кориолиса	Добавки (полимеры, волокнистые материалы)
Кривизна стенки	Сжимаемость (изменения плотности)
Шероховатость стенки	Двухфазное течение
Гибкость стенки (движение стенки)	Электро- и магнитогидродинамические силы
Выделение энергии, химические реакции	Осциляции параметров потока
Близость к критическому числу Рейнольдса (соответствующему изменению режима течения)	Проницаемость стенки, микрогеометрия
Взаимодействие скачков уплотнения	

устраняются воздействия (равновесная и неравновесная турбулентная структура), в) масштаб длины управляемых турбулентных образований ($\delta/10$, δ , 10δ и т. д.; δ — толщина пограничного слоя).

МЕТОДЫ СНИЖЕНИЯ ТУРБУЛЕНТНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ, ОСНОВАННЫЕ НА УМЕНЬШЕНИИ ПРОДОЛЬНОГО ИМПУЛЬСА ВБЛИЗИ СТЕНКИ

Положительный градиент давления. Когда на поверхности тела создается положительный градиент давления, поток вблизи стенки тормозится, и поверхностное трение уменьшается. Можно заметно уменьшить не только c_f (c_f — коэффициент поверхностного трения), но и местный скоростной напор, а следовательно, и силу вязкостного сопротивления. Предельной ситуацией для использования данного метода является реализация так называемого распределения Стрэтфорда, когда пограничный слой на большом участке весьма близок к отрыву. Метод положительного градиента давления применим локально почти к любому телу, однако существенные трудности возникают при попытке приблизиться к состоянию, соответствующему отрыву. Наиболее очевидной трудностью является чувствительность к нерасчетным режимам: поток, например, легко отрывается, и сопротивление сильно возрастает даже при небольшом изменении угла атаки. Несмотря на эти проблемы, в ряде случаев удается обеспечить условия, близкие к срыву, в частности на несущей поверхности, аэродинамическое качество которой может превышать 100.

Использование положительного градиента давления, в частности, может дать примерно 10%-ный выигрыш в сопротивлении в случае волнистой поверхности с очень большой длиной волны (например, тело, выполненное с учетом правила площадей). Хорошо известно, что под действием положительного градиента давления увеличиваются как интенсивность среднеквадратичных турбулентных пульсаций, так и частота пристеночных выбросов,

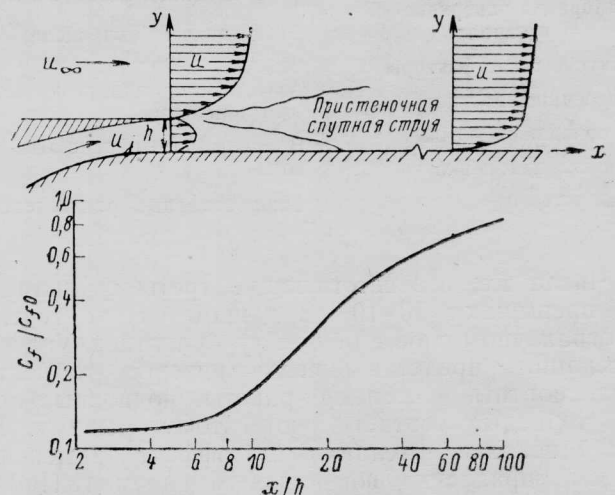


Рис. 3. Уменьшение поверхностного трения посредством выдува газа (жидкости) через щели (c_{f0} — коэффициент локального поверхностного трения для характерной плоской пластины; h — высота щели, типичное распределение поверхностного трения, начальный уровень трения зависит от U_j/U_∞)

что, вероятно, обусловлено смещением мгновенных точек перегиба в пристеночной области. Несмотря на то, что турбулентность становится более интенсивной, поверхностное сопротивление трения уменьшается.

Перенос массы через стенку. Выдув через щель.

Этот метод уменьшения сопротивления основан на замене на некотором участке вниз по потоку скорости свободного потока у стенки некоторой меньшей скоростью в результате выдува через щель по касательной к поверхности газа (жидкости) с малым импульсом (рис. 3).

Данный метод можно весьма просто описать с помощью понятия «пристеночной спутной струи», отличного от понятия «выдуваемой струи». Сдвиг пограничного слоя иногда используется на органах механизации крыла с целью предотвращения срыва потока. Напротив, в рассматриваемом случае стремятся приблизить срывные условия. Начальный уровень поверхностного трения и скорость релаксации вниз по потоку зависят от отношения скорости потока из щели к скорости набегающего потока, причем меньшим скоростям потока из щели (меньшему расходу массы) соответствуют меньшие значения начального поверхностного трения, однако имеет место более быстрое восстановление (рис. 4).

Суммарный коэффициент поверхностного трения c_F минимален при относительной скорости потока из щели, равной примерно 0,3 (рис. 5). Очевидно, для уменьшения поверхностного трения на участках, расположенных вне зоны влияния первой щели, можно использовать дополнительные щели.

На рис. 6 представлен баланс сил в окрестности щели. Основной проблемой при применении метода выдува через щель является выбор источника воздуха с низкими потерями. Простые расчеты показывают, что возможность уменьшения суммарного сопротивления весьма проблематична, если имеются заметные потери входа в месте забора воздуха из набегающего потока. Тем не менее существуют несколько источников воздуха, которые характеризуются низкими потерями: а) отсос воздуха пограничного слоя на крыльях и хвостом оперении для ламинаризации обтекания, б) отсос воздуха на фюзеляже с целью реламинаризации, в) пассивный слив воздуха при управлении отрывом, г) воздушный поток, образующийся в результате локального отсоса пограничного слоя (способы «б», «в» и «г» рассматриваются ниже).

На рис. 7 представлено распределение расчетных значений c_f на фюзеляже транспортного самолета при наличии выдува через щель воздуха, который отсасывается на крыле и хвостовом оперении

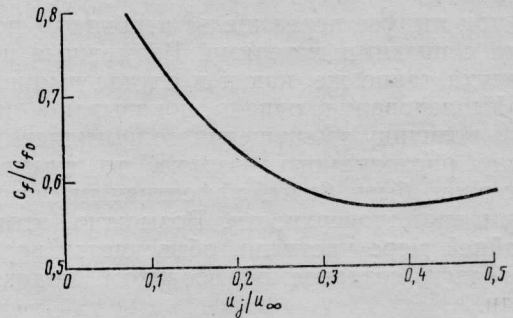
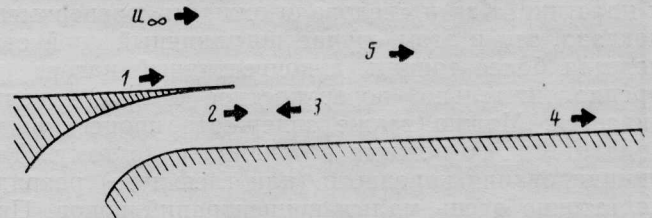


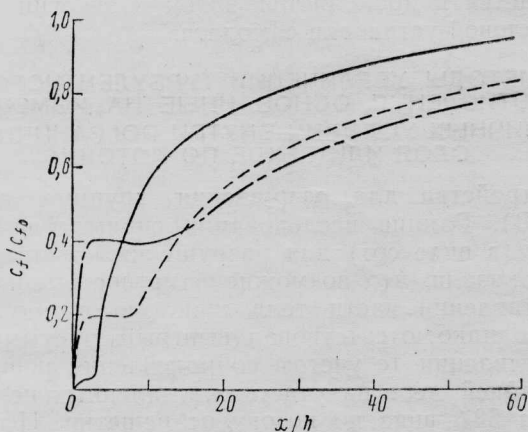
Рис. 5. Влияние скорости потока из щели на суммарное поверхностное трение вниз по потоку от щели.

$$\frac{c_F}{c_{F_0}} = \frac{1}{60} \int_0^{60} \frac{c_f}{c_{f_0}} d(x/h)$$



1—поверхностное трение перед щелью; 2—донное сопротивление; 3—импульс потока, вытекающего из щели (тяги); 4—поверхностное трение вниз по течению от щели; 5—потери, связанные со сбором, подачей и распределением воздуха, вытекающего из щели

Рис. 6. Баланс сил при выдуве через щель (для уменьшения суммарного сопротивления уменьшение поверхностного трения вследствие выдува через щель плюс реактивная тяга струи должны превосходить потери, связанные со сбором, подачей и распределением воздуха плюс донное сопротивление)



— $U_j/U_\infty=0,1$,
 - - - - - $0,3$;
 - · - · - $0,5$

Рис. 4. Влияние относительной скорости потока из щели на величину поверхностного трения

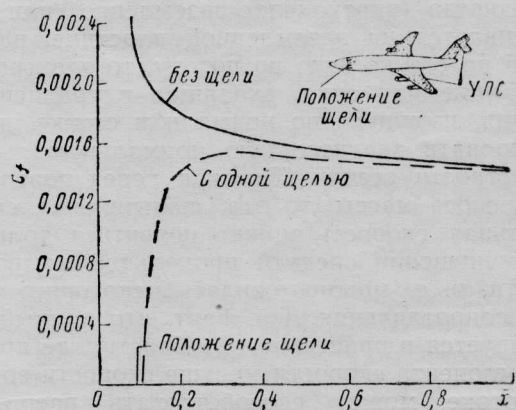


Рис. 7. Уменьшение поверхностного трения на фюзеляже транспортного самолета в результате выдува воздуха через периферийную щель ($M_\infty=0,8$; $U_j/U_\infty \approx 0,03$; x — расстояние от носка фюзеляжа, отнесенное к длине фюзеляжа; воздух для выдува из щели поступает из системы УПС, обслуживающей крыло и оперение)

для ламинаризации обтекания. Трение можно уменьшить на тех участках, где оно максимально (передняя часть фюзеляжа).

Распределенный выдув по нормали к поверхности. Данный метод также предполагает выдув через стенку, но в этом случае он осуществляется приблизительно по нормали к поверхности через пористую или перфорированную панель обшивки. На рис. 8 представлены результаты эксперимента или расчеты, показывающие эффективность этого метода. Основная проблема в данном методе такая же, как и при выдуве через щель: необходим источник воздуха с низкими потерями. Возможные источники воздуха такие же, как и в случае выдува через щель. Исследования, однако, показывают, что если отнестись величину уменьшения сопротивления к количеству расходуемого воздуха, то выдув через щель может быть более эффективным, чем выдув по нормали к поверхности. Возможно, этот факт, по крайней мере частично, объясняется восстановлением тяги, создаваемой воздухом, вытекающим из щели.

Ионный ветер. Если разместить электроды над пограничным слоем и создать коронный разряд в пространстве между электродами и пластиной, то вследствие неравномерности электрического поля вблизи электродов можно индуцировать средний молекулярный поток, направленный от электродов к пластине. Как и следовало ожидать, эксперимент показал, что в этом случае пограничный слой становится более тонким, а конвективный нагрев (и, предположительно, поверхностное трение) увеличивается. Можно также задержать процесс перехода от одного режима обтекания к другому. Для инициирования коронного (или тлеющего) разряда достаточно очень малых концентраций ионов. При этом можно достичь довольно значительных средних скоростей (несколько м/с). Однако нужны электроды с острыми кромками (и которые остаются острыми).

Во всех предыдущих экспериментах электроды размещались над пластиной. В рассматриваемом случае ионный ветер генерируется с помощью «обратной» схемы: электроды размещаются на стенке или внутри нее. Если разряд происходит в пространстве (виртуальное заземление) или же он заканчивается на заземленной пластине, расположенной на стенке вниз по потоку, то электростатическая объемная сила, входящая в уравнение сохранения импульса по нормали к стенке, должна индуцировать значительную нормальную скорость в окрестности стенки. Так как через поверхность нет переноса массы, то эта значительная средняя нормальная скорость может появиться только за счет уменьшения средней продольной компоненты скорости, т. е. можно ожидать некоторого уменьшения сопротивления. Тот факт, что ионный ветер индуцируется в пристеночной области, где продольная компонента скорости меньше скорости во внешнем потоке, может способствовать расширению диапазона чисел M , в котором скорость ионного ветра достаточна для воздействия на характеристики потока.

Методы увеличения толщины пограничного слоя. В результате увеличения толщины вытеснения импульса обычно уменьшается локальное поверхностное трение. Основной проблемой, возника-

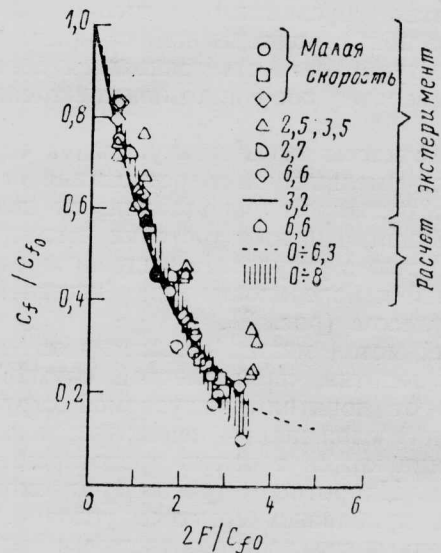
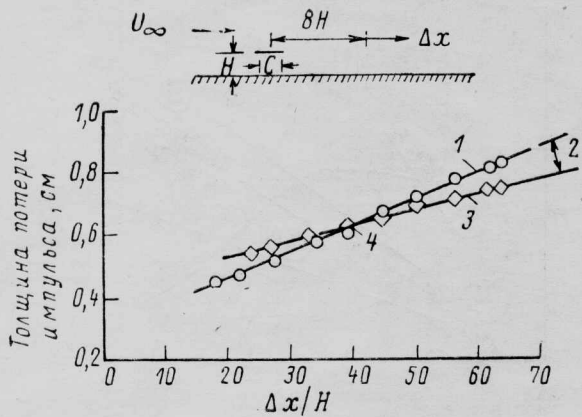


Рис. 8. Влияние выдува через стенку на турбулентное поверхностное трение ($F = \rho_\infty V_w / \rho_\infty U_\infty$, где ρ_∞ — плотность воздуха в набегающем потоке; V_w — скорость воздуха, выдуваемого через стенку; U_∞ — скорость набегающего потока)

ющей при использовании подобного метода, является вопрос о лобовом сопротивлении устройств, применяемых для утолщения вязкого потока. По-видимому, примером успешного использования метода увеличения толщины пограничного слоя является случай благоприятного влияния длины самолета на вязкостное сопротивление (на передней части фюзеляжа толщина пограничного слоя увеличивается, так что сопротивление хвостовой части относительно невелико), а также тела, имеющие форму меч-рыбы, для которых область больших значений поверхностного трения располагается на участке тела с малой смачиваемой поверхностью. В недавних работах, проведенных в ФРГ, а также в работах Лэнга для утолщения вязкого потока (уменьшения импульса вблизи поверхности) предлагается использовать устройства, отбирающие энергию (ветрянки). Энергия, развиваемая валом турбины, передается и добавляется затем к энергии основной силовой установки самолета.

МЕТОДЫ УВЕЛИЧЕНИЯ ТУРБУЛЕНТНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ, ОСНОВАННЫЕ НА ИЗМЕНЕНИИ ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЙ ВНУТРИ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ ИЛИ ВЫШЕ ПО ПОТОКУ

Устройства для разрушения крупных вихрей (УРКВ). Ранние исследования спрямляющих решеток (в виде сот) для разрушения крупных вихрей показали, что возможно заметное уменьшение сопротивления части тела ниже по потоку. При этом, однако, отсутствовал выигрыш в суммарном сопротивлении (с учетом сопротивления решетки), по крайней мере на участках, удаленных не более чем на 50 δ вниз по потоку от решетки. Исследователи Иллинойского технологического института предложили использовать для управления турбулентностью упрощенную «решетку» с небольшим числом горизонтальных элементов. Полученные в этом институте и НИЦ им. Лэнгли (NASA) результаты исследования подобных устройств показыва-



1—плоская пластина; 2—уменьшение суммарного трения на 20%; 3—устройство для разрушения крупных вихрей;

$$4 - \int \Delta c_F = c_x \text{ устройства}$$

Рис. 9. Устройства для разрушения крупных вихрей (отстоящие от поверхности тела плоские пластины) с целью управления турбулентностью и уменьшения вязкостного сопротивления (H — расстояние от пластины до поверхности; C — ширина пластины, $H=C=0,8\delta$)

ют, что (1) сопротивление УРКВ почти равно ламинарному поверхностному трению и (2) потери, связанные с сопротивлением УРКВ, компенсируются за счет уменьшения поверхностного трения ниже по потоку на удалении примерно 40 δ .

В последующих исследованиях, проведенных в Иллинойском технологическом институте, изучались области, расположенные ниже по потоку. Было показано, что (1) выигрыш в суммарном сопротивлении может достигать 20% (рис. 9), (2) частота выбросов уменьшается примерно на 18%.

По-видимому, каждый элемент УРКВ действует подобно профилю при малых числах Re в условиях ветровых порывов. Когда порыв ветра (область турбулентного вращательного движения) приближается к передней кромке, индуцируется разгонный вихрь, который по фазе однотипен, а по направлению противоположен внешнему вихрю. В результате ниже по течению возникает движение с меньшими масштабами турбулентных образований.

Можно сделать следующие выводы, касающиеся УРКВ:

- а) необходимы тонкие элементы (пластины) для уменьшения сопротивления давления;
- б) хорда элемента должна быть порядка δ ;
- в) расстояние элемента от поверхности должно составлять примерно 0,8 δ ;
- г) следует использовать не более двух горизонтальных элементов.

При попытке применять УРКВ, например, на самолетах с обычными взлетом и посадкой возникают серьезные проблемы, в том числе:

а) проблема, связанная с величиной сопротивления устройств при полетных числах Re (не известны потери из-за сопротивления вертикальных опор, трудности связаны также с тем, что числа Re , рассчитанные по хорде УРКВ, могут быть достаточно большими, в результате чего на УРКВ возможен переходный режим течения;

б) эффекты, связанные с градиентами давления и наличием трехмерного течения (как локальные эффекты, так и эффекты, связанные с предысторией потока), и, наконец, что наиболее важно;

в) вопрос о возможной справедливости полученных результатов только для пограничных слоев с относительно малыми числами Re_θ (число Re , рассчитанное по толщине потери импульса).

Ряд исследователей предполагает, что при $Re_\theta < 10^4$ крупные вихри являются остатками переходных зон Эммонса. При больших числах Re_θ может возникнуть необходимость в установке большего числа УРКВ, и их большое суммарное сопротивление может сделать невыгодным применение данного метода.

Локальный отсос воздуха из пограничного слоя.

Результаты экспериментов показывают, что для изменения структуры турбулентности требовались весьма значительные расходы отсасываемого воздуха. При этом, однако, зоны отсоса были выбраны таким образом, что определенных выводов сделать не удавалось. Представляется необходимым проведение дополнительных исследований устройств типа УРКВ при наличии отсоса воздуха из передней кромки, боковых поверхностях, на задней кромке или на комбинации указанных участков. По-видимому, удастся получить некоторые интересные результаты, касающиеся управления и изменения структуры турбулентности; в то же время нет твердых оснований ожидать уменьшения суммарного сопротивления.

Модификация процесса образований зон Эммонса. Существуют некоторые данные, показывающие, что крупномасштабные движения в турбулентном пограничном слое (по меньшей мере при $Re_\theta < 10^4$) могут развиваться в процессе генерирования переходных зон Эммонса. Наблюдения за турбулентностью свидетельствуют также о том, что более высокие уровни турбулентности существуют вблизи конца зоны перехода. В связи с этим почти несомненно, что переходный процесс (образование зон Эммонса) может генерировать высокие уровни турбулентности. Уровень турбулентности медленно уменьшается по мере удаления от зоны перехода после слияния пятен Эммонса (номинальный конец зоны перехода). Очевидный способ уменьшения сопротивления заключается в попытке изменить возникающие при переходе пятна в области их образования.











Возможные эксперименты включают: 1) исследование пограничного слоя ниже по течению от области перехода, индуцируемого ступенькой, обращенной вперед или назад, при этом переход завершается в пределах свободного пограничного слоя, ограничивающего область сорванного потока; 2) реализацию «мгновенного перехода», например посредством импульсной подачи воздушных струй через ряд близкорасположенных отверстий на поперечной линии. Струи располагаются в том месте вдоль потока, где развиваются первые «естественные» зоны Эммонса. Целью проведения последнего эксперимента является одновременное генерирование пятен Эммонса (в одном и том же месте вдоль потока, в непосредственной близости друг от друга), в результате чего устраняется обширная ламинарная область. Неопубликованные результаты экспериментов, выполненных в НИЦ им. Лэнгли, показывают, что имеет место уменьшение уровня поверхностного трения в диапазоне низких чисел Re_θ ($Re_\theta < 10^4$) для определенных диапазонов амплитуд возбуждения и частот.

МЕТОДЫ УМЕНЬШЕНИЯ ТУРБУЛЕНТНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ, ОСНОВАННЫЕ НА ИЗМЕНЕНИИ ГРАНИЧНОГО УСЛОВИЯ НА СТЕНКЕ

Рифленные поверхности. Рассматриваемые рифленные поверхности имеют небольшие продольные канавки. Основная идея метода заключается в создании существенно вязкой подобласти в поперечном направлении, в результате чего изменяется процесс генерации и роста вытянутых пристеночных турбулентных образований. Кроме того, возможно изменение поля давления в поперечном направлении, а также создание квазидвумерного течения в непосредственной близости от стенки. Поскольку канавки ориентированы вдоль потока, дополнительное сопротивление минимально, однако смачиваемая поверхность значительно увеличивается. В табл. 3 представлен ряд рифленных поверхностей, испытанных в НИЦ им. Лэнгли. Исследования рифленных поверхностей показывают, что а) возможно уменьшение суммарного сопротивления, если глубина и шаг канавок того же порядка, что и размеры отдельных вытянутых пристеночных турбулентных образований (примерно 30 единиц, рис. 10); б) можно добиться 10%-ного уменьшения суммарного сопротивления на поверхностях с V-образными канавками (рис. 11); в) уменьшается интенсивность среднеквадратичных турбулентных пульсаций вблизи поверхности, однако частота выбросов не уменьшается; г) рифленные поверхности могут обеспечить умеренный рост теплопередачи [0(15%)].

Таблица 3

Модели рифленных поверхностей, исследованные в НИЦ им. Лэнгли (NASA)

	Число испытанных моделей	Глубина канавок, см	Шаг канавок, см
	11	0,025–0,102	0,025–0,315
	7	0,005–0,051	0,051–0,343
	2	0,025–0,051	0,114
	3	0,025–0,051	0,051–0,147
	3	0,025–0,051	0,051–0,101
	3	0,025	0,051
	3	0,051–0,07	0,01–0,07
	1	0,025	0,051
	1	0,025	0,102
	5	0,025–0,051	0,058–0,117

Недавние исследования показали, что имеет место тенденция к выстраиванию вытянутых пристеночных турбулентных образований в ряд над неровностями поверхности. Это происходило по крайней мере при величинах расстояния между неровностями, превышающих 50 пристеночных единиц.

Для создания микрогеометрии не обязательно проводить тонкую и трудоемкую обработку поверхности. Можно, например, с помощью штамповки

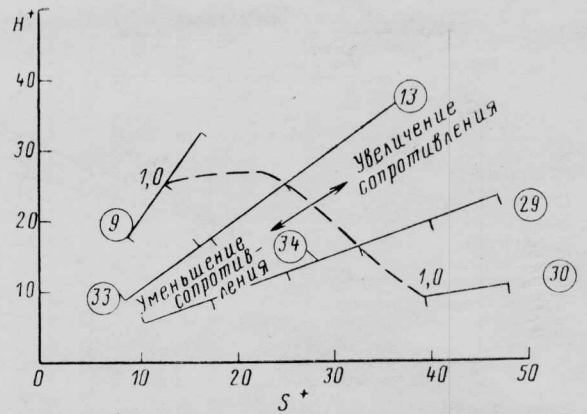


Рис. 10. Области H^+ и S^+ , в которых обеспечивается уменьшение сопротивления в случае V-образных канавок [$H^+ = (HU_{\infty}/\nu)(c_f/2)^{1/2}$; $S^+ = (SU_{\infty}/\nu)(c_f/2)^{1/2}$; S — шаг канавок; H — глубина канавки]

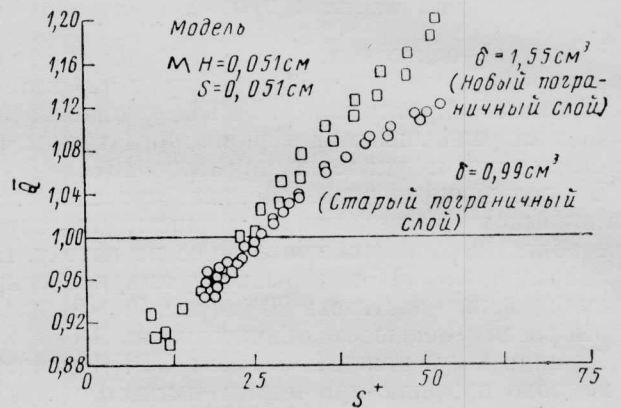


Рис. 11. Уменьшение сопротивления при использовании V-образных канавок (\bar{Q} — сопротивление модели, отнесенное к сопротивлению плоской пластины)

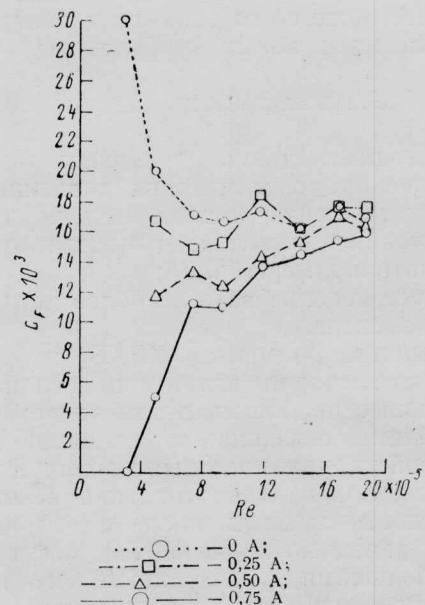
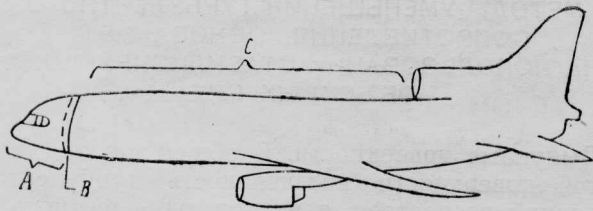


Рис. 12. Уменьшение сопротивления трения путем образования пузырьков газа на поверхности тела с помощью электролиза (число Re рассчитано по длине тела)



А—турбулентная зона в носовой части; В—область интенсивного отсоса (для устранения остатков внешнего турбулентного пограничного слоя необходим отсос слоя толщиной порядка 1,5% погр. слоя); требуется поверхность с незначительными величинами Δp ; С—зона поддержания ламинарного обтекания (отсос или охлаждение пограничного слоя)

Рис. 13. Возможная схема ламинаризации обтекания фюзеляжа

получить тонкие легкие рифленые панели и приклеить их к обшивке.

Пузырьки. Данный подход применим только для тел, движущихся в жидкости, и заключается в создании газового слоя скольжения между поверхностью и жидкостью. Вследствие того что плотность и вязкость в газовом слое меньше, возможно значительное уменьшения сопротивления. Основная трудность связана с неустойчивостью воздушной пленки. Очевидно, что при наличии больших воздушных полостей возникают проблемы, связанные с плавучестью и неустойчивостью, а маленькие пузырьки могут индуцировать эффект шероховатости, если они покрывают поверхность неравномерно. Тем не менее с помощью данного метода удалось добиться значительного уменьшения локального сопротивления в эксперименте, где для образования пузырьков применялся электролиз (рис. 12). Уменьшение суммарного сопротивления с помощью электролиза представляется проблематичным, тем не менее другие методы генерирования газа или пара (включая и кипение на поверхности), а также кавитация являются весьма перспективными методами, особенно при движениях с большими скоростями.

Упругие стенки (согласованные движения стенок). Вопрос о применимости упругих стенок для уменьшения турбулентного сопротивления остается неясным. В настоящее время отсутствуют результаты воспроизводимых экспериментов, которые свидетельствовали бы о возможности значительного (превышающего 5%) уменьшения суммарного сопротивления посредством применения упругих поверхностей, подстилающих турбулентные пограничные слои, как в случае обтекания тел воздушным потоком, так и при движении в воде. Из-за огромной разницы плотности воздуха и практически приемлемого упругого слоя стенки исследования этого метода в ближайшем будущем будут, вероятно, ограничены случаем движения тел в воде.

Реламинаризация с помощью интенсивного отсоса через стенку. Этот метод представляет собой интерес при решении вопросов уменьшения сопротивления фюзеляжей самолетов. Возможная схема реализации такого метода представлена на рис. 13. На переднем участке фюзеляжа обычно имеется множество выступающих в поток элементов конструкции. Основная идея метода заключается в том, чтобы оставить поток, обтекающий переднюю часть фюзеляжа, переходным и (или) турбулентным и обеспечить реламинаризацию погра-

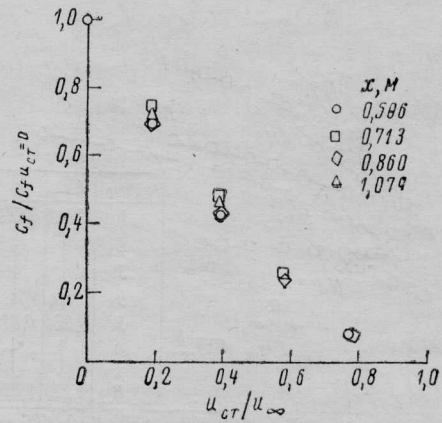


Рис. 14. Уменьшение сопротивления поверхностного трения в случае прямолинейного движения стенки вниз по потоку [$Re_L \approx 0(10^6)$; $U_\infty = 29,26$ м/с; $U_{ст}$ — скорость стенки]

ничного слоя ниже по потоку за кабиной посредством интенсивного отсоса. Еще ниже по течению для поддержания ламинарного режима может возникнуть необходимость в дополнительном отсосе и (или) охлаждении стенки.

Существует несколько возможностей оптимизации этого метода. Наиболее очевидной из них является интенсивный отсос перед областью минимального давления на фюзеляже. Такое размещение преследует две цели: а) начальный (тонкий и чувствительный к возмущениям) участок ламинарного течения располагается в области действия стабилизирующего отрицательного градиента давления; б) требуется меньшая мощность системы отсоса (вероятно, возможен даже пассивный слив и перетекание воздуха в те части фюзеляжа, где требуются специальные меры для поддержания ламинарного режима течения и где может использоваться выдув через щель (например, зона зализа крыла). Другой возможный способ заключается в разработке самолета с минимальным неблагоприятным воздействием поля давления, индуцируемого крылом, на процесс УПС фюзеляжа.

Наконец, допустим также способ оптимизации, в котором производится «предварительная обработка» пограничного слоя на фюзеляже с помощью устройств разрушения крупных вихрей, что в результате изменения структуры и толщины надслоя должно уменьшить потребный расход отсасываемого воздуха и, вероятно, способствовать увеличению общей эффективности системы.

«Несо согласованные движения» стенки. Этот метод изменения граничных условий отличается от случая упругой стенки. В случае «несогласованного движения» стенка просто перемещается в направлении вниз по потоку. Форма стенки может быть либо плоской, либо волнистой.

Типичные величины уменьшения сопротивления в случае прямолинейного движения плоской стенки приведены на рис. 14. Прямолинейное движение стенки по течению в основном равносильно введению граничного условия проскальзывания и способствует уменьшению среднего касательного напряжения. Предельной ситуацией при таком подходе является случай ($U_{ст} = U_\infty$), т. е. когда толщина пограничного слоя и среднее касательное напряже-

МЕТОДЫ УМЕНЬШЕНИЯ ТУРБУЛЕНТНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ, ОСНОВАННЫЕ НА ИСПОЛЬЗОВАНИИ СТАБИЛИЗИРУЮЩИХ ОБЪЕМНЫХ СИЛ

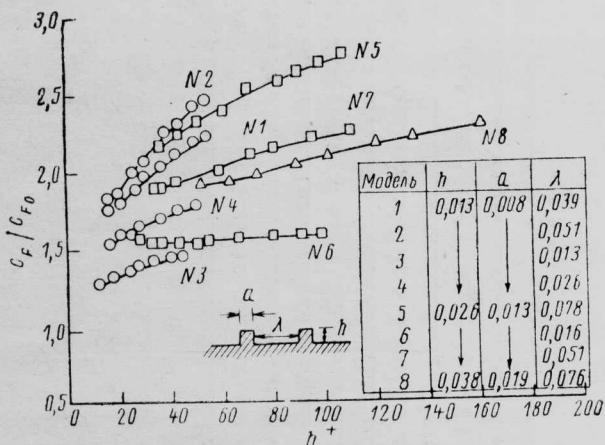


Рис. 15. Сопротивление поверхностей с воздушными микропорами. c_{F_0} — коэффициент трения эталлонной плоской пластины, $h^+ = (hU_\infty/\nu)(c_f/2)^{1/2}$

ние равны нулю. Если движущаяся стенка имеет волнистую форму, то этим методом можно даже создавать тягу (при достаточно большой скорости движения стенки). Однако при $U_{ст} < U_\infty$ волнистая поверхность имеет дополнительное сопротивление давления, которое отсутствует в случае плоской стенки. За исключением очень ограниченного числа специальных случаев, вероятно, невозможно добиться уменьшения турбулентного сопротивления реальных систем с помощью движущихся вниз по потоку стенок.

Воздушные микропоры. Данный метод является в основном умозрительным и предполагает использование некоторых отмеченных в научной литературе аномальных явлений. Первой такой аномалией является факт уменьшения напряжений Рейнольдса, измеренных вблизи стенки с шероховатой поверхностью специального типа (так называемого типа D). Эта шероховатая поверхность состоит из поперечных, часто расположенных выемок. Визуализация потока в окрестности поверхностей такой формы показывает, что над углублениями отсутствуют вытянутые пристеночные турбулентные образования и имеют место повторяющиеся возмущения жидкости в выемках, что обусловлено, по-видимому, захватом жидкости «типичными» вихрями.

Второй важной аномалией является весьма низкое сопротивление (особенно ламинарное поверхностное трение) над указанными поверхностями в ламинарном потоке (рис. 15), например, при отсутствии индуцируемых турбулентностью возмущений жидкости в выемках. Имеющиеся данные позволяют заключить, что сопротивление, присущее умеренно шероховатым поверхностям указанного типа, может быть довольно малым при условии, что удается уменьшить интенсивность возмущений в углублениях (эти возмущения предположительно обуславливают появление пульсирующего по времени и в пространстве сопротивления давления). Возможными способами уменьшения выбросов из выемок являются: а) использование устройств разрушения крупных вихрей, б) применение встроенных турбулизаторов, завихряющих поток в одном направлении. Весьма проблематично обеспечить с помощью данного метода выигрыш в суммарном сопротивлении.

Выпуклые поверхности. В общем случае на выпуклой поверхности интенсивность турбулентных пульсаций возрастает, и внутри турбулентного потока происходит образование вихрей Гэтлера (в результате значительно увеличиваются сопротивление и захват вихрей). Напротив, выпуклые поверхности выгодно использовать, так как они существенно уменьшают интенсивность турбулентных пульсаций и поверхностное трение (рис. 16). Более того, уже довольно небольшие изменения кривизны [$\delta/R \sim 0(0,1)$, где R — радиус кривизны в продольном направлении] оказывают значительное воздействие на характеристики потока. Имеются данные, указывающие, что выпуклость поверхности в основном оказывает влияние на крупные внешние вихри. Таким образом, упрощенно можно считать, что влияние выпуклой поверхности должно быть похоже на воздействие устройства разрушения крупных вихрей с очень большими длинами релаксации ниже по потоку. На рис. 17 представлены данные, подтверждающие сказанное выше. Распределения поверхностного трения относятся к области релаксации ниже по течению, например за пределами участка с искривленной поверхностью, за УРКВ или же за участком, на котором осуществляются другие изменения (обычных) граничных условий. Представленные данные показывают, что воздействие на поток выпуклой поверхности аналогично влиянию, которое оказывают УРКВ. Действительно, имеются данные по теплопередаче, относящиеся к участкам ниже по потоку за пределами области с искривленной поверхностью, которые показывают, что длины релаксации составляют примерно 50 δ . Необходимыми условиями создания значительных зон ниже по течению с обусловленной выпуклостью поверхности низким сопротивлением являются следующие: а) отношение δ/R должно соответствовать диапазону от 0,01 до 1; б) участок искривленной поверхности должен размещаться ниже по потоку за пределами области перехода (так, чтобы в потоке присутствовали все подлежащие модификации крупные вихри); в) длина участка выпуклой по-

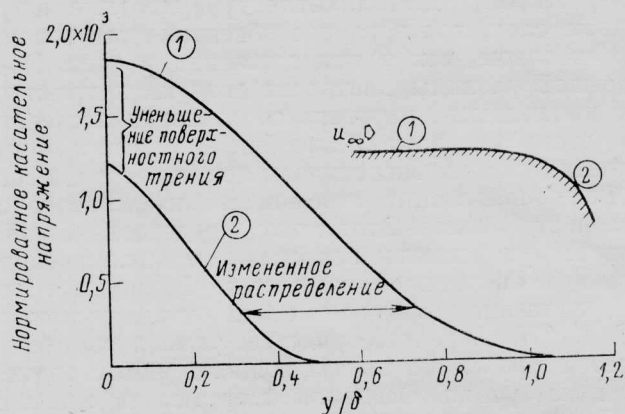


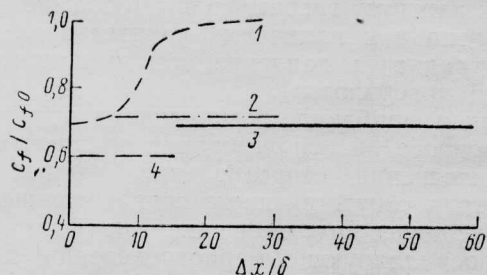
Рис. 16. Влияние выпуклости поверхности на касательное напряжение в турбулентном пограничном слое

верхности, измеренная вдоль поверхности, должна быть порядка 15δ или более.

На рис. 18 изображены простые способы использования выпуклых поверхностей для уменьшения турбулентного сопротивления. Основные идеи заключаются в том, чтобы 1) использовать, по крайней мере первоначально, носовые части осесимметричных тел, подобных истребителям или ракетам, и 2) создать сначала условия для окончания зоны перехода на передней части с малой смачиваемой поверхностью, а затем пропустить поток в пограничном слое через короткий ($\Delta x/\delta < 10$) участок вогнутой поверхности, за которым начинается зона выпуклой поверхности.

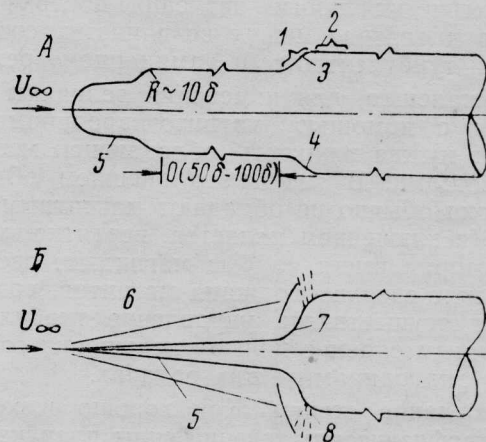
Волокна и другие частицы. Магнитогидродинамика. Большинство исследований, посвященных вопросу уменьшения сопротивления с помощью вводимых в поток волокон и частиц, относится к потокам жидкости. Частицы, которые характеризуются большой величиной отношения длины к диаметру (волокна), могут обеспечить довольно значительное уменьшение сопротивления [0(20—50%)], однако сферические частицы в общем случае не дают выигрыша в сопротивлении. В газах сферические частицы иногда обеспечивают уменьшение сопротивления (вплоть до 50% или более, рис. 19), а в некоторых случаях не оказывают благоприятного воздействия на сопротивление. Волокна, по-видимому, никогда не использовались в воздушных потоках. Некоторые данные свидетельствуют, что обусловленное частицами уменьшение сопротивления в воздухе, возможно, связано с образованием цепочек частиц или волокон под действием электростатических сил. Подобное объяснение, по-видимому, применимо и к некоторым жидкостям.

Эффект уменьшения сопротивления за счет волокон обусловлен, вероятно, тем, что волокна генерируют распределенные анизотропные объемные силы. Если предположить, что волокна ориентированы приблизительно вдоль потока и движутся вместе с ним, то существует большое различие в числах Re , относящихся к волокнам, для направлений вдоль и поперек потока. Это, в свою очередь, приводит к тому, что значения коэффициента сопротивления, относящегося к потоку с пульсационным полем скорости и обусловленного присутствием частиц, существенно различны вдоль разных направлений. Эвристические рассуждения подтверждают, что влияние частиц на флуктуации продольной скорости значительно меньше, чем их



1—классическая релаксация; 2—выпуклая поверхность, $\delta/R=0,05$, R —радиус кривизны в продольном направлении; 3—устройство разрушения крупных вихрей; 4—выпуклая поверхность, $\delta/R=0,10$

Рис. 17. Влияние выпуклой поверхности и устройств разрушения крупных вихрей на поверхностное трение вниз по потоку



А. Дозвуковой поток. Необходимые исследования: влияние формы участка выпуклой поверхности, влияние зоны положительного градиента давления, определение суммарного сопротивления передней части тела.

Б. Сверхзвуковой поток. Необходимые исследования: влияние формы участка вогнутой поверхности, влияние зоны с отрицательным градиентом давления, определение и минимизация потерь за счет водного сопротивления 1—отрицательный градиент давления; 2—положительный градиент давления; 3—выпуклая (стабилизирующая) поверхность; 4—участок вогнутой (дестабилизирующей) поверхности; 5—конец зоны перехода; 6—носковая ягла; 7—вогнутая поверхность; 8—выпуклая поверхность, отрицательный градиент давления

Рис. 18. Способы использования выпуклой поверхности для уменьшения турбулентного сопротивления

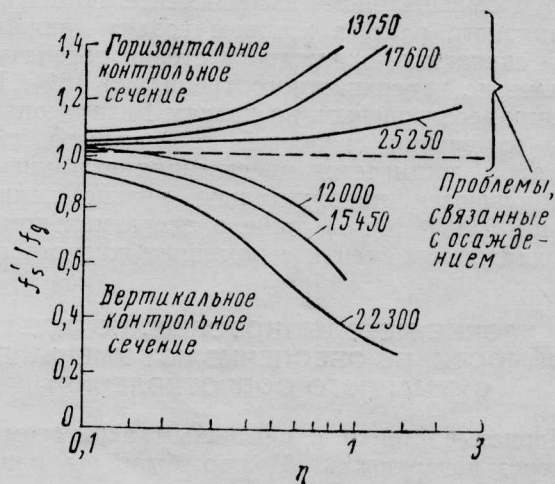


Рис. 19. Инжекция частиц с целью уменьшения сопротивления в турбулентных потоках. Суспензии твердых частиц размером 30 мкм в газе. Течение в трубе. Цифрами показано число Re для газа, $f's/f'g$ — коэффициент трения для суспензии твердых частиц в газе, отнесенный к коэффициенту трения потока газа

воздействие на флуктуации скорости в поперечном направлении. Поскольку турбулентность в пограничном слое носит трехмерный характер, то индуцируемые частицами анизотропно распределенные объемные силы (эффект приведения к «одномерному» виду), вероятно, изменяют процесс генерации турбулентности и способствуют существенно сопротивлению.

Другая объемная сила, которая способствует развитию одномерных турбулентных пульсаций, представляет собой магнитогидродинамическую силу. В жидкостях с магнитными свойствами в зависимости от характеристик магнитного поля возмож-

ны практически любые значения поверхностного трения в диапазоне между величинами, соответствующими турбулентному и ламинарному режимам.

К сожалению, для изменения величины сопротивления с помощью магнитогидродинамических эффектов нужна жидкость, обладающая магнитными свойствами. В задачах о внешнем обтекании тел потоки обычно не обладают магнитными свойствами (исключением является, вероятно, морская вода, которая имеет слабые магнитные свойства). Применение сверхпроводящих магнитов, возможно, позволит осуществлять управление турбулентным пограничным слоем с целью уменьшения сопротивления в гидродинамических задачах.

Охлаждение стенки. Как хорошо известно, в случае геофизических течений силы плавучести могут либо стабилизировать, либо дестабилизировать турбулентные течения с поперечным градиентом скорости. В случае движения тела в воздухе охлаждение стенки способствует устойчивости, причем мера устойчивости описывается, например, локальным числом Ричардсона, в которое входит градиент плотности. Если значение числа Ричардсона превышает 0,05, то это в общем случае означает наличие измеримых эффектов, причем при величине 0,5 достигается существенная стабилизация. Данный метод может представлять интерес для самолетов, использующих жидкое водородное (криогенное) топливо, для которых легко реализовать тепловой сток значительной интенсивности. В крупномасштабном эксперименте по изучению пограничного слоя, в котором воздух движется с малой скоростью, охлаждение стенки обеспечивало уменьшение поверхностного трения на 18%. К сожалению, если оценить по числам Ричардсона диапазон изменения скоростей набегающего потока, в котором достигается действенная стабилизация, то получаются неутешительно низкие величины [меньше $0(10)$ фут/с] даже в экстремальном случае охлаждения стенки с помощью жидкого азота.

ПРОЧИЕ МЕТОДЫ (КОТОРЫЕ, ПО ВСЕЙ ВИДИМОСТИ, НЕ ОБЕСПЕЧИВАЮТ УМЕНЬШЕНИЯ СУММАРНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ)

Пористые стенки с пассивным переносом массы через поверхность. Можно было бы ожидать, что отказ от условия непроницаемости стенки (без введения суммарного потока массы через поверхность) способен изменить цикл генерации турбулентности в пристеночной области, причем характер и интенсивность изменений, возможно, зависят от микрогеометрии поверхности. Исследование пористых поверхностей с пассивным переносом массы, на которых имеет место большой перепад давления, а также изучение звукопоглощающих стенок со значительно меньшим перепадом давления показывают, что результирующий эффект отказа от условия непроницаемости стенки заключается в увеличении сопротивления поверхностного трения. Недавние исследования, проведенные в НИЦ им. Лэнгли, свидетельствуют, что микрогеометрия поверхности может фактически не иметь первостепенного значения (рис. 20). Увеличение сопротивления может зависеть от относительной площади пор и толщины пористого слоя (над свободным

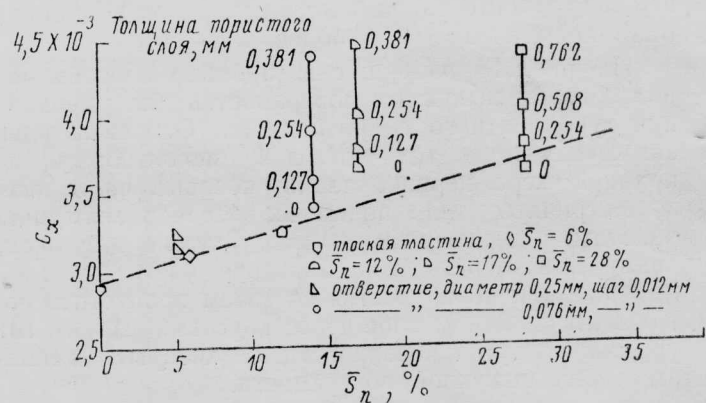


Рис. 20. Изменение поверхностного трения в зависимости от относительной доли площади открытой поверхности и высоты области повышенного давления (S_n — относительная площадь пор, $U = \text{const} = 23$ м/с)

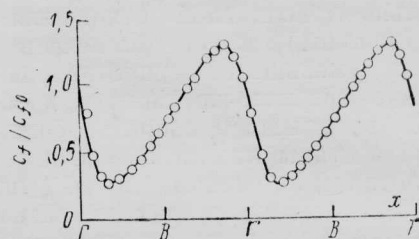


Рис. 21. Влияние поперечных волн обтекаемой стенки на поверхностное трение ($\delta \approx \lambda$; λ — длина волны, $\sim 0(\delta)$, $U_\infty = 5,5$ м/с, x — эквивалентная координата вниз по потоку, Γ — гребень, V — впадина)

объемом). Такие пористые поверхности с пассивным переносом массы через поверхность могут быть полезными для управления отрывом потока, так как возможен пассивный слив прироста толщины вытеснения пограничного слоя.

Осциллирующие продольная кривизна и градиенты давления (волнистые стенки). Начальным стимулом для исследования волнистых стенок в НИЦ им. Лэнгли послужил факт заметного уменьшения среднего поверхностного трения, обнаруженный Кэндаллом (выигрыш 20%, рис. 21) и Сигалом (величина уменьшения сопротивления 10%) в случае волнистых стенок при $\lambda/\delta \sim 0(1)$. Проведенные расчеты показывают, что уменьшение сопротивления трения, вероятно, связано с периодической частичной реламинаризацией при приближении к каждому гребню волны (реламинаризация обусловлена как наличием значительного отрицательно градиента давления, так и влиянием выпуклости поверхности).

Главная проблема, возникающая при рассмотрении вопроса об использовании волнистых стенок для уменьшения сопротивления, заключается в присутствии сопутствующего сопротивления давления, обусловленного смещением по фазе вниз по потоку осциллирующего распределения давления при $\lambda \sim 0(\delta)$ (λ — длина волны). Это сопротивление давления больше, чем величина уменьшения поверхностного трения, обычно достигаемая для волнистой стенки. Проведенные в НИЦ им. Лэнгли исследования волнистых поверхностей, имеющих несинусоидальную форму (исследования проводились с целью выявления формы, обеспечивающей

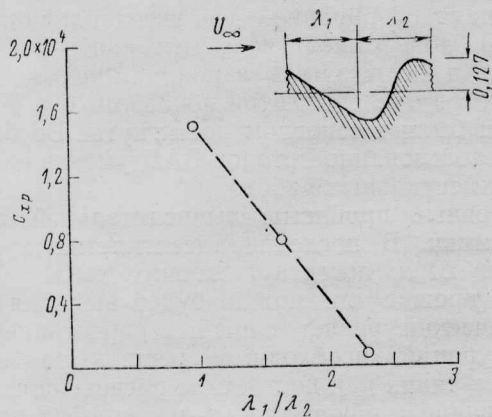


Рис. 22. Сопротивление давления для несимметричных волн на обтекаемой стенке (c_{xp} — коэффициент сопротивления давления, $U_\infty = 26$ м/с)

минимальное сопротивление давления), показали, что сопротивление давления минимально для семейства асимметричных волн с плавными (прямолинейными) наклонами вниз по потоку и с более крутыми участками поверхности в направлении против потока (рис. 22). Тем не менее предварительные исследования таких поверхностей подтверждают, что модификация поверхности, необходимая для уменьшения сопротивления давления, также сводит к нулю эффект уменьшения вязкостного сопротивления.

Поверхности с «сетчатыми фильтрами» и «мягкие» поверхности, используемые для модификации пристеночной турбулентности. Весьма простой способ уменьшения интенсивности турбулентных движений вблизи стенки заключается в том, чтобы

пропустить течение с турбулентными пульсациями через «сетчатый фильтр» — локальное устройство разрушения вихрей, расположенное в пристеночной области. Результаты исследований, в которых применялись расположенные на небольшом расстоянии друг от друга вертикальные пластины фиксированной длины и горизонтально размещенные устройства разрушения мелких вихрей, установленные вблизи поверхности, показывают, что возможно заметное уменьшение сопротивления вниз по потоку, однако учет сопротивления самих устройств позволяет сделать вывод, что суммарное сопротивление все-таки возрастает. Поскольку данный метод относится к пристеночной области, то длины релаксации вниз по течению намного короче, чем в случае устройств разрушения крупных вихрей. Если «сетчатые фильтры» распределены непрерывно по поверхности тела и, более того, элементы устройств являются гибкими, получаются «мягкие» поверхности или поверхности типа «пшеничного поля». Результаты исследований длинных, тонких, расположенных близко друг от друга гибких неровностей стенки позволяют сделать вывод, что: а) общее сопротивление существенно возрастает вследствие увеличения эффективной смачиваемой поверхности (большое число отдельных элементов); б) элементы находятся в колебательном движении с ограниченной амплитудой и характерной частотой, причем подобные движения гибкой стенки обычно играют роль обратной связи и изменяют структуру турбулентности в пограничном слое (способствуют его дестабилизации).

Референт А. И. Симонов.

УДК 629.7.015.3

СОСТОЯНИЕ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ТЕОРЕТИЧЕСКОЙ И ПРИКЛАДНОЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ АЭРОГИДРОДИНАМИКИ*

В процессе разработки конфигурации летательного аппарата проектировщики используют три основных вида исследований: аналитические методы, вычислительные методы и эксперимент.

Аналитические методы дают решение в замкнутой форме и за кратчайшее время, но часто требуют чрезмерного упрощения задачи и рассмотрения простых конфигураций.

Полные аэродинамические характеристики реальных конфигураций могут быть получены из эксперимента. Однако эксперимент обходится дорого, и моделирование в аэродинамической трубе, как средство исследования, имеет свои ограничения.

По отношению к аналитическим средствам вычислительные методы требуют принятия значительного меньшего числа ограничивающих предположений и могут быть использованы для расчета сложных аэродинамических конфигураций. Эти методы «работают» в широком диапазоне чисел M и Re и позволяют рассчитывать параметры течения на поверхности объекта и в любой точке потока; кроме

того, численное моделирование намного дешевле испытаний в аэродинамической трубе. Однако при использовании полных уравнений Навье — Стокса требуется адекватная модель турбулентности для правильного расчета вязких течений, а также ЭВМ с большими быстродействием и емкостью ЗУ.

Роль численного моделирования непрерывно возрастает и в результате постоянного повышения стоимости эксперимента в аэродинамической трубе, связанного с удорожанием рабочей силы и электроэнергии, в то время как стоимость численного моделирования постоянно снижается в результате совершенствования ЭВМ и численных методов.

Методы вычислительной аэрогидродинамики (ВАД) используются не только при разработке летательных аппаратов, но и в метеорологии, гражданском строительстве, ядерной физике.

С расширением использования ВАД появилась необходимость в специалистах, владеющих этими методами. В 1980 г. NASA были разработаны учебные программы по ВАД для ведущих университетов США с целью увеличения выпуска компетентных специалистов в этой области.

* Kutler P. A perspective of theoretical and applied computational fluid dynamics. AIAA Paper N 83—0037.

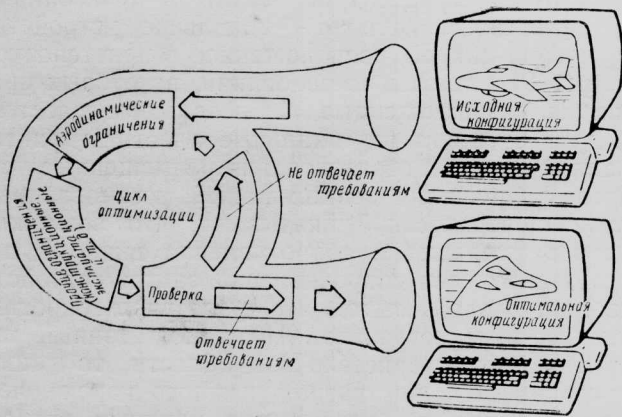
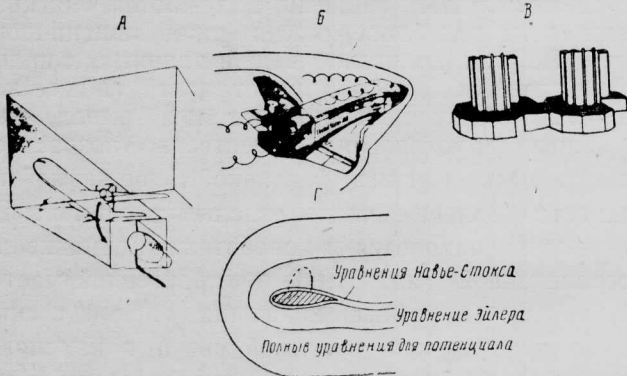


Рис. 1. Цикл расчета оптимальной конфигурации летательного аппарата



А — построение расчетной сетки; Б — моделирование турбулентности; В — создание мощных ЭВМ; Г — разработка эффективной методологии численного решения

Рис. 2. Основные проблемы развития в вычислительной аэродинамике

Конечной целью развития вычислительной системы является обеспечение возможности проектирования полной конфигурации любого летательного аппарата (гражданского, боевого, воздушно-космического и др.). Пакет вычислительных программ такой системы будет включать: программы расчета обтекания тела данной конфигурации (расчет невязкого течения и коррекция для учета вязкости и решение полных уравнений Навье-Стокса для проверки предварительной конфигурации) и программы оптимизации конфигурации с учетом аэродинамических, конструктивных и других ограничений, наложенных проектировщиками (рис. 1).

Методы ВАД непрерывно совершенствуются, приближая реализацию показанной на рис. 1 системы расчета оптимальной конфигурации летательного аппарата, однако предстоит выполнить большую работу, прежде чем в воздух поднимется самолет, спроектированный ЭВМ. В настоящее время реалистическое численное моделирование возможно только для простых конфигураций или отдельных компонентов сложных конфигураций. Во многих случаях вычислительные системы успешно использовались для оптимизации компонентов летательных аппаратов. Крыло экспериментального беспилотного аппарата HiMAT, крыло обратной стреловидности фирмы Рокуэлл, крыло для нового истребителя шведской фирмы SAAB были спроектированы с использованием метода малых возмущений с последующей проверкой полученной конфигурации путем расширения уравнений полного

потенциала с поправкой для учета влияния пограничного слоя. Модели всех этих крыльев были построены и испытаны в аэродинамических трубах. Результаты экспериментов показали, что цели разработки были в основном достигнуты. Во всех случаях использование методов ВАД уменьшило объем экспериментальных работ.

Основные проблемы вычислительной аэродинамики. В последнее десятилетие в области методов ВАД достигнут значительный прогресс, однако прежде чем можно будет выполнять аэродинамический расчет сложных пространственных конфигураций, необходимо решить ряд важных проблем, таких как построение расчетной сетки, моделирование турбулентности, разработка методологии решения, создание эффективной архитектуры вычислительного комплекса (рис. 2).

Построение трехмерной расчетной сетки. Одной из наиболее важных проблем, возникающих при расчете трехмерных потоков с помощью конечно-разностной процедуры, является правильное расположение узловых точек в области течения, возмущенного телом. В последнее время эта проблема находится в центре внимания специалистов.

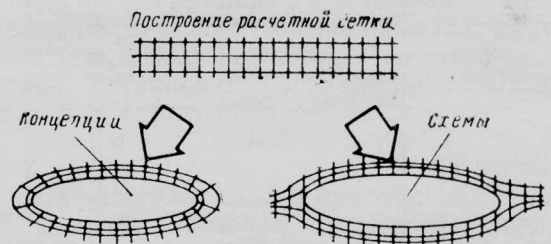
При дискретизации поля трехмерного потока важным является выбор концепции построения сетки (сеточной структуры) и выбор схемы расчета сетки. Различные концепции построения сетки и расчетные схемы показаны на рис. 3.

Большинство методов дискретизации может быть основано на одной или нескольких из указанных на рис. 3 концепций. Наиболее простая и широко применяемая концепция — одноблочная, когда дискретизируемая область течения трансформируется в единый трехмерный вычислительный куб.

Рис. 4 иллюстрирует различные концепции построения расчетной сетки. В моноблочной концепции ось является сингулярной линией. Многоблочной концепции присущи сингулярные линии и поверхности, что требует специального подхода при использовании определяющих сетку уравнений.

К менее популярным концепциям построения сетки относится интерференционная. В этом случае ни одна из координатных линий не совпадает с поверхностью тела, и сетка заходит внутрь тела. Основное преимущество этой концепции — независимость сетки от геометрии конфигурации. К недостаткам следует отнести трудность удовлетворения граничным условиям на поверхности тела и получения точного решения для течения вблизи поверхности тела.

К перспективным концепциям построения сетки в трехмерном потоке относятся концепция компонентно-адаптивного перекрывания и компонентно-



Концепции: одноблочная, многоблочная, интерференционная, компонентно-адаптивного перекрывания, компонентно-адаптивной поверхности раздела.

Схема расчета: алгебраическая, дифференциальная

Рис. 3. Построение расчетной сетки

адаптивной поверхности раздела. В первом случае имеются две частично перекрывающиеся сетки. Для перехода от одной сетки к другой применяется интерполяция.

В соответствии с концепцией поверхности раздела внутренняя сетка, имеющая координатную линию, совпадающую с поверхностью тела, находится внутри области внешней сетки, так что эти сетки не перекрываются. Координатные линии подходят к поверхности раздела одним из трех способов, показанных на рис. 4. В зоне стыковки сеток возможны особенности, однако они находятся на некотором расстоянии от тела и на них не влияют граничные условия на теле и значительные градиенты течения.

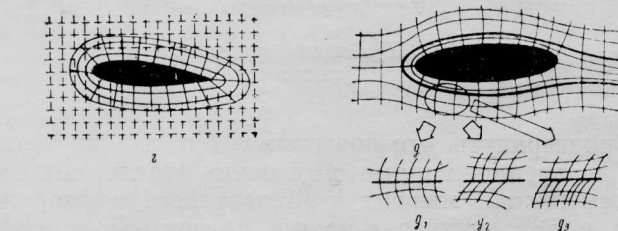
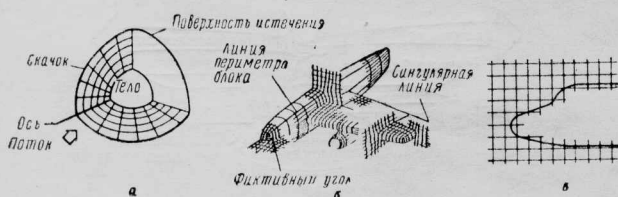
Все рассмотренные методы построения сетки были успешно использованы в расчетах реальных течений, включая те случаи, которые приводят к сечочной сингулярности на поверхности тела.

Следующим шагом после выбора сеточной структуры является расчет расположения узлов сетки. Существует множество схем расчета сетки, подразделяющихся на две основные категории: алгебраические и дифференциальные. Каждая схема имеет варианты, некоторые из них представлены на рис. 5.

Алгебраические схемы могут быть классифицированы как конформные или неконформные. Конформные процедуры можно условно подразделить на классические и современные. Неконформные процедуры включают многоповерхностные преобразования, трансфинитную интерполяцию, изопараметрическое преобразование.

Дифференциальные схемы расчета сетки могут быть классифицированы как эллиптические, гиперболические или параболические (рис. 6). В последнее время им уделяется большое внимание благодаря их универсальности и простоте.

Эллиптические схемы требуют задания всех границ вычислительных линий, плоскостей и объемов (т. е. координат граничных узлов). Расположение узлов сетки между границами определяется итерациями в ходе решения системы эллиптических дифференциальных уравнений. Эллиптические процедуры обеспечивают однозначность координатных



а—моноблочная; б—многоблочная; в—интерференционная; г—компонентно-адаптивного перекрывания; д—компонентно-адаптивной поверхности раздела; д₁—непрерывность функции и производной; д₂—непрерывность функции; д₃—разрыв функции и производной

Рис. 4. Сеточные структуры

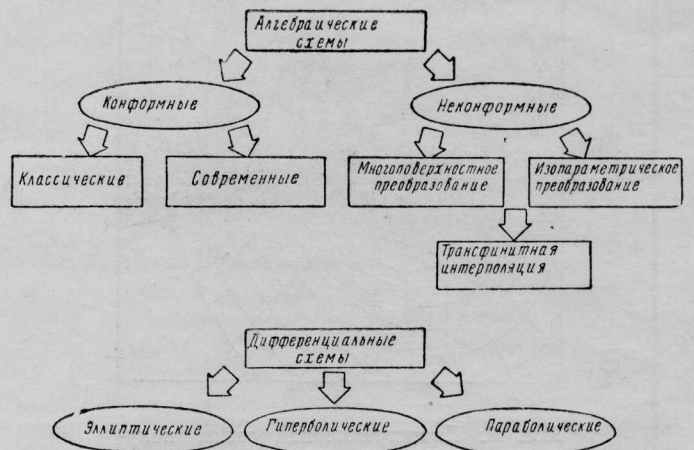
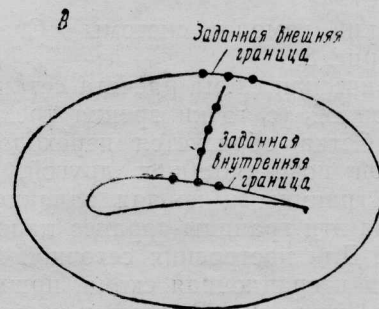


Рис. 5. Схемы расчета сетки



А—эллиптическая схема (итерационная); Б—гиперболическая схема (неитерационная); В—параболическая схема (неитерационная)

Рис. 6. Дифференциальные схемы расчета сетки

линий, т. е. они неоднозначны. В этих процедурах можно контролировать сгущение и наклон координатных линий. Квазитрехмерная «0-сетка» (двумерная в каждом сечении крыла), построенная вокруг системы крыло—фюзеляж с помощью эллиптических уравнений, показана на рис. 7.

Гиперболические схемы требуют задания начальных данных только на одной границе. Сетка образуется при движении от этой границы до достижения дальнего поля течения. Процедура не является итерационной, но не обеспечивает возможности управления положением и формой внешней границы. Типичный пример гиперболической сетки в поперечном сечении потока, обтекающего воздуш-

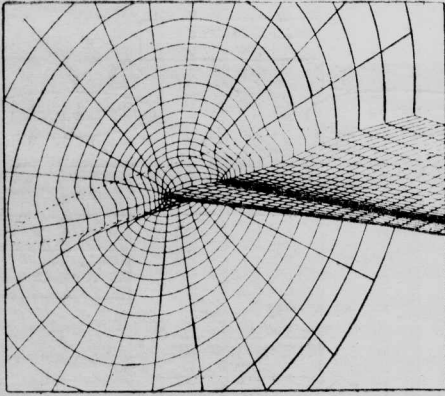


Рис. 7. Квазитрехмерная сетка, полученная с помощью эллиптических уравнений

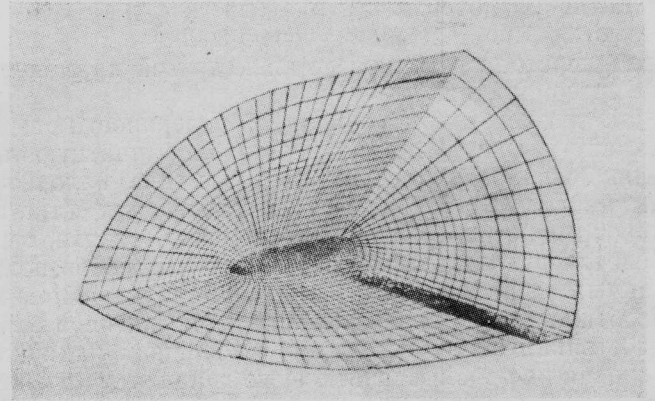


Рис. 9. Трехмерная расчетная сетка вокруг системы крыло—фюзеляж, построенная с помощью параболических уравнений в частных производных

но-космический самолет системы «Спейс Шаттл», показан на рис. 8.

Параболическая схема расчета сетки не является итерационной (с точки зрения трехмерных построений). Сетка образуется переходом от одной координатной поверхности к другой, начиная от внутренней границы и кончая заданной внешней границей (на эти границы заранее наносятся узловые точки). Для построения сеточной поверхности используется итерационная схема, причем требуется лишь 3—4 итерации. Возможен контроль шага и ориентации линий сетки. Пример параболической сетки дан на рис. 9.

Сетка является одним из трех основных факторов, влияющих на точность численного решения. Двумя другими являются численный алгоритм и само поле течения. Была предпринята попытка дать критерий качества приемлемой конечно-разностной

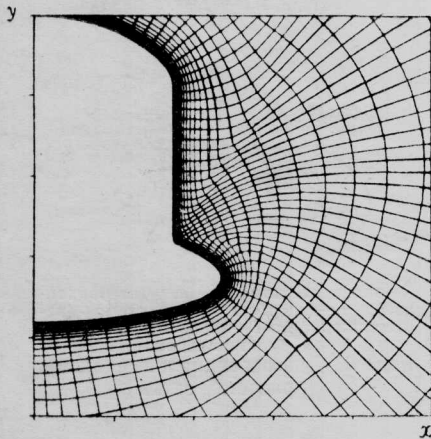


Рис. 8. Поперечное сечение трехмерной сетки для расчета обтекания воздушно-космического самолета системы «Спейс Шаттл»

схемы (включающей оценку гладкости сетки, отсутствие скоса ячеек и соотношение их сторон), однако сделать это независимо от численного решения, полученного с помощью сетки, оказалось невозможным.

По-видимому, не удастся создать универсальную сеточную структуру или схему расчета сетки для трехмерного течения, оптимальные для всех задач.

Моделирование турбулентности. В настоящее время точное моделирование динамики турбулентности невозможно из-за ограниченной мощности современных ЭВМ (рис. 10). В связи с этим при численном моделировании используются осредненные по числу Re уравнения Навье—Стокса (уравнения Рейнольдса). В результате ряд физических эффектов, необходимых для моделирования турбулентности, исключается. В настоящее время не существует единой модели турбулентности, которая могла бы быть приемлемой для всего разнообразия течений.

Создаются каталоги моделей турбулентности, основанных на фундаментальных экспериментах. Каждая модель проверяется для оценки ее возможностей и недостатков (рис. 11). В сущности в настоящее время каждая модель турбулентности в соединении с численной процедурой приспособляется для узкого класса задач. Однако необходи-

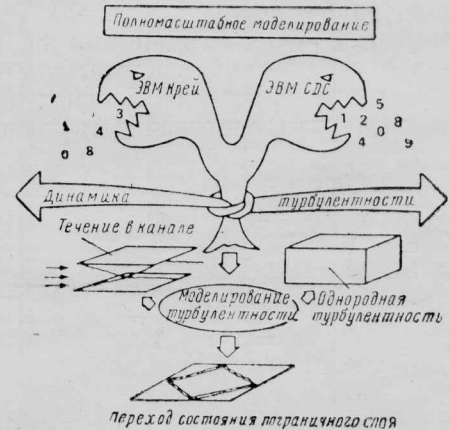


Рис. 10. Проблемы моделирования турбулентности

мо подчеркнуть, что подгонка сетки, оценка метрики, внутренние параметры течения (такие, как длина смещения, энергия турбулентности и напряжения в потоке) и численные алгоритмы со своей диссипацией все вместе создают модель турбулентности. Таким образом, все эти факторы влияют на численное решение, и сравнение его с экспериментом частично зависит от выбора любого из этих факторов.

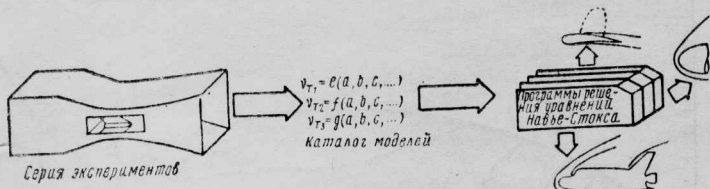


Рис. 11. Моделирование турбулентности (современный подход)

Развитие методологии решения. Эффективность любой ЭВМ при численном моделировании зависит от ряда факторов, включающих вычислительный алгоритм для решения определенных уравнений, вычислительную систему, которая решает конечно-разностную модель уравнений, специальную технику программирования для эффективного кодирования задачи, специальное рассмотрение границ численного моделирования, выбор шага интегрирования, процедуры экстраполяции для сходимости, оптимальное распределение узловых точек (рис. 12).

Термин «методология решения» в данном контексте определяется как схема или процедура, которая, будучи соединенной с численным методом, обеспечивает точность расчетов и сходимость общей процедуры решения.

К числу перспективных расчетных методов относятся: 1) зональные методы, 2) гибридные методы (использующие ряд дополнительных алгоритмов, например многосеточный метод, панельный метод, метод поправок), 3) адаптивные методы. Зональным методом численно моделируется сложная область течения с помощью дифференциальных уравнений и связанных алгоритмов решения в каждой



Рис. 13. Зональный метод для расчета обтекания крыла

Зональные методы допускают большую свободу разбиения на области, для которых применяются различные уравнения (рис. 14).

Зональный метод имеет следующие преимущества: 1) размеры областей, требующих использования сложных уравнений, можно минимизировать; 2) значительная экономия времени расчета по упрощенным уравнениям; 3) потребная память ЭВМ для обеспечения общей процедуры расчета невелика.

Развитие зонального метода требует дальнейших работ в следующих направлениях: 1) уточнение процедур выполнения граничных и начальных условий на поверхностях раздела; 2) изучение показателей сходимости и устойчивости глобальной процедуры расчета; 3) уменьшение сложности вычислительных программ.

Два примера использования зонального метода представлены на рис. 15 и 16. В первом примере рассматривается течение в тракте двигателя с плос-

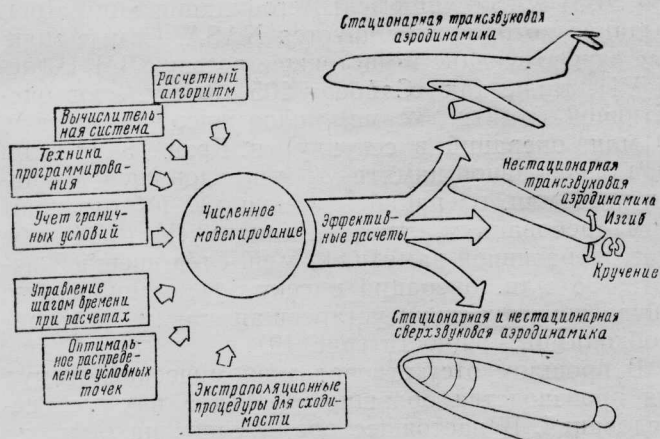


Рис. 12. Факторы, определяющие вычислительную эффективность

отдельной зоне течения. На рис. 13 дан пример использования зонального метода. Область течения разделяется на три зоны: тонкий вязкий слой вблизи тела, лежащая дальше невязкая завихренная область и, наконец, вне ее невязкая безвихревая зона. В первой области используются уравнения Навье—Стокса, во второй области — уравнения Эйлера, в третьей — полные уравнения для потенциала.

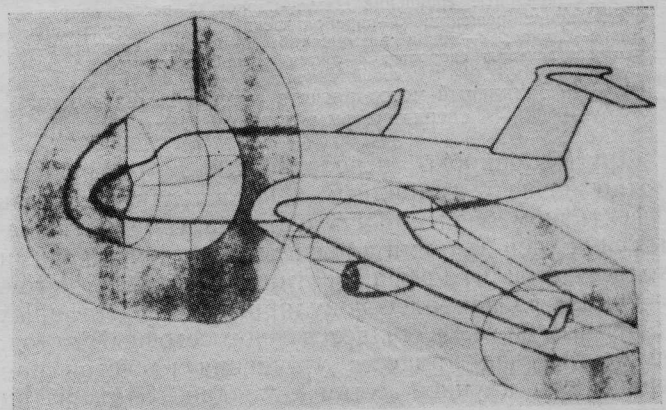
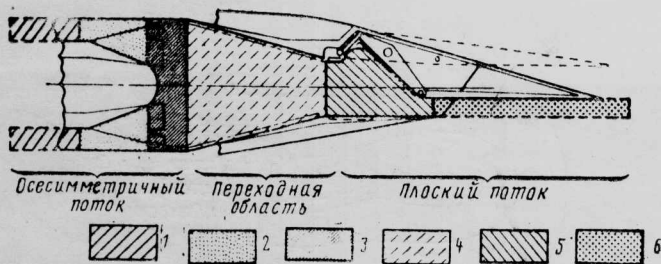


Рис. 14. Пример разбиения на зоны потока, обтекающего самолет

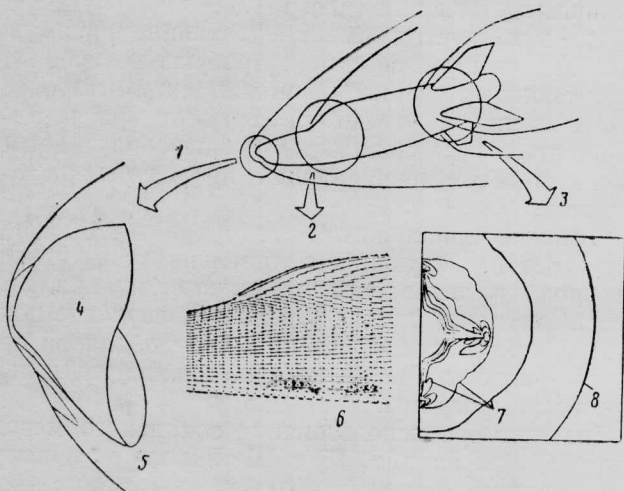
ким соплом. Каждой области течения соответствуют свои расчетные программы.

Во втором примере рассмотрено обтекание реального летательного аппарата. Для расчетов используются три программы, основанные на нестационарных уравнениях Навье—Стокса (обтекание тупой носовой части аппарата), нестационарных уравнениях для расчета течения в отрывных областях и зонах с местным дозвуковым потоком и на «параболизированных» уравнениях Навье—Стокса (зоны вязкого безотрывного и сверхзвукового течения).



1—маршевый метод расчета осесимметричного дозвукового вязкого течения (зона в канале); 2—метод расчета трехмерного невязкого потенциального течения (каналы смесителя); 3—маршевый метод расчета трехмерного трансзвукового вязкого течения (зона смешения); 4—маршевый метод расчета трехмерного дозвукового вязкого течения (переходная зона); 5—метод расчета трехмерного потока (уравнения Навье-Стокса) (горловина); 6—метод расчета трехмерного сверхзвукового вязкого течения (сопло)

Рис. 15. Зональный метод для исследования несимметричного сопла



1—нестационарные уравнения Навье-Стокса; 2—нестационарное продолжение решения; 3—параболический вариант уравнений Навье-Стокса; 4—линия возмущений; 5—носовой скачок; 6—местные векторы скорости; 7—линии равной плотности; 8—носовой скачок

Рис. 16. Зональный метод расчета обтекания тел вязким сверхзвуковым потоком

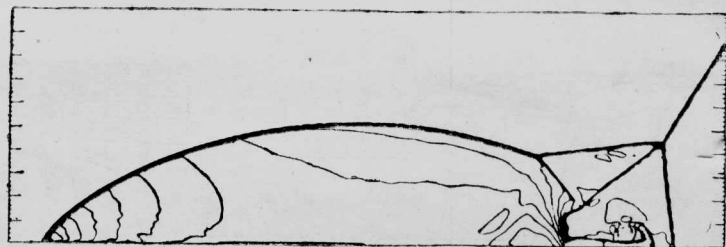


Рис. 17. Контуры равной плотности, полученные гибридным методом расчета сложной системы скачков, образующейся при обтекании наклонной поверхности

при отражении ударной волны от наклонной поверхности.

Для эффективного использования памяти ЭВМ широко применяются методы с адаптивной расчетной сеткой, обеспечивающие перестройку узлов сетки в зависимости от характера течения и концентрирующие узлы в областях с большими градиентами параметров течения.

Результат, полученный при использовании одного из таких методов, представлен на рис. 18, где показаны линии равных давлений в сверхзвуковом потоке, обтекающем ступеньку, и расчетная сетка, отвечающая особенностям течения.

Развитие вычислительных систем. Для расчета обтекания пространственных тел сложной конфигурации необходимы быстродействующие ЭВМ с большим объемом памяти. Оценки показали, что для численного моделирования обтекания полного летательного аппарата необходима ЭВМ с быстродействием не менее 1 млрд. операций в секунду (в режиме с плавающей запятой) и памятью 288 млн. слов (32 млн. слов оперативной памяти и 256 млн. слов внешней памяти). Эти оценки специалистов были приняты в качестве требований к сверхмощной ЭВМ NAS (Numerical Aerodynamic Simulator), создание которой планируется NASA. Самые мощные существующие в настоящее время ЭВМ (класса VI), такие как «Сайбер» 205 (8 млн. слов оперативной памяти, 32 млн. слов внешней памяти, 80 млн. операций в секунду) и Крэй IS (4 млн. слов оперативной памяти, 32 млн. слов внешней памяти, 45 млн. операций в секунду), не отвечают этим требованиям. ЭВМ «Иллиак» IV (0,13 млн. слов оперативной памяти, 12 млн. слов внешней памяти, 35 млн. операций в секунду), машина уже сейчас конструктивно устаревшая, также не имеет необходимой мощности (рис. 19).

В прошлом отсутствовал экономический стимул для производства больших ЭВМ для научных исследований. В настоящее время спрос на большие ЭВМ растет, что является прямым результатом осознания зависимости прогресса во многих технических дисциплинах (вычислительная химия, метеорология, сейсмология, ядерная физика, физика плазмы и др.) от развития ЭВМ.

NASA планирует разработать вычислительную систему NAS, которая со временем будет иметь быстродействие 1 млрд. операций в секунду. Основная цель этой программы — разработать и создать сверхмощную вычислительную систему для решения трехмерных уравнений динамики вязкой жидкости, ориентированную на решение задач аэродинамики. Это будет установка с необходимым вспомогательным оборудованием, таким как гра-

Другой широко используемый метод расчета можно назвать гибридным. Он основан на очень эффективном базисном численном алгоритме, который дополнен другими алгоритмами, улучшающими сходимость или повышающими скорость расчетов.

Одним из наиболее популярных и эффективных гибридных методов является многосеточный метод. Он основан на процессе уточнения расчетов при переходе от крупной сетки к мелкой. Этот метод был с успехом использован для решения уравнений для полного потенциала, однако его эффективность при решении уравнений Эйлера и Навье-Стокса еще не была продемонстрирована. Имеется, однако, возможность использовать его для ускорения сходимости в тех случаях, когда промежуточное решение не представляет интереса.

Для расчета трехмерных течений, содержащих разрывы, такие как ударные волны, поверхности с тангенциальным разрывом, с успехом используются гибридные методы, называемые методами поправок. Они основаны на существующих численных процедурах, куда включены поправочные члены для повышения эффективности захвата разрыва. Результат использования такого метода представлен на рис. 17, где показаны линии равных плотностей в зоне со сложной системой скачков, образующихся

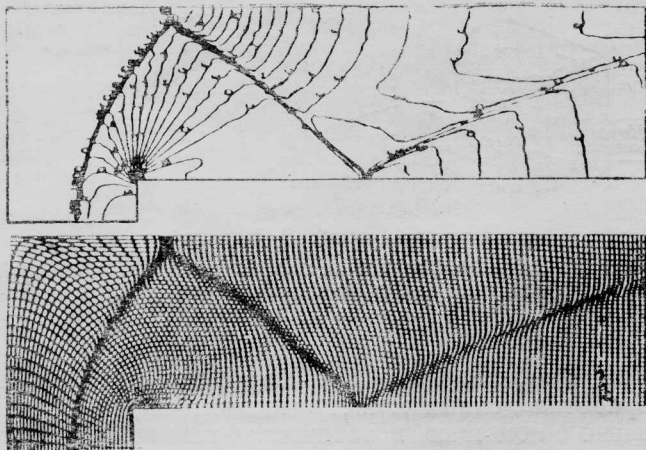


Рис. 18. Изобары (вверху) и расчетная адаптивная сетка (внизу)

фоностроительные устройства и средства связи через спутники.

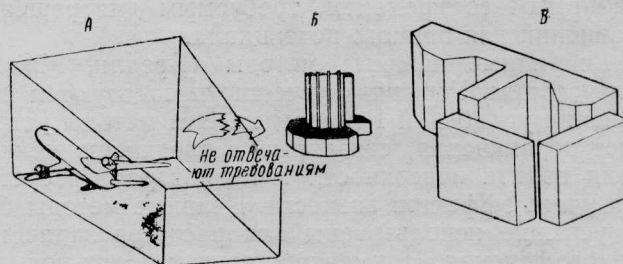
Последним достижением в области вычислительной техники в США является ЭВМ Крэй X-MP, которую предполагалось построить во втором квартале 1983 г. Эта двухпроцессорная ЭВМ должна иметь максимальное быстродействие 470 млн. оп/с (при операциях с векторами) и объем оперативной памяти 4 млн. слов. Кроме того, разрабатывается ЭВМ Крэй 2, которая будет иметь в 6 раз большее быстродействие, чем ЭВМ Крэй 1, при скалярных операциях и в 12 раз — при векторных. Эта машина будет иметь 4 процессора. Для отвода тепла каждый процессор погружен в резервуар с инертным газом в жидком состоянии. Размеры этой ЭВМ (диаметр 0,965 м, высота 0,66 м) в три раза меньше, чем ЭВМ Крэй 1.

Фирма CDC (Control Data Corporation) планирует создать в третьем квартале 1985 г. ЭВМ «Сайбер» 2XX. Она будет иметь 2 или 4 процессора и быстродействие 1 млрд. операций в секунду. Японские фирмы Фудзицу и Хитати планировали создать свои новые ЭВМ в последнем квартале 1983 г. Характеристики ЭВМ этих фирм очень близки к показателям ЭВМ Крэй 2 и CDC «Сайбер» 205. К 1990 г. японские фирмы рассчитывают построить супер-ЭВМ с быстродействием 10 млрд. операций в секунду.

Рост быстродействия больших ЭВМ для научных исследований иллюстрируется на рис. 20. Вертикальные отрезки на символах указывают диапазон быстродействия для каждой ЭВМ. Пунктирная кривая соответствует прогнозам Лос-Аламосской научной лаборатории, сделанным в 1976 г. Вычислительная система NAS отмечена затемненным кружком. Предполагается, что она вступит в строй в 1988 г. Тенденции повышения быстродействия ЭВМ дают основания считать реальным достижение расчетных характеристик систем NAS.

Прочие проблемы развития вычислительной аэрогидродинамики. К другим проблемам развития ВАД, важным с точки зрения пользователей вычислительных систем, относятся: 1) разработка алгоритма, 2) представление сложной геометрии исследуемого аппарата, 3) обработка входных и выходных данных.

Разработка алгоритма. За последние 15 лет эффективность вычислений за счет улучшения алго-



А. Требования к перспективной вычислительной системе для реалистического численного моделирования обтекания летательных аппаратов: максимальное быстродействие 1 млрд. операций в секунду; память 228 млн. слов (32 млн. слов оперативной памяти, 256 млн. слов внешней памяти).

Б. ЭВМ Крэй 1S: 45 млн. операций в секунду, 36 млн. слов памяти.

В. ЭВМ «Сайбер» 205: 80 млн. операций в секунду, 40 млн. слов памяти.

Рис. 19. Требуемая и располагаемая мощность ЭВМ

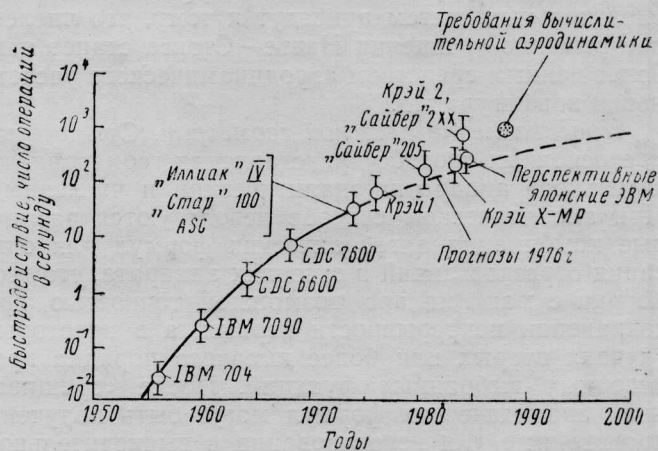


Рис. 20. Тенденции развития ЭВМ

ритмив для уравнений потенциального течения увеличивалась в среднем на 1 порядок и для уравнений Рейнольдса — на 2 порядка каждые десять лет.

В истории разработки численных алгоритмов можно отметить ряд важных этапных достижений, которые существенно воздействовали на прогресс ВАД. К ним относятся конечно-разностный метод первого порядка, разработанный Лексом и позволивший точно рассчитывать течения со скачками. Метод второго порядка Лекса—Уэндролфа позволил получить более точное решение для поля течения, особенно вблизи ударной волны. Метод Маккормака позволил отказаться от декартовой системы координат без введения сложных поправочных формул.

Улучшение алгоритма для решения уравнений Эйлера было сделано Джеймсоном. В этом методе применяются сглаживающие члены в уравнениях для увеличения устойчивости расчетов. Методы с использованием уравнений Эйлера постепенно вытесняют релаксационные методы с использованием уравнений для полного потенциала, поскольку исключается предположение об отсутствии вихрей. Это приводит к более точному моделированию течения. От программиста не требуется определять заранее расположение всех поверхностей с тангенциальным разрывом и линий отрыва, как это требуется при формулировке задачи для полного потенциала. Кроме того, время счета, требуемое для достижения стационарного решения при использовании релаксационных методов, становится

сравнимым со временем, требуемым для решения уравнений для полного потенциала.

Гибридные неявные методы (Бредли, Макдональд, Бийм, Уорминч) успешно используются при решении уравнений Рейнольдса. Эти методы устраняют ограничения, связанные с введением мелкой сетки вблизи поверхности тела, которая требуется для учета эффектов вязкости. Неявные методы были успешно использованы для расчетов задач невязкого течения. Применение этих методов повысило сходимость на один-два порядка по сравнению с явными методами.

По-видимому, невозможно создать универсальный и достаточно эффективный алгоритм, который побудит проектировщиков-аэродинамиков перейти на уравнения Навье—Стокса в своей повседневной работе. Однако создание новых эффективных алгоритмов и улучшение общей эффективности вычислительных систем приведут к тому, что численное решение уравнения Навье—Стокса станет наиболее ценным средством аэродинамического расчета новой конфигурации.

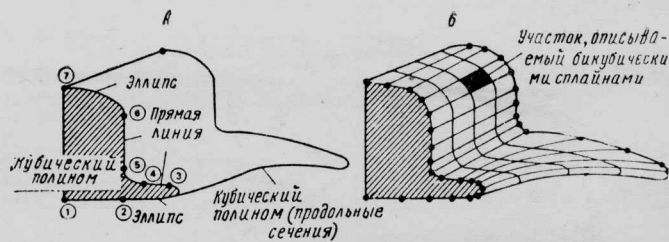
Представление сложной геометрии. Существуют два основных способа представления геометрии летательного аппарата: аналитический и численный. При аналитическом способе используются различные комбинации алгебраических формул для описания отрезков линий в сечениях аппарата, его геометрии с максимально возможной точностью при сохранении непрерывности первых, а в некоторых случаях вторых или более высокого порядка производных выбранных функций. После «сращивания» аналитических формул могут быть получены производные для использования в вычислительной программе. Пример аналитического задания геометрии сечения представлен на рис. 21, А.

Численный способ представления геометрии основывается на задании координат дискретных точек (рис. 21, Б). Это могут быть, например, координаты точек серии поперечных сечений. Затем на основе этой дискретной численной информации формируются аппроксимирующие непрерывные функции (например, параметрические полиномы третьей степени). Такие способы задания геометрии типичны при использовании панельных аэродинамических методов или при расчете конструкции методом конечных элементов.

Применение этих процедур для численного решения конечно-разностными методами требует программы перехода от исходной координатной системы в другую систему, используемую в расчетном алгоритме.

Численные способы, по-видимому, более удобны, чем аналитические, из-за простоты описания сложных конфигураций.

Обработка входных и выходных данных. Расчеты трехмерных течений на мощных ЭВМ требуют обработки огромного объема входных и главным образом выходных данных. От этого процесса зависят возможности исследователя, который должен рассмотреть результаты расчетов, сделать выводы и сформулировать новые подходы к решению проблемы. Поэтому возникает необходимость в эффективном управлении огромным массивом информации, в создании оптимального процесса обработки входных и выходных данных.



А—аналитический способ; Б—численный способ

Рис. 21. Задание сложной геометрии на примере средней секции фюзеляжа воздушно-космического самолета системы «Спейс Шаттл»

Предварительная, промежуточная и конечная обработка данных может выполняться эффективно только с помощью новейших систем графического представления информации. Таким образом, эффективное использование мощных ЭВМ требует сети периферийных мини-ЭВМ, связанных с графическими терминалами.

Возникает проблема оптимального (с точки зрения понимания и анализа) представления информации. Один из возможных путей решения этой проблемы — применение дисплеев на цветных ЭЛТ для получения изображений обтекаемых тел в потоке.

Графические дисплеи и соответствующее математическое обеспечение дают возможность записывать динамику процесса в цвете на кино- или магнитной пленке.

Создание таких цветных кино- и видеозаписей обходится дорого. Обработка информации для динамического отображения моделируемого процесса потребует значительных затрат машинного времени (исчисляемого минутами на ЭВМ Крэй), однако эти затраты могут оправдать себя.

Требования пользователя к вычислительным программам. До последнего времени программы ВАД обычно разрабатывались одним специалистом. Эти программы было очень трудно модифицировать, и они не были надежными, т. е. не гарантировали решения в случае рассмотрения сходной задачи или при значительном отличии параметров потока. Ожидается, что программы для супер-ЭВМ будут создаваться целой группой исследователей и программистов.

До передачи пользователям эти программы должны быть всесторонне проверены, сертифицированы и снабжены исчерпывающей документацией. Американский аэродинамик Миранда предложил определять эффективность программ ВАД следующей формулой: Эффективность = Качество × Приемлемость. В понятие «Качество» входит хорошее физическое соответствие математической модели моделируемому явлению и точность решения. «Приемлемость» — это пригодность для решения данного класса задач; удобство использования (простота, надежность, гибкость); допустимые затраты (работа операторов, время счета на ЭВМ); удобство содержания носителя программ, процессы развития.

При разработке программы для супер-ЭВМ следует предусмотреть возможность использования этой программы и на менее мощных ЭВМ с другой архитектурой.

Вопросы распространения вычислительной техники и средств математического обеспечения. В США введены ограничения на передачу другим странам ЭВМ, средств математического обеспечения и другой открытой информации, относящейся

к ВАД. Исключением могут быть случаи обмена равноценной информацией или техникой. Эта политика направлена на обеспечение лидерства США не только в области ВАД, но и в других областях, где США занимают ведущие позиции.

Хотя открытые публикации могут содержать описание новых эффективных методов решения трудных проблем, они обычно не содержат всех тонкостей, которые могли бы позволить быстро создать эффективную программу. В этих работах обычно не публикуются листинги программ. Другими словами, детали, которые необходимо знать для создания надежно работающей программы, в ряде случаев намеренно не даются. Таким образом, обеспечивается временный запас (обычно 6—12 месяцев, кроме времени на публикацию), позволяющий авторам статьи и их организации монополюльно использовать новые технику и методы, прежде чем они будут освоены и начнут применяться другими.

Наиболее эффективно распространение информации о ВАД осуществляется путем личных контактов специалистов на технических конференциях, в процессе консультаций и договорных работ и т. д. Эта форма распространения обеспечивает передачу новейшей информации без запаздывания, связанно-

го с публикацией. Что еще более важно, при этом могут сообщаться необходимые детали, обычно опускаемые в публикациях.

В настоящее время США значительно продвинулись вперед в области разработки и производства больших ЭВМ для научных исследований. Однако США начинают испытывать здесь сильную конкуренцию со стороны Японии. Создание вычислительной системы NAS поможет США удерживать ведущие позиции в аэрокосмической области. Однако, по мнению американских специалистов, одна эта государственная программа не достаточна для удержания лидирующих позиций в других областях, требующих использования мощных ЭВМ. В связи с этим консорциум из 15 фирм-производителей ЭВМ создал бесприбыльную корпорацию по микроэлектронике ЭВМ для изучения перспективных концепций, относящихся к схемам и архитектуре вычислительных систем. Кроме того, они пытаются убедить правительство США, что американские фирмы, выпускающие ЭВМ, не могут больше успешно конкурировать на мировом рынке без государственной поддержки.

Референт Г. Л. Королев.

УДК 629.735.33.015.3.025.1 : 532.526

ЛЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ МЕТОДОВ ОСЛАБЛЕНИЯ ВИХРЕВОГО СЛЕДА САМОЛЕТОВ*

С 1974 г. NASA ведет интенсивные летные испытания, исследования в аэродинамических трубах и на других наземных установках с целью оценки различных аэродинамических методов ослабления интенсивности вихревого следа или спутной струи самолетов. Ниже представлен обзор результатов этих экспериментов, в том числе новых результатов работ по изучению влияния отклоненных и колеблющихся интерцепторов и элеронов на параметры вихревого следа самолетов L-1011 и B-747 (эксперименты 1976—1980 гг.). Основной объем испытаний выполнен при отклоненных интерцепторах, так как этот метод наиболее просто осуществляется на практике.

Самолет-генератор вихревого следа L-1011 был оборудован дымовыми трассерами (по два на каждом крыле) для визуализации следа. Трассеры устанавливались в местах зарождения вихрей: в корне и на законцовке крыла и у внешних по размаху торцов каждой из двух секций закрылков. Благодаря визуализации вихрей облегчался контакт со следом легкого, специального оборудованного самолета-зонда, с помощью которого оценивалось воздействие спутной струи. Взаимное расположение легкого и тяжелого самолетов в полете показано на рис. 1. Основное внимание при анализе возмущающего воздействия следа обращалось на движение легкого самолета по крену.

Расстояние между самолетами при исследованиях изменялось от 22,2 до 3,7 км. По современным

требованиям допустимое расстояние зависит от весового класса самолета, следующего за тяжелым самолетом, и может быть равно 11,1; 9,3; 7,4 или 5,6 км. Целью исследований было добиться ослабления вихревого следа, позволяющего уменьшить до 5,6 км интервал между легким и тяжелым самолетами, имеющими вес, соответствующий условиям захода на посадку. В полете расстояние между самолетами измерялось бортовым радиодальномером, установленным на легком самолете, и регистрировалось. Аппаратура, которой был оснащен легкий самолет, обеспечила определение зависимости действующего момента крена по времени. На рис. 2 показан характер изменения регистрируемых параметров, необходимых для расчета коэффициента момента крена, индуцированного вихрями

$$m_{xv} = \frac{\dot{\omega}_x I_x}{qSl} = \left(m_{xv}^{\delta_3} \delta_3 + m_{xv}^{\omega_x} \frac{\omega_x l}{2V_{\text{нст}}} \right).$$

Использование для оценки интенсивности воздействия вихревого следа коэффициента момента

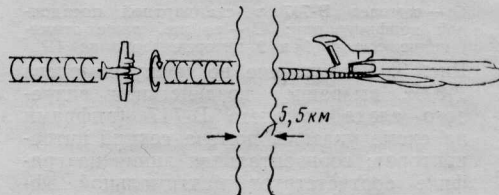


Рис. 1. Относительное расположение легкого и тяжелого самолетов в летных исследованиях вихревого следа

* Barber M. R., Tymczyszyn J. J. Wake vortex attenuation flight tests: a status report.

Cockpit, 1982, v. 17, IV—VI, N 2, p. 6—26.

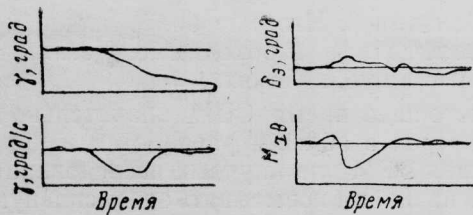


Рис. 2. Характер изменения параметров, регистрируемых аппаратурой самолета в вихревом следе

крена предпочтительно, так как по углу, скорости или ускорению движения крена интенсивность следа оценить затруднительно. Дело в том, что пилот легкого самолета должен постоянно управлять его движением, чтобы удерживать самолет в области воздействия следа. При оценке воздействия следа по моменту крена учитывается влияние отклонения элеронов и демпфирования крена и непосредственно определяется реакция самолета на воздействие вихря.

Наряду с использованием легкого самолета для определения интенсивности воздействия исходного и ослабленного вихревого следа измерялись значения составляющих скорости в следе с помощью аэродромных систем: лазерного доплеровского измерителя скорости и акустического локатора. Оценка методов ослабления воздействия вихревого следа велась визуально и по фотографиям следа. Наиболее эффективные варианты воздействия вихревого следа изучались по записям регистрирующей аппаратуры легкого самолета и аэродромных систем измерения скорости в следе.

Интенсивность воздействия вихревого следа на легкий самолет иллюстрирует представленная на рис. 3 зависимость коэффициента момента крена, действующего на самолет Т-37В при полете в следе самолета В-747 на различных удалениях. Как видно, эффективность элеронов самолета Т-37В недостаточна для парирования момента крена в следе самолета в стандартной посадочной конфигурации — соответствующие значения коэффициента момента крена отмечены на рис. 3 кружком. Отклонение первой и второй секций интерцепторов на

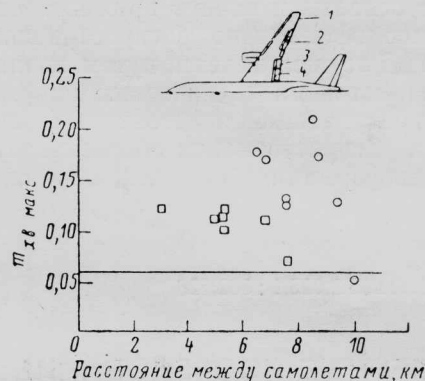


○ — самолет В-747 в стандартной посадочной конфигурации; □ — то же, плюс отклонение секций 1 и 2 интерцепторов на 41°

Рис. 3. Возмущение по крену самолета Т-37В, вызванное воздействием вихревого следа самолета В-747 (цифрами на схеме указаны номера секций интерцепторов; горизонтальная линия на графике соответствует максимальной эффективности элеронов самолета Т-37В; $m_x в макс$ — максимальное значение коэффициента возмущающего момента крена)

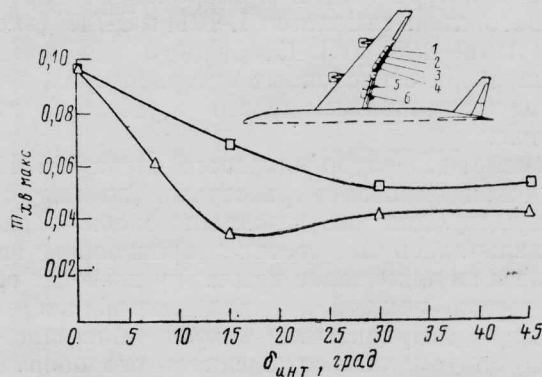
41° приводит к ослаблению воздействия спутного следа, но эффективность элеронов тем не менее недостаточна для его парирования. Соответствующие воздействию следа, ослабленного отклоненными интерцепторами, значения коэффициента момента крена отмечены на рис. 3 квадратными символами. Разрушающее влияние на вихревой след отклонения интерцепторов было подтверждено для самолетов L-1011 и DC-10 при испытаниях моделей в аэродинамической трубе и в гидроканале, а затем и в летных испытаниях самолета L-1011.

На рис. 4 показано, что коэффициент момента крена при отклонении секций 2, 3 и 4 интерцепторов на 45° значительно уменьшается по сравнению с исходным при полете за самолетом в посадочной конфигурации с неотклоненными интерцепторами. Тем не менее даже при ослабленной спутной струе эффективность элеронов само-



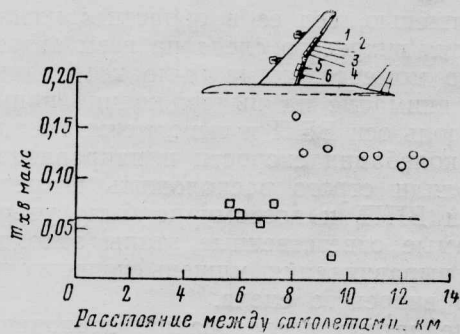
○ — самолет L-1011 в стандартной посадочной конфигурации; □ — то же плюс отклонение секций 2, 3 и 4 интерцепторов на 45°

Рис. 4. Возмущение по крену самолета Т-37В, вызванное воздействием вихревого следа самолета L-1011 (цифрами на схеме указаны номера секций интерцепторов; горизонтальная линия на графике соответствует максимальной эффективности элеронов самолета Т-37В)



□ — отклонены 1 и 2 секции интерцепторов; △ — отклонены 2, 3 и 4 секции интерцепторов

Рис. 5. Результаты измерений в аэродинамической трубе момента крена, действующего на крыло модели самолета «Лирджет»; помещенной на расстоянии, равном 7,8 размаха крыла, позади модели самолета В-747 с выпущенным шасси и отклоненными интерцепторами при $c_y = 1,2$ (цифрами на схеме указаны номера секций интерцепторов; максимальная эффективность элеронов самолета Т-37В соответствует коэффициенту момента крена 0,058)



○ — самолет В-747 в стандартной посадочной конфигурации; □ — то же плюс отклонение секций 2, 3 и 4 интерцепторов на 30°

Рис. 6. Возмущение по крену самолета Т-37В, вызванное воздействием вихревого следа самолета В-747 (цифрами на схеме указаны номера секций интерцепторов; горизонтальная линия на графике соответствует максимальной эффективности элеронов самолета Т-37В)

лета Т-37В недостаточна для парирования действующего момента крена. Поскольку отклонение трех секций интерцепторов на самолете L-1011 было более эффективно, чем отклонение двух секций на самолете В-747, были выполнены дополнительные испытания модели самолета В-747 в аэродинамической трубе при отклонении трех секций интерцепторов.

Как показано на рис. 5, коэффициент момента крена, действующего на помещенную в следе мо-

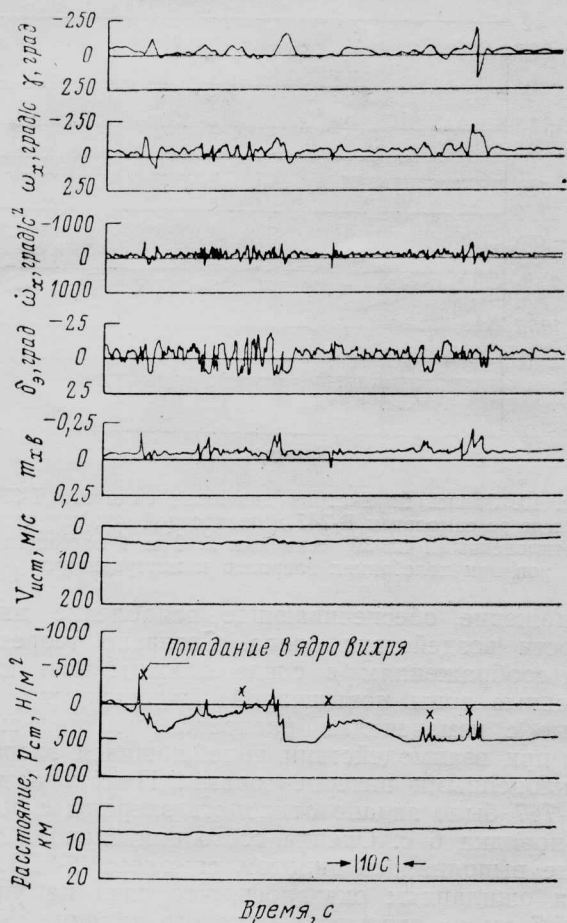


Рис. 7. Запись параметров движения самолета Т-37В в следе за самолетом В-747 в стандартной посадочной конфигурации; $P_{ст}$ — статическое давление, измеренное датчиком на носовой штанге самолета

дель самолета «Лирджет», существенно уменьшался при отклонении трех секций элеронов по сравнению с двумя. Наибольшая эффективность разрушения следа достигается при отклонении трех секций интерцепторов на 15°. Малые углы отклонения привлекательны ввиду отсутствия тряски и ослабления других неблагоприятных воздействий интерцепторов на характеристики самолета.

Отклонение на 30° секций трех интерцепторов (2, 3 и 4) самолета В-747 оказало существенное влияние на разрушение следа. Соответствующие значения коэффициента момента крена обозначены на рис. 6 кружками для отклоненных интерцепторов и квадратами для исходной посадочной конфигурации самолета В-747. Проверка в полете отклонения интерцепторов на 15° показала (вопреки результатам испытаний в аэродинамических трубах) их недостаточную эффективность.

Ослабление воздействия вихревого следа, достигавшееся при отклонении трех секций интерцепторов самолета В-747, оказалось более значительным, чем зарегистрированное в других исследованиях с помощью этого самолета и самолета L-1011. На рис. 7 и 8 показано воздействие на параметры движения крена самолета Т-37В вихревого следа самолета В-747 в стандартной посадочной конфигурации и при отклонении секций 2, 3 и 4 интерцепторов на 30°. Попадание самолета Т-37В в след самолета В-747 стандартной конфигурации (рис. 7) приводило к созданию значительного (свыше 90°) крена и в одном случае — к полной бочке. При отклоненных интерцепторах самолета В-747 (рис. 8) углы крена самолета Т-37В значительно уменьшились. Об ослаблении интенсивности вихревого следа свидетельствуют также меньшие перепады статического давления, регистрируемые с помощью

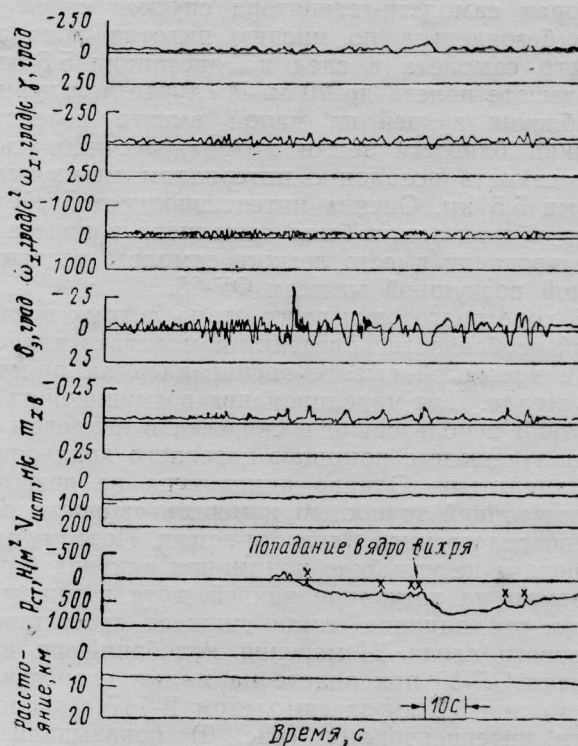


Рис. 8. Запись параметров движения самолета Т-37В в следе за самолетом В-747 в посадочной конфигурации с отклоненными на 30° секциями 2, 3 и 4 интерцепторов

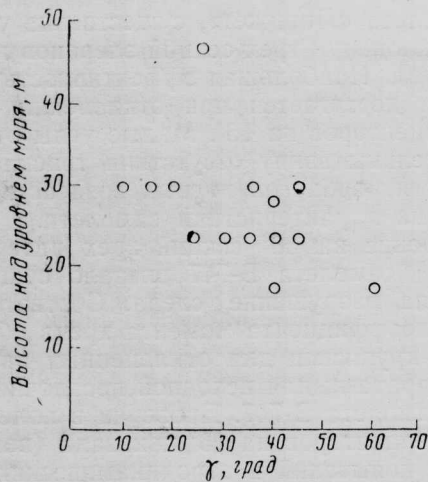


Рис. 9. Замеры угла крена мишени QF-86, следующей на расстоянии 5,5 км на малой высоте за самолетом В-747 с отклоненными интерцепторами

датчика на носовой штанге самолета Т-37В в моменты пересечения ядра вихря и отмечены на рис. 7 и 8 крестиками. Как видно на рис. 9, пилот, парируя момент времени, выдерживает угол крена около 30° , и лишь в одном случае крена достигает 60° . Темп нарастания крена и угловой скорости крена уменьшился, что очень существенно при неожиданном для пилота попадании самолета в вихревой след. Такого поведения самолета следовало ожидать, так как интенсивность момента крена лишь незначительно превосходит эффективность элеронов самолета Т-37В (рис. 6).

Существенное ослабление воздействия вихревого следа на самолет-зонд при отклоненных интерцепторах самолета-генератора спутной струи сделало безопасным, по мнению пилотов, попадание легкого самолета в след на дистанции 5,5 км и при высоте полета до 70 м. В случае дальнейшего ослабления вихрей на малой высоте вследствие влияния близости земли можно рассчитывать на допустимость посадок с интервалом между самолетами 5,5 км. Оценка интенсивности воздействия следа вблизи земли была выполнена в полете при использовании вместо легкого самолета телеуправляемой воздушной мишени QF-86.

В ходе подготовки этого этапа летных исследований особенности поведения самолета в вихревом следе на малой высоте оценивались на пилотажном стенде. Для моделирования возмущающих воздействий использовались скорости в вихревом следе, полученные с помощью лазерного доплеровского измерителя. Однако аппаратура не позволяла с достаточной точностью измерять скорости следа в непосредственной близости земли. Поэтому моделирование не углубило понимания влияния близости земли на затухание вихрей, хотя и указывало на то, что влияние земли снижает интенсивность вихревого следа. Измерения колебаний по крену мишени QF-86 при полете на малых скоростях на расстоянии 5,5 км за самолетом В-747 с отклоненными интерцепторами (рис. 9) показывали, что угол крена мишени на высоте 20 м, т. е. заведомо в пределах влияния земли, достигал 60° . Посадки мишени 7 раз выполнялись при полете на удалении 7,4 км за самолетом В-747. Оператор, управля-

ющий мишенью, вел ее в области максимального воздействия вихревого следа на всем этапе захода вплоть до момента, когда было необходимо переключить внимание на выдерживание направления полета вдоль оси ВПП и выполнение посадки. При посадке колебания скорости и направления ветра не позволяли строго расположить вихревой след вдоль оси ВПП, и поэтому не было уверенности, что в самые ответственные этапы захода на посадку и выравнивания мишень подвергалась воздействию вихревого следа.

В ходе летных исследований, проводившихся с использованием телеуправляемой мишени, было решено выполнить один режим для оценки влияния на вихревой след колебательных отклонений элеронов. Интерцепторы при этом были отклонены

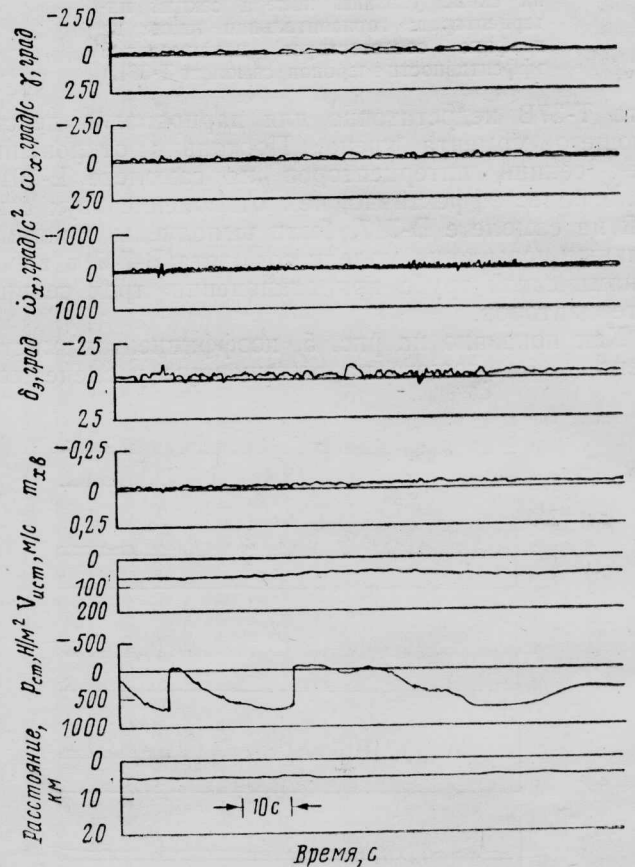
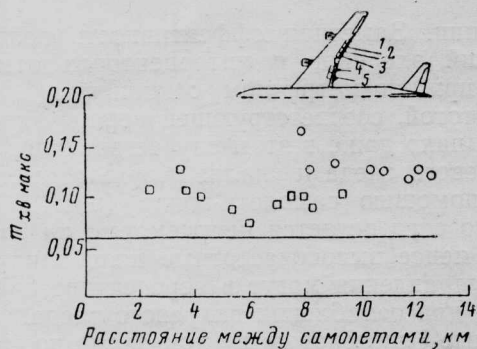


Рис. 10. Запись параметров движения самолета Т-37В в следе за самолетом В-747 в посадочной конфигурации с отклоненными на 30° секциями 2, 3 и 4 интерцепторов при колебаниях элеронов и интерцепторов

в положение, обеспечивающее ослабление интенсивности воздействия следа. Согласно теоретическим соображениям в следе должны возникнуть локальные зоны повышенной интенсивности, связанные с изменениями распределения подъемной силы при взаимодействии колеблющихся элеронов с отклоненными интерцепторами. Пилоту самолета В-747 было задано отклонять элероны с периодом порядка 6 с. Оценка состояния следа в этом полете выполнялась пилотом самолета Т-37В. Вопреки ожиданиям оказалось, что след на удалении 5,5 км не оказывает никакого влияния на самолет-зонд. Неожиданность этого результата заставила провести дополнительные летные исследования, чтобы понять причину этого явления и объяснить связь ослабления следа с перемещением



○ — самолет В-747 в стандартной посадочной конфигурации; □ — то же, но при колеблющихся относительно среднего положения (30°) секциях 2, 3 и 4 интерцепторов и колеблющихся элеронах

Рис. 11. Возмущение по крену самолета-зонда Т-37В, вызванное воздействием вихревого следа самолета В-747 (цифрами на схеме указаны номера секций интерцепторов; горизонтальная линия на графике соответствует максимальной эффективности элеронов самолета Т-37В)

элеронов и интерцепторов. Исследования велись при различных комбинациях фиксированных и колебательных отклонений элеронов и интерцепторов.

На рис. 10 показаны результаты измерений реакции самолета Т-37В на воздействие следа, возникающего при колебании элеронов и интерцепторов. Для этих исследований секции 2, 3 и 4 интерцепторов первоначально устанавливались под углом 30° и отклонялись одновременно с элеронами: на уборку — на поднимающемся крыле и на выпуск — на опускающемся. Штурвал отклонялся почти на полный ход с периодом 6 с, а колебания элеронов достигали примерно $\pm 7^\circ$. Как видно на рис. 10, движения самолета Т-37В по крену настолько незначительны, что трудно решить, являются ли они результатом воздействия следа или действий пилота по вводу самолета в след. Измерения статического давления также не обнаруживают существенных отклонений, обычных при понижении давления в ядре вихря. Максимальное значение коэффициента момента крена в этом режиме не превосходило 0,045 и только один раз достигло этой величины. Возможно, что и это значение связано с нечетким пилотированием самолета-зонда и локальным усилением вихревого следа. Результаты, приведенные на рис. 7, 8 и 10, показывают, что след, ослабленный колебаниями элеронов и интерцепторов, создает гораздо меньшие изменения угла крена и угловой скорости крена самолета-зонда (рис. 10), чем в других случаях (рис. 7 и 8). По отзывам пилотов легкого самолета, попадание в след, ослабленный воздействием колебаний элеронов и интерцепторов, сравнимо с полетом в условиях легкой или умеренной атмосферной турбулентности.

Испытания проводились также при колебании элеронов и убранных интерцепторах и при симметрично отклоняемых интерцепторах на правом и левом крыльях (в режиме воздушных тормозов) в пределах 15° — 30° . При таком отклонении крен самолета-зонда не развивается.

Сводка результатов измерений максимальных значений моментов крена для пяти режимов с колебательным отклонением элеронов или интерцепторов дана на рис. 11. Видно, что момент крена

существенно убывает и эффективность управления в основном достаточна для его парирования. Практически полное разрушение вихревого следа при колебаниях элеронов и интерцепторов обеспечивалось на расстоянии всего 4,6 км позади тяжелого пассажирского самолета в посадочной конфигурации. Ранее разрушение вихревого следа на таком расстоянии достигалось при изменении углов отклонения внутренней и внешней секций закрылков, однако после выпуска шасси интенсивность следа вновь возрастала, что делало метод практически неприменимым на посадке. Понятно, что колебания элеронов и интерцепторов, приводящие к кренению пассажирского самолета на конечном участке захода на посадку, неприемлемы и не могут применяться для ослабления вихревого следа. Однако

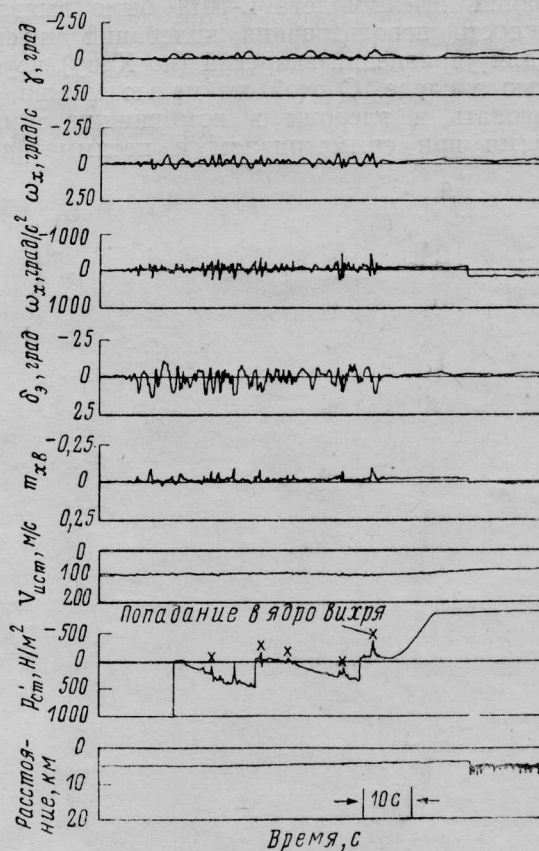


Рис. 12. Запись параметров движения самолета Т-37В в следе за самолетом L-1011 в посадочной конфигурации с отклоненными на 30° секциями 2, 3 и 4 интерцепторов при асимметричных колебаниях элеронов и секций 2, 3, 4, 5 интерцепторов с периодом 2,3 с

изучение этого метода и выяснение механизма ослабления вихрей представляют интерес.

Углубленный анализ влияния колебаний поверхностей управления на вихревой след будет выполнен на основе исследований с использованием установки для изучения вихрей в НИЦ им. Лэнгли. В качестве генератора вихрей в исследованиях используется модель самолета В-747. При отклонениях поверхностей управления модель не колеблется и ее крыло сохраняет горизонтальное положение. Если испытания модели подтвердят достигшееся в полете ослабление вихревого следа, это позволит уточнить методику и оптимизировать применение отклонения поверхностей управления.

Изучение воздействия отклоняемых поверхностей на вихревой след выполнялось также на самолете L-1011. Этот самолет особенно удобен для таких испытаний, так как имеет системы непосредственного управления подъемной силой и активного управления элеронами. Это позволяет гибко использовать поверхности управления в колебательном режиме отклонения.

Испытания на самолете L-1011 не подтвердили обнадеживающих результатов, полученных при колебательных отклонениях поверхностей управления самолета В-747. Расхождение результатов может быть связано с различиями систем управления самолетов В-747 и L-1011, не позволявшими точно согласовать отклонения интерцепторов.

Наиболее интересным результатом летных исследований на самолете L-1011 было выявление возможности использования колебаний интерцепторов для управления вихревой (по Кроу) неустойчивостью в следе. С этой же целью можно было использовать и элероны в комбинации с интерцепторами при симметричном и несимметричном

отклонении. Заметная эффективность воздействия колебаний элеронов и интерцепторов отмечалась только при симметричном отклонении с наивысшей частотой, соответствующей периоду колебаний 2,3 с. Однако даже в этом случае визуальная оценка вихревого следа и анализ результатов, полученных с помощью самолета-зонда (рис. 12), показали, что след остается неприемлемо интенсивным. Тем не менее высокочастотные колебания поверхностей управления могут в перспективе найти применение для ослабления вихревого следа.

Летные исследования показали возможность ослабления вихревого следа путем перераспределения нагрузки по размаху крыла и воздействия на динамическую устойчивость вихрей. Оба метода, видимо, неприменимы в эксплуатационной практике, однако более углубленное изучение механизма воздействия на спутную струю колеблющихся поверхностей управления может привести к созданию практически приемлемого метода для использования на транспортных самолетах.

Референт *Е. В. Малютина.*

«ТИ», ОНТИ ЦАГИ, 1984, № 3, 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), Ю. Я. Шилов (ответственный редактор).

Технический редактор **О. В. Колоколова**

Корректор **Л. Д. Курдюкова**

Сдано в набор 30.12.83.

Подписано в печать 17.02.84.

Формат бумаги 60×90¹/₈.

Типографская № 1.

Литературная гарнитура.

Высокая печать.

Бум. л. 2,0.

Усл. печ. л. 4,0.

Уч.-изд. л. 4,9.

Тираж 2872 экз.

Цена 75 к.

Типография ЦАГИ. Зак. 1902.

