



НОВОСТИ ЗАРУБЕЖНОЙ НАУКИ И ТЕХНИКИ

Серия: АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА

ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Использование ЭВМ при испытаниях в аэродинамических трубах	1
Организация испытаний в аэродинамических экспериментальных установках научно-испытательного центра ONERA	4
Новая аэродинамическая труба малых скоростей Голландии	13
Система визуализации для тренажеров воздушного боя	14
Испытания моделей и теплозащитных плиток МВКА „Спейс Шаттл“ в аэродинамических трубах NASA	19
Одиннадцатый орбитальный полет МВКА „Спейс Шаттл“	24

УДК 533.6.071(73)

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ЭВМ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ В АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБАХ*

При создании самолета, ракеты или космического корабля с момента разработки и до стадии окончательной сборки аппарата используются результаты наземных испытаний, теоретические и инженерные расчеты аэродинамических характеристик. На разработку летательных аппаратов (ЛА) в значительной степени влияют результаты испытаний в аэродинамических трубах (АДТ) и анализ предварительных летных испытаний.

Подготовленный к полету ЛА должен окончательно подтвердить правильность исследований в АДТ и моделирования на ЭВМ. Для повышения эффективности применения АДТ и расчетов на ЭВМ необходимо сравнивать результаты летных испытаний и машинного моделирования.

Значительное увеличение объема испытаний, необходимых для разработки самолетов и космических систем на высоком техническом уровне, заставило специалистов обратить внимание не только на характеристики АДТ, но и на усовершенствование систем сбора данных, повышение качества потока и точности проводимых измерений. На рис. 1 показано постепенное увеличение объема испытаний в АДТ по программам самолетов и воздушно-космических аппаратов, разрабатывавшихся в 1900—1980-х годах. Погрешности получаемых экспериментальных данных были уменьшены, но точность основных измерений и качество потока в АДТ все еще нуждаются в улучшении.

В настоящее время в аэродинамических трубах для расчета характеристик сложных течений и для управления особо сложными испытаниями применяются ЭВМ. С помощью ЭВМ обеспечивается автоматизированное управление работой экспериментальных установок. Кроме того, ЭВМ все больше используются в системах автоматизированного проектирования ЛА.

Возможно, что в НИОКР по авиационной технике ЭВМ займут равное место с экспериментальными наземными установками в течение двух ближайших десятилетий. Представленная на рис. 2 тенденция не означает, что произойдет сокращение

испытаний в АДТ на 50%, а показывает, что значительная часть НИОКР по программам перспективных самолетов и ракет будет вестись с применением вычислительной техники. Ожидается, что ЭВМ будут в большей мере обеспечивать проектирование сверхзвуковых ЛА ($M=2$), чем гражданских самолетов. Это объясняется тем, что частные

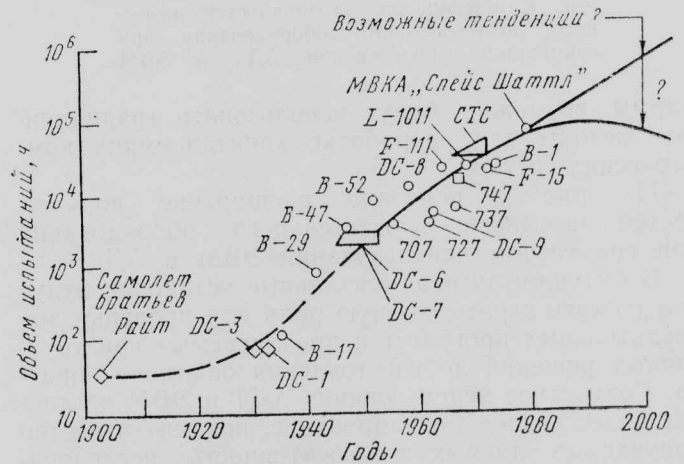


Рис. 1. Нарботка в АДТ по программам разработки самолетов и воздушно-космических аппаратов

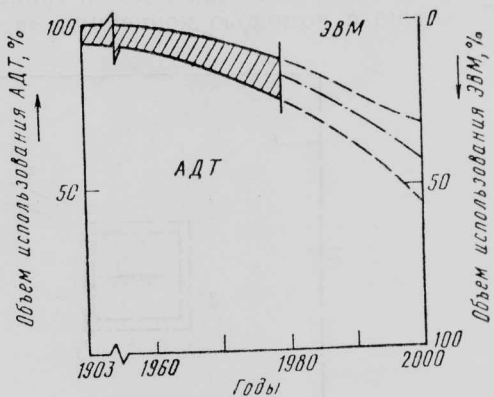
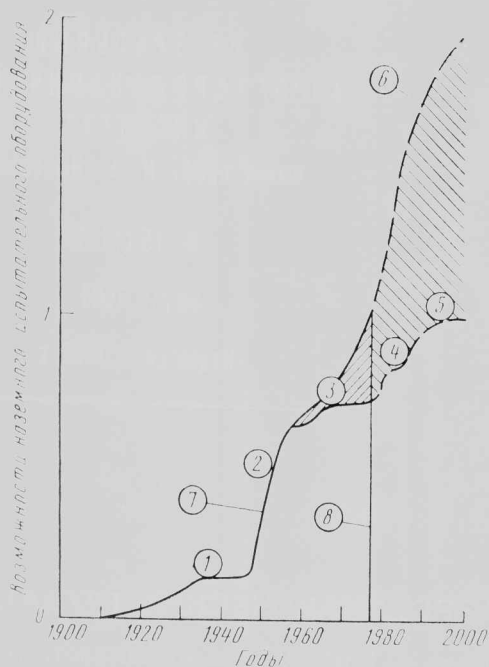


Рис. 2. Объем использования АДТ и ЭВМ в научно-исследовательских и опытно-конструкторских работах по авиационной и ракетной технике

* Whitfield J. D., Griffith B. J., Bang C., Butler R. W. Overview of flight and ground testing with emphasis on the wind tunnel. AIAA Paper N 81—2474.



1—разработка дозвуковых АДТ; 2—разработка сверхзвуковых АДТ; 3—новые и модифицированные гиперзвуковые АДТ; 4—национальная трансзвуковая АДТ NASA; 5—перспективные сверхзвуковые ($2 \leq M \leq 6$) и дозвуковые АДТ; 6—увеличение возможностей наземного испытательного оборудования при совместном использовании АДТ и ЭВМ; 7—возможности современного АДТ; 8—возможности современного испытательного оборудования

Рис. 3. Расширение возможностей наземного испытательного оборудования при совместном использовании АДТ и ЭВМ

фирмы, возможно, будут использовать традиционные методы при разработке капиталоемких коммерческих систем.

На рис. 3 показано расширение возможностей наземного испытательного оборудования при совместном использовании ЭВМ и АДТ.

В будущем экспериментальные установки будут продолжать играть важную роль для проверки вычислительных программ и предлагаемых конструктивных решений до изготовления опытного образца. Совместное использование АДТ и ЭВМ обеспечит более точное моделирование, повысит качество получаемых данных и эффективность исследований, сократит потребление электроэнергии. Рассмотрим подробнее некоторые вопросы совместного применения АДТ и ЭВМ.

Уменьшить влияние стенок в до- и трансзвуковых АДТ можно с помощью концепции «адаптив-

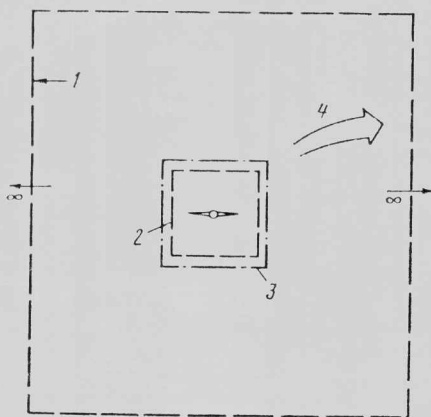
ной» стенки, которая по аналогии с концепциями «сплошной» и «проницаемой» стенок основана на совместном использовании современных расчетных и экспериментальных методов. Для реализации этой концепции при решении сложных расчетных алгоритмов гидродинамики необходимо применение ЭВМ с обработкой данных в реальном масштабе времени.

Концепция «адаптивной» стенки (рис. 4) предусматривает расчет внешней контрольной поверхности на стенке АДТ или вблизи нее при невязком режиме течения. На внутренней контрольной поверхности измеряется распределение двух независимых параметров потока (например, угла потока и давления на стенке). После этого отдельные параметры стенок АДТ уточняются итерационным способом до тех пор, пока измеренные внутренние граничные условия не будут соответствовать расчетным значениям внешнего поля течения с граничными условиями на бесконечности.

В 1980 г. было сообщено о возможности моделирования в АДТ полета самолета на подвижной управляемой державке (рис. 5). В этом случае ЭВМ является составной частью эксперимента. Некоторые компоненты объединяются в управляемый ЭВМ замкнутый контур, что позволяет воспроизводить маневры крена, развороты и сваливание в автоматическом режиме. Статические силы и моменты при этом измеряются с помощью встроенных в модель тензодатчиков весов. Динамические коэффициенты, характеристики двигателя и степень деформации планера самолета определяются с помощью другого оборудования. Полученные входные данные используются для решения нелинейных дифференциальных уравнений движения модели с шестью степенями свободы и определения ее летных характеристик в реальном масштабе времени.

На рис. 6 и 7 показаны продольное (резкое сваливание) и боковое (крен при отклонении руля направления) движения модели самолета F-15 на подвижной управляемой державке. Экспериментальные данные хорошо совпадают с результатами летных испытаний при всех видах движения самолета.

Особый интерес представляет корреляция самопроизвольного движения по крену и рысканию при резком сваливании. Для его воспроизведения обычно требуется большой объем математического моделирования в области нелинейной аэродинамики самолета. Использование модели на подвиж-



1—внешняя контрольная поверхность (бесконечность), давление и скорость потока известны; 2—внутренняя контрольная поверхность; 3—стенка с переменной проницаемостью; 4—применение вычислительной гидродинамики

Рис. 4. Концепция «адаптивной» стенки (расчетная область расположена между внутренней и внешней контрольными поверхностями; необходимые параметры измерения: изменение угла потока и распределение давления; решение уравнения внешнего поля течения и согласование результатов измерений на одной из внутренней контрольной поверхности; полное согласование результатов обеспечивает «нулевую» интерференцию стенок)

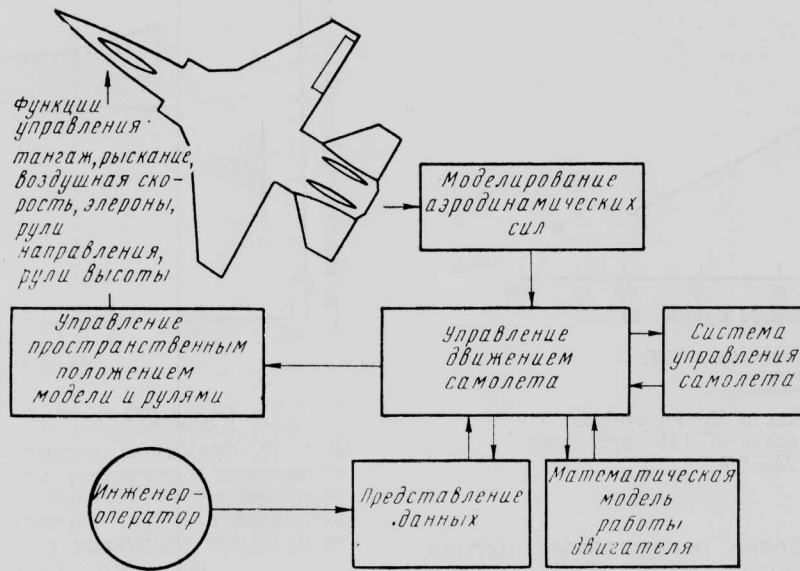


Рис. 5. Моделирование в АДТ полета высокоманевренных самолетов

ной управляемой державке обеспечивает непосредственное воспроизведение самопроизвольных движений самолета при сваливании.

Важной областью применения методов вычислительной гидродинамики является определение несоответствия чисел Re при испытаниях в полете и в АДТ. На рис. 8 показано влияние числа Re на лобовое сопротивление самолета С-141 при числе $M=0,7$. Обычно при проведении испытаний в трансзвуковых АДТ измеряется полное лобовое сопротивление на уменьшенной модели. Коэффициент сопротивления чаще всего не соответствует реальному полетному значению, поскольку число Re в АДТ, как правило, меньше, чем при летных испытаниях. Для пересчета результатов испытаний

модели на полетные условия используются методы вычислительной гидродинамики с введением поправок в коэффициенты сопротивления трения. Усовершенствованные методы вычислительной гидродинамики могут использоваться для анализа некоторых эффектов отрывного течения. Это позволит в отдельных случаях правильно оценить разницу между полетными и экспериментальными условиями.

Для оценки условий входа ракет и космических аппаратов в атмосферу вычислительные методы необходимо применять совместно с результатами качественных экспериментальных исследований. Это

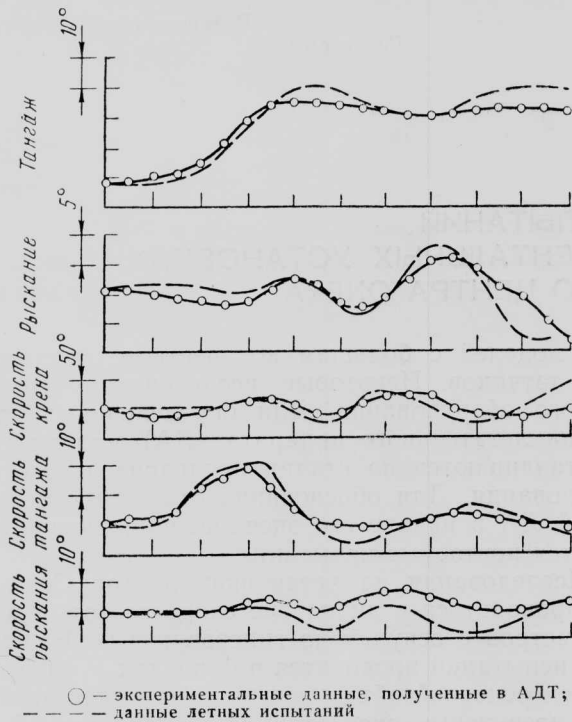


Рис. 6. Движение самолета в процессе резкого сваливания

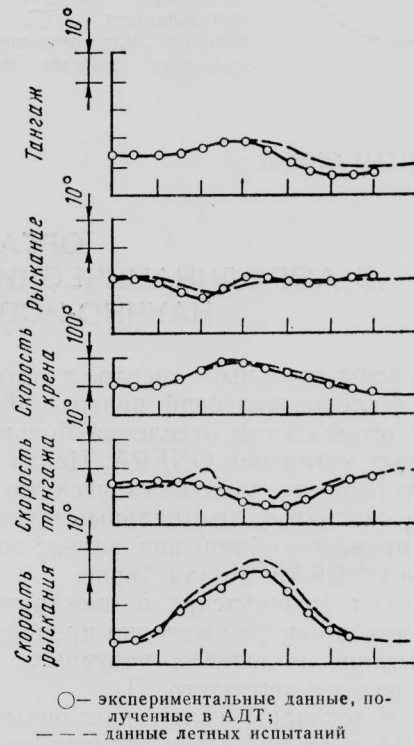


Рис. 7. Движение самолета при полном отклонении руля направления

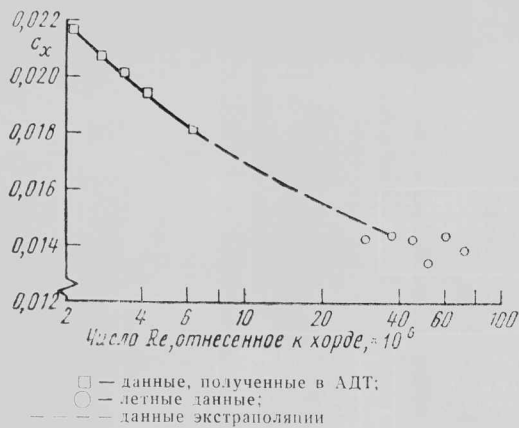
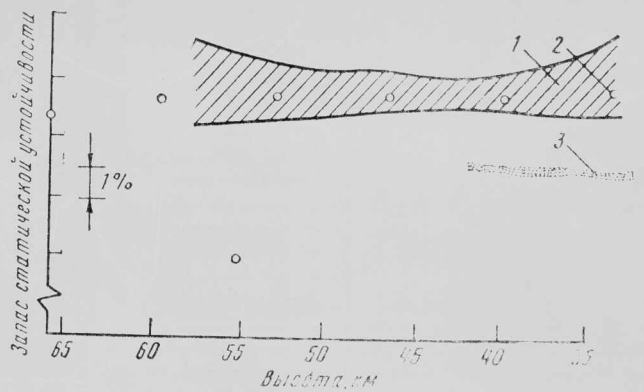


Рис. 8. Влияние числа Re на лобовое сопротивление самолета С-141 при числе $M=0,7$



1 — летные данные при числе $M=22$; 2 — методологическая модель; 3 — данные испытаний в АДТ при числе $M=6$

Рис. 10. Сравнение типовых летных данных для возвращаемого в атмосферу аппарата с данными АДТ и методологической моделью (согласованные результаты испытаний в АДТ и расчетные данные методологической модели учитывают реальные свойства газа, вязкость, угол атаки и число M)

обеспечит выбор наиболее оптимальных методов проектирования и аналитического расчета, позволяющих получить реальные летные характеристики.

Для определения характеристик ЛА в реальных условиях полета необходимо совместное использо-

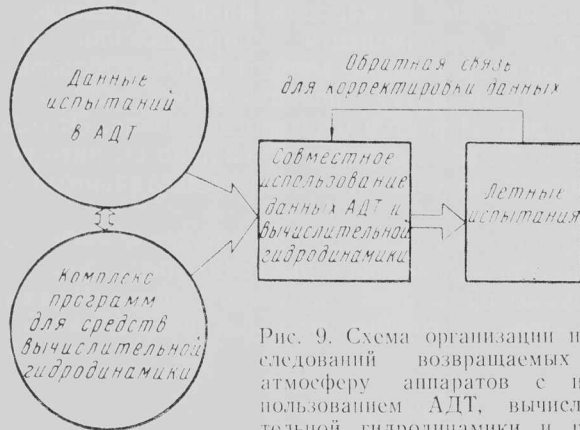


Рис. 9. Схема организации исследований возвращаемых в атмосферу аппаратов с использованием АДТ, вычислительной гидродинамики и результатов летных испытаний

вание теоретических и экспериментальных методов. На рис. 9 представлена схема, отражающая методику исследования возвращаемых в атмосферу аппаратов в научно-испытательном центре ВВС им. Арнольда. На основе выходных данных согласованных программ обрабатывается методология расчета летных характеристик. На рис. 10 для возвращаемого в атмосферу аппарата приведено сравнение типовых летных данных и результатов испытаний в АДТ.

Благодаря дальнейшим достижениям в области обработки летных данных и испытаний в АДТ будут созданы более совершенные вычислительные программы для проектирования возвращаемых в атмосферу ЛА и расчета их характеристик. Впоследствии аналогичный подход будет применяться для ракет и самолетов.

Референт П. И. Баштурева.
Редакторы Л. Б. Беляев, Н. Н. Новичков.

УДК 533.6.071(44) ONERA

ОРГАНИЗАЦИЯ ИСПЫТАНИЙ В АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ УСТАНОВКАХ НАУЧНО-ИСПЫТАТЕЛЬНОГО ЦЕНТРА ONERA

Научно-испытательный центр в Модан-Аврие (СМА) и исследовательский центр в Фога-Мозак (CFM) входят в состав отделения больших экспериментальных установок ONERA. Центр СМА располагает четырьмя аэродинамическими трубами (АДТ) и несколькими специальными установками. На рис. 1 приведен общий вид научно-испытательного центра ONERA в Модан-Аврие.

По заявкам французских и иностранных авиационных фирм в центре ежегодно проводится ~100 серий испытаний моделей и натурных элементов самолетов, ракет и вертолетов [1].

На рис. 2 показаны схемы и основные характеристики АДТ и специальных стендов центра СМА [1, 2]. Размеры установок позволяют проводить аэродинамические исследования крупномасштаб-

ных моделей с большим количеством измерительных датчиков. Некоторые исследования требуют особого оборудования. Для определения характеристик летательного аппарата (ЛА) модели часто изготавливаются на стадии предварительного проектирования. Для обоснования отдельных модификаций ЛА в начале его эксплуатации иногда проводятся повторные испытания.

Исследования на установках центра СМА могут проводиться в диапазоне скоростей от нескольких метров в секунду до гиперзвуковых. Большинство испытаний проводится при числах $M=0,6 \div 3,4$, причем основной объем испытаний ведется на больших дозвуковых скоростях. Исследования ЛА при малых скоростях (взлет и посадка) проводятся в центре CFM.

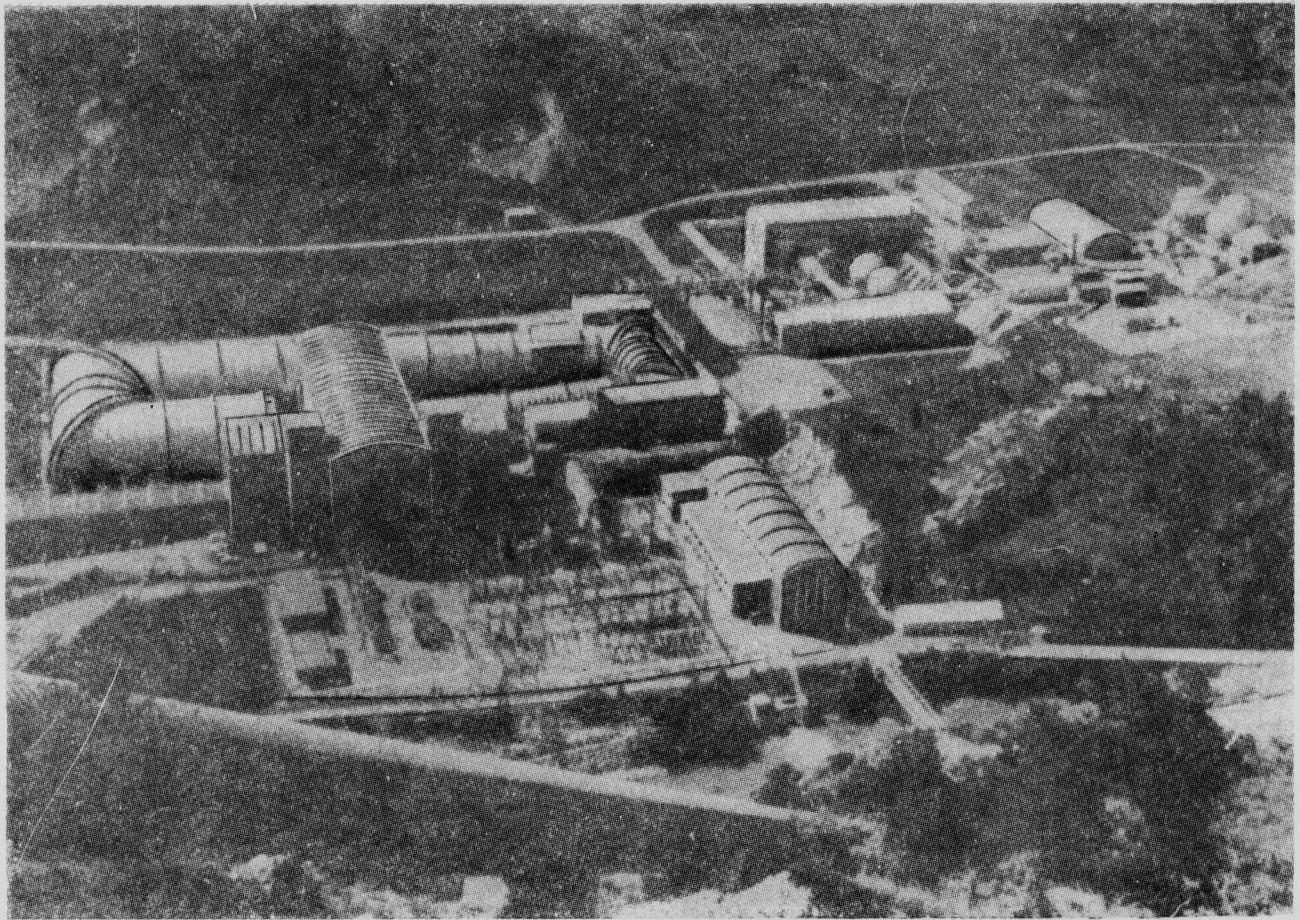


Рис. 1. Научно-испытательный центр ONERA (СМА) в Модан-Аврие (общий вид)

ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТЬ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ УСТАНОВОК

В центре СМА постоянно стремятся к повышению точности измерений и росту эффективности экспериментальных установок. Однако единого критерия для оценки повышения производительности установок пока еще не найдено.

С 1972 г. по 1982 г. численность персонала, занятого экспериментальными исследованиями, увеличилась с 215 до 230 человек, т. е. на 7% [1].

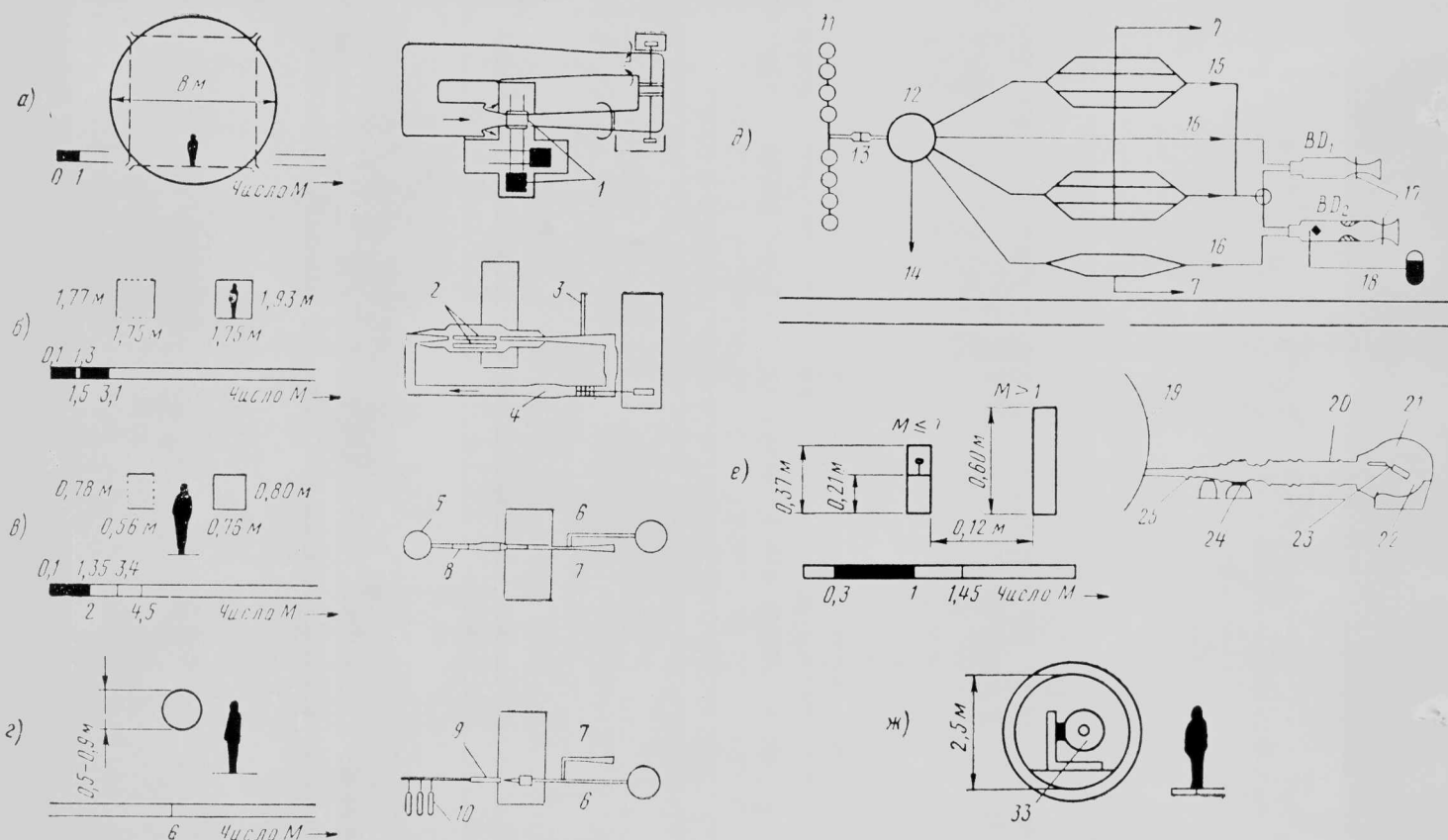
Введенные в эксплуатацию две небольшие экспериментальные установки (АДТ R4.3 для получения характеристик аэроупругости лопаток осевых компрессоров и тарировочный стенд для установок TPS—Turbine Powered Simulator, моделирующих работу авиационных двигателей в вакуумной камере S4B) способствовали увеличению на 15% количества проводимых ежегодно в центре СМА испытаний [1, 2].

Годовая загрузка основных АДТ, выражающаяся в количестве испытаний, часах занятости трубы или часах работы трубы с потоком, достаточно стабильна. Увеличилась только годовая загрузка АДТ S1MA. В течение четырех последних лет занятость трубы с потоком достигала 2000 ч, из которых время работы трубы с потоком составляло 400 ч. В настоящее время загрузка АДТ S1MA близка к загрузке АДТ S2MA, занятость которой составляет 2200 ч, а работа с потоком — 500 ч.

Для определения роста производительности установок центра СМА предложено использовать два показателя производительности, отражающих сложность проводимых испытаний и их объем.

Первый показатель производительности — сложность эксперимента. Ее приблизительно можно оценить по числу используемых независимых измерительных каналов, каждый из которых представляет блок с электропитанием, датчиком, усилителем и фильтром, связанным с измерительной цепью. Если датчик имеет цифровой вывод, то вместо фильтра применяется другой элемент. Каждый блок связан посредством пневматических переключателей с 40 датчиками давления или с помощью электрического переключателя с несколькими десятками термодпар. Рост числа измерительных каналов приводит к увеличению работ по тарировке и установке самих датчиков, особенно при использовании связанных с ними механических устройств; повышает объем работы по управлению и обработке информации, контролю за ходом испытаний, а также увеличивает вероятность возникновения отказов.

На рис. 3 показано изменение числа измерительных каналов в АДТ S1MA и S2MA. За последние 10 лет в трубе S1MA число измерительных каналов удвоилось, а в трубе S2MA почти утроилось. Это свидетельствует, с одной стороны, о стремлении заказчиков к повышению качества испытаний моделей и оптимальному расходованию времени и энергии, а с другой — характеризует разработку



а—АДТ SIMA больших дозвуковых и трансзвуковых скоростей непрерывного действия ($260\text{ K} < T_0 < 330\text{ K}$; $p_0 \approx 0,9$ атм; установленная мощность 88 000 кВт; расход воздуха 10 000 кг/с); б—АДТ S2MA трансзвуковых и сверхзвуковых скоростей непрерывного действия ($280\text{ K} < T_0 < 320\text{ K}$; $p_0 \approx 0,2 \div 2,5$ атм; установленная мощность 57 000 кВт; расход воздуха 700 кг/с); в—баллонная АДТ S3MA трансзвуковых и сверхзвуковых скоростей ($270\text{ K} < T_0 < 530\text{ K}$; $p_0 \approx 0,2 \div 7,5$ атм; расход воздуха 350 кг/с); з—баллонная АДТ S4MA гиперзвуковых скоростей ($270\text{ K} < T_0 < 1750\text{ K}$; $p_0 \approx 5 \div 150$ атм; расход воздуха 50 кг/с); д—баллонный стенд для исследования тяги сопел реактивных двигателей (BD₁—стенд с холодным газом; BD₂—стенд с горячим газом; основной поток воздуха на стенде BD₁, 20 кг/с; BD₂—17 кг/с; дополнительный поток воздуха на стенде BD₁, 8 кг/с; BD₂—9 кг/с); е—баллонная АДТ R4.3 для испытания лопаточных профилей ($260\text{ K} < T_0 < 300\text{ K}$; $p_0 \approx 2,5 \div 3,2$ атм; расход воздуха при давлении $\sim 2,5$ атм 25 кг/с, при давлении $\sim 3,2$ атм 48 кг/с); ж—вакуумная камера S4B (тарировочный стенд для установок TPS; $p_0 \approx 0,012 \div 1,5$ атм)
 1—три рабочие части; 2—две рабочие части; 3—сжатый воздух или вакуум; 4—теплообменник; 5—баллон с кондиционированным воздухом под давлением ~ 9 атм; 6—отвод потока в вакуумную емкость; 7—выхлоп; 8—подогреватель до 573 К; 9—подогреватель до 1850 К; 10—баллоны с кондиционированным воздухом под давлением ~ 400 атм; 11—газгольдеры (объем 29 м³, давление ~ 270 атм); 12—газгольдер

(объем 1 м³, давление ~ 60 атм); 13—регулятор давления; 14—отвод газа к АДТ; 15—дополнительный поток воздуха; 16—основной поток воздуха; 17—модель; 18—керосин; 19—сферический резервуар R4 со сжатым воздухом (давление ~ 9 атм); 20—форкамера; 21—лопаточные профили; 22—диффузор; 23—трансзвуковая рабочая часть; 24—клапан регулятора давления; 25—предохранительный клапан; 26—вакуумная камера; 27—клапан; 28—сферический резервуар; 29—диафрагма; 30—окно; 31—люк; 32—подача воздуха к модели (давление 9–50 атм); 33—модели двигателей

Рис. 2. Схемы и основные характеристики экспериментальных установок центра СМА

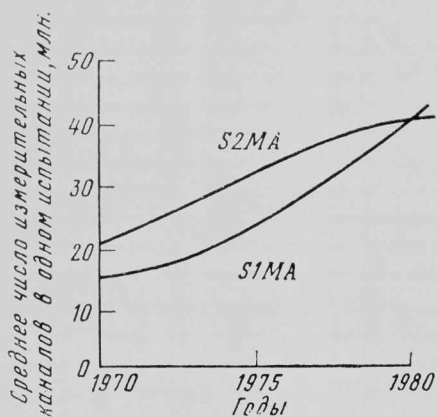


Рис. 3. Изменение числа измерительных каналов в АДТ SIMA и S2MA (центр СМА)

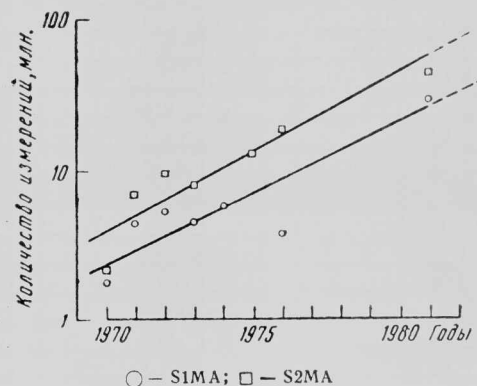


Рис. 4. Изменение ежегодного объема измерений в АДТ SIMA и S2MA

новых, более сложных методов проведения испытаний, требующих увеличения измерительного оборудования.

Второй показатель производительности — объем испытаний и измерений может использоваться для оценки продолжительных «классических» испытаний. В число измерений не включаются нестационарные испытания, при которых трудно сократить большой поток информации, а также специальные испытания, как, например, моделирование траекторий отделения грузов.

На рис. 4 показано изменение ежегодного объема стационарных измерений в АДТ S1MA и S2MA. Примерно через каждые 3,5 года данный объем удваивается и соответствует росту числа измерений в американских АДТ аналогичного типа. Это является следствием увеличения числа измерительных каналов и в особенности улучшения методов проведения испытаний и повышения производительности применяемого оборудования.

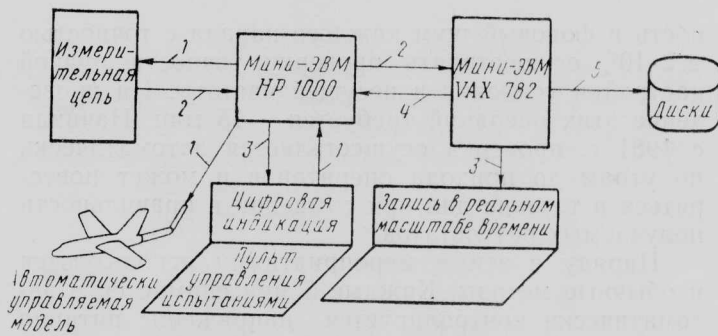
ФАКТОРЫ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ «КЛАССИЧЕСКИХ» ИСПЫТАНИЙ

1. Обработка данных в реальном масштабе времени.
2. Надежность измерительной системы.
3. Автоматизация измерительной системы.
4. Усовершенствование оборудования рабочей части АДТ и моделей.
5. Подготовка испытаний за пределами рабочей части АДТ.
6. Совершенствование методов и организации испытаний, подготовки кадров.

Обработка данных в реальном масштабе времени ведется на основе новейших методов, разработанных в Тулузском научно-испытательном центре (CERT) ONERA с применением мини-ЭВМ. С 1975 г. специалисты имеют в своем распоряжении средства, позволяющие контролировать на цифровых дисплеях около 10 из 40 возможных параметров, например аэродинамические коэффициенты. Если значения некоторых параметров превышают установленный максимальный уровень, автоматически срабатывают сигнальные системы.

В 1982 г. была проведена модернизация системы обработки данных в основных АДТ. С 1983 г. модернизация должна была обеспечить первичную обработку данных, поступающих через высокоскоростной информационный канал (100 000 слов в секунду) от ЭВМ управления сбором данных и проведением испытаний. Для обработки предполагалось использовать более мощную ЭВМ, выполняющую 1,8 млн. операций в секунду. На рис. 5 приведена схема управления испытаниями в реальном масштабе времени. Опыт применения системы обработки данных в реальном масштабе времени показал, что при хорошей подготовке время проведения испытания можно сократить на 30%. При этом по мере поступления результатов можно изменять программу испытаний.

Надежность измерительной системы. Для обеспечения высокой надежности системы обработки данных было решено при возникновении отказов использовать вторую ЭВМ, предназначенную в нормальных условиях для подготовки испытаний (рис. 6). За счет этого предполагалось примерно



1—команды; 2—измерения; 3—результаты измерений; 4—результаты или заданные величины; 5—измерения и необработанные результаты
Рис. 5. Схема управления испытаниями в реальном масштабе времени

на 1% общего времени занятости АДТ сократить продолжительность ее остановок при неисправностях информационных систем.

Увеличение числа измерительных каналов потребовало использовать средства математического обеспечения и электронные системы, обеспечивающие обнаружение ошибок и неисправностей, а также их быстрое устранение. Ранее использовавшиеся методы ручного управления 20 измерительными каналами с точностью до 10^{-3} в настоящее время не пригодны. Сейчас с точностью примерно $\pm 2 \cdot 10^{-4}$ можно осуществлять контроль за 100 измерительными каналами, каждый из которых состоит из трех—пяти аналоговых устройств.

В 1977—1979 гг. в Модан-Аврие для значительного усовершенствования измерительной системы были проведены следующие мероприятия.

Стандартизация и обеспечение запасными частями. Основные установки центра СМА в настоящее время снабжены идентичными аналоговыми и цифровыми устройствами, включая соединительную электропроводку с датчиками. Обеспечен полный комплект запасных частей, позволяющий производить быструю замену неисправного прибора.

Установка контрольной аппаратуры, управляемой от ЭВМ. Эталоны напряжения и высокоточные вольтметры связаны с мини-ЭВМ, которые управляют измерительной системой. На входе в каждый аналоговый канал возможно использование эталонных сигналов низкого уровня при напряжении ± 1 мкВ посредством специально разработанной аналоговой шины.

Создание контрольных средств математического обеспечения. Математическое обеспечение, применяемое с конца 1979 г., позволяет контролировать работу мультиплексного преобразователя, линей-

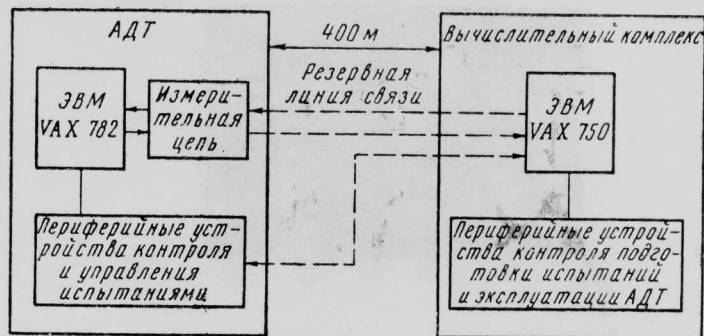


Рис. 6. Блок-схема информационной системы

ность и фоновый шум каждого канала с точностью $\pm 2 \cdot 10^4$, осуществлять проверку точности ручной настройки усиления и несущей частоты. На проведение этих операций требуется ~ 15 мин. Начиная с 1981 г. проверка осуществляется автоматически по утрам до прихода операторов и может повторяться в течение дня при сомнении в правильности получаемых результатов.

Наряду с этими мероприятиями используются и обычные методы. Каждые 5 мин снимается и автоматически контролируется напряжение питания датчиков. По мере возможности, без особого замедления хода испытаний применяются механические и пневматические способы приложения к модели сил и управления. Это позволило в 1981 г. при отказах приборов уменьшить время остановки экспериментальных установок не менее чем на 1,5% времени их занятости.

Автоматизация измерительной системы. Рост стоимости энергопотребления и стремление к повышению производительности привели к тому, что в центре СМА, как и в других крупных испытательных центрах, стали шире использовать электронную технику для ускорения опроса измерительных каналов без снижения точности получаемых результатов.

Первый способ автоматизации предусматривает проведение измерений при непрерывном изменении одного из параметров (обычно это бывает угол атаки модели). Это позволяет за несколько десятых секунды получить требуемую зависимость. При

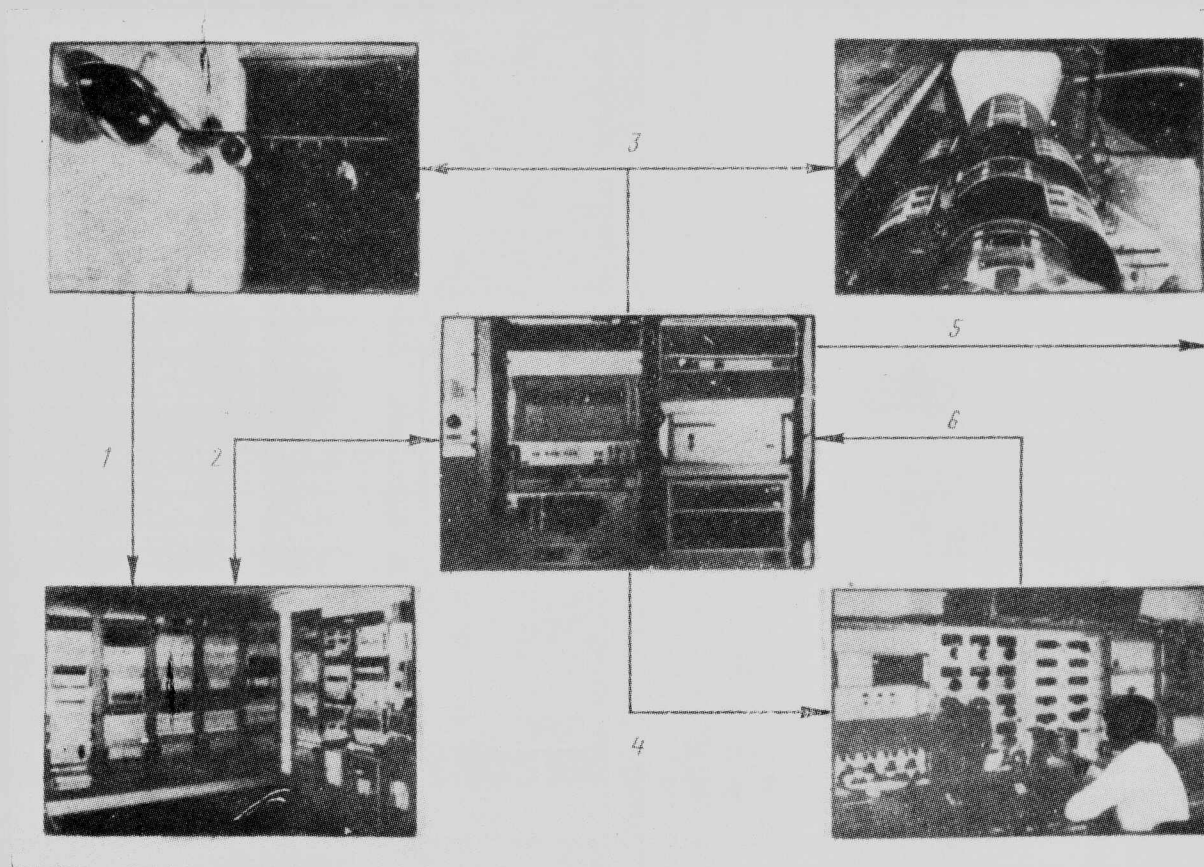
таком способе число используемых датчиков соответствует количеству проводимых на модели измерений, и если оно превышает несколько десятков, то все датчики могут быть установлены на модели. Применение в будущем сверхбыстродействующих многоканальных датчиков позволит снять это ограничение. В АДТ S2MA был проведен следующий эксперимент. Для определения распределения давления при изменении угла атаки модели со скоростью 0,2 град/с показания 32 датчиков контролировались через каждые 0,5 град.

Второй способ автоматизации связан с развитием мини-ЭВМ (рис. 7). Его использование в ONERA началось в 1973 г. В автоматическом режиме осуществлялись установка угла атаки, перемещение гребенки приемников давления и проверка достоверности некоторых результатов измерений в трубе S3MA. Поиски вариантов более гибкого применения этого способа продолжают в настоящее время.

Автоматическая измерительная система действует в следующем порядке.

1. Программа работы АДТ с потоком заранее вводится в систему управления от ЭВМ в виде таблиц постоянных параметров (число M , угол атаки, угол отклонения рулей и т. д.). В любой момент операторы могут изменить эти таблицы.

2. Оговаривается точность этих параметров и задается разброс ошибок для измерительных приборов, выполняющих автоматический контроль режима работы с потоком.



1—аналоговые и цифровые сигналы; 2—автоматическое управление измерительными каналами; 3—автоматическое управление углом атаки и числом M ; 4—цифровая индикация параметров в реальном масштабе времени; 5—передача данных в центральную ЭВМ; 6—определение безопасных диапазонов изменения угла атаки и числа M

Рис. 7. Схема автоматизации испытаний в АДТ

3. Оператор осуществляет ввод таблицы постоянных параметров в память ЭВМ и передает управление автоматической системе. Система считывает данные таблицы, устанавливает заданные аэродинамические и механические параметры, проверяет их достоверность и продолжает выполнение задания, непрерывно выдавая оператору цифровую информацию о выполняемых операциях.

4. Аварийная защита в ходе испытания обеспечивается программным ограничением угла атаки и нагрузок на динамометрах, а также контролем оператора, который в любой момент может переключить управление на себя.

С помощью автоматических систем достигается выигрыш во времени и лучшая повторяемость эксперимента.

Усовершенствование оборудования рабочей части АДТ и моделей. Наряду с новыми способами крепления моделей были созданы различные механические устройства для ускорения «классических» испытаний. В АДТ S1MA и S2MA рабочие части были оборудованы державками, изменяющими углы атаки, скольжения и крена моделей во время испытаний, что устранило необходимость остановки трубы.

Была полностью обновлена система регулирования гидравлических турбин, являющихся приводами вентиляторов трубы S1MA. За счет усовершенствований обеспечивается более экономичный расход воды и управление установкой с помощью микропроцессора по командам от операторов, в три раза уменьшено время, необходимое для поиска или изменения числа М. Предполагается, что модернизация этой системы, на которую было получено ассигнование в 6 млн. фр., позволит уменьшить ежегодные расходы на энергообеспечение на 1 млн. фр. и увеличить годовую производительность трубы S1MA.

Для экономии времени усовершенствована измерительная техника, в частности техника измерения давления. Отклоняемые аэродинамические поверхности моделей, продуваемых в трубах S1MA и S2MA, снабжены устройствами, обеспечивающими до шести степеней свободы. Усовершенствование механических устройств сокращает продолжительность работы трубы за счет уменьшения числа остановок, требовавшихся при ручном изменении конфигурации моделей.

Подготовка испытаний за пределами рабочей части АДТ. Качество подготовки эксперимента до установки модели в АДТ существенно влияет на продолжительность нахождения модели в рабочей части трубы до начала испытаний. При эксплуатации АДТ в Модан-Аврие ~15% времени приходится на установку моделей в рабочей части, соединение моделей с измерительной системой и различные проверки, предшествующие пуску трубы.

В центре CFM, например, сокращение времени подготовки эксперимента и повышение эффективности установок достигается за счет создания подвижных платформ, являющихся полом рабочей части АДТ. На платформах устанавливаются механические державки и измерительная система. После завершения подготовительных работ перемещение и установка платформ в АДТ занимает несколько десятков минут. Повторный контроль механической и электронной систем при этом не проводится.

В Модан-Аврие АДТ S1MA имеет три сменные платформы, не оборудованные собственными измерительными системами, что уменьшает экономию времени. Для компенсации потерь времени ускорен автоматический контроль и исключены некоторые вспомогательные операции. Для обеспечения 5%-ного выигрыша по времени в центре СМА ведется работа по модернизации измерительной системы и оборудования.

Совершенствование методов и организации испытаний, подготовки кадров в немалой степени способствует повышению эффективности экспериментальных установок. В ряде случаев производительность установок может быть увеличена на 30%. В 1981 г., например, занятость трубы S2MA превысила 2350 ч вместо расчетных 1850 ч.

ПОВЫШЕНИЕ КАЧЕСТВА ИСПЫТАНИЙ

В центре СМА постоянно ведутся работы по повышению точности и надежности испытаний. Это необходимо для высокой достоверности полученных в АДТ данных и уменьшения риска разработки опытных или модификации эксплуатируемых летательных аппаратов. Повышение качества испытаний способствует оптимизации компоновок гражданских самолетов с близкими значениями лобового сопротивления. Даже небольшое уменьшение расхода топлива имеет для самолетного парка огромное значение.

За последние годы были значительно усовершенствованы датчики давления, динамические весы и инклинометры для измерения углов установки моделей.

Датчики давления. В настоящее время для испытаний используются высокоточные датчики с кремниевой мембраной. Точность этих датчиков в несколько раз выше, чем у механических, и составляет $2 \cdot 10^{-4}$ /град, а тепловой дрейф нуля $\sim 2 \cdot 10^{-4}$ /град во всем диапазоне измерений. ONERA и фирма Кюлит совместно разработали метод компенсации тепловых дрейфов датчиков диаметром 2 мм с полосой частот более 10 кГц. Применение датчиков с кремниевой мембраной обеспечивает экономию времени до 40% при некоторых испытаниях. На рис. 8 показана гребенка с датчиком дав-

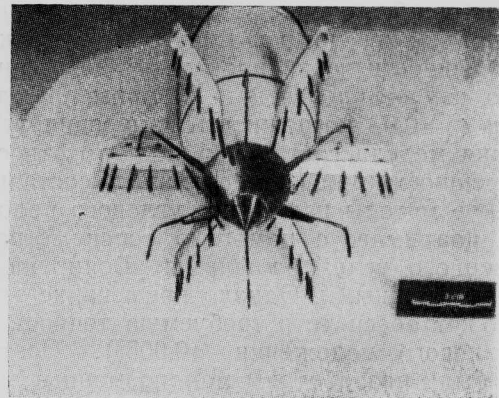


Рис. 8. Гребенка с миниатюрными датчиками для измерения давления в воздухозаборниках

ления этого типа, предназначенная для исследований воздушных потоков.

Весы и динамометры. В большинстве испытаний измерения аэродинамических сил осуществляются

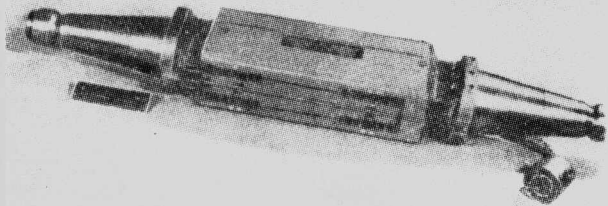


Рис. 9. Шестикомпонентные моноблочные весы

с помощью шестикомпонентных динамометрических весов, которые встроены в консольную державку модели. Весы представляют моноблочный элемент сложной геометрии, изготовленный из стального стержня. С их помощью определяются изменения подъемной силы ($c_y \approx 0,5 \div 1$ при динамических перегрузках, вызванных вибрацией) и минимальные приращения лобового сопротивления ($0,5\%$ $c_x \approx 0,03$). Такая же точность измерений должна сохраняться и при работе весов в потоке аэродинамической трубы, когда температура может изменяться на несколько десятков градусов. Это затрудняет работу весов из-за наличия теплового дрейфа.

В центрах ONERA используются весы собственной конструкции и изготовления, а также весы других французских АДТ. За последние 10 лет расширен диапазон нагрузок, при которых возможно применение моноблочных весов, усовершенствованы используемый при расчетах метод конечных элементов и техника механической обработки, позволяющая изготавливать весы диаметром 190 мм с 56 отсоединяющимися пластинами. Эти пластины выдерживают нагрузку 16 тс (рис. 9). Были также усовершенствованы методы температурной компенсации. Это обеспечило повышение точности измерений моноблочных весов.

Измерение углового положения модели. Поскольку аэродинамические силы обычно измеряются в связанной с моделью системе координат, то малейшая ошибка в определении проекции коэффициента подъемной силы c_y может привести к большой погрешности при определении коэффициента лобового сопротивления c_x . Например, если при $c_y = 0,5$ и $c_x = 0,03$ погрешность измерения углового положения модели составляет $0,03^\circ$, то относительная погрешность при определении c_x составит 1% . Оптические методы измерения углового положения модели, например, с помощью торсионметра ВВТ или лазерного угломера фирмы Боинг являются еще очень сложными. Однако применение этих методов может обеспечить требуемую точность измерения углового положения ($0,005^\circ$). Поэтому в ONERA были разработаны малоразмерные маятниковые вибростойкие инклинометры с точностью $\sim 0,02^\circ$. Измерение углов этими инклинометрами иногда выполняются дважды и даже трижды, что является их основным недостатком.

ТОЧНОСТЬ ПРИМЕНЯЕМОГО ОБОРУДОВАНИЯ. КАЧЕСТВО МОДЕЛЕЙ

Заказчики центра СМА стремятся к уменьшению числа испытываемых конфигураций моделей, устранению влияния любых факторов, приводящих к повышению погрешностей измерений, и обеспечению модели высокоточными системами измерения углового положения. Одновременно экспериментаторы ищут пути задержки турбулизации пограничного слоя на моделях (в частности, используют специальные вкладыши из карборунда).

Устойчивость обтекания. В потоке любой АДТ возникает турбулентность, уровень и частотный спектр которой могут осложнить проведение эксперимента. Так, пульсация потока при очень низких частотах (менее 1 Гц) создает значительные трудности при испытаниях, особенно если отмечаются и местные изменения направления течения (т. е. пульсации потока при наличии вертикальной и боковой составляющих скорости). Эти возмущения воздействуют на модель и при недостаточном уровне фильтрации могут регистрироваться аппаратурой АДТ. Несколько лет назад эта проблема возникла в АДТ S2MA, когда были выдвинуты более жесткие требования к точности измерения лобового сопротивления гражданских самолетов. Например, при числе $M = 0,5$ флуктуации при наличии вертикальной составляющей скорости потока оказывались порядка $0,08^\circ$ на частотах менее 0,01 Гц. Флуктуации возникали в результате взаимодействия верхней и нижней перфорированных стенок рабочей части АДТ с потоком. После модернизации стенок неустойчивость обтекания модели практически исчезла. Устойчивость обтекания при числе $M = 0,5$ увеличилась почти в 5 раз, а при числе $M = 0,8$ — в 2 раза.

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАНИЯ

В последние годы в ONERA проводились интенсивные работы, направленные на повышение точности результатов испытаний.

Тарировка рабочей части. Для определения величины местных чисел M с точностью до 10^{-3} и градиентов статического давления с точностью до нескольких паскалей на один метр были модернизированы классические измерительные средства, применяемые при трансзвуковом обтекании. Новая измерительная техника в АДТ S1MA позволила добиться требуемой точности измерений.

Деформация моделей. Для обеспечения сходства форм моделей и воспроизводимых ими самолетов важно знать, насколько деформации моделей при испытаниях в АДТ соответствуют их расчетным данным. В ONERA был разработан метод измерения деформаций, пренебречь которыми нельзя. Этот метод был проверен при испытаниях в трубе S1MA.

Коррекция влияния стенок. В настоящее время в ONERA проводятся исследования влияния стенок рабочей части на результаты испытаний в трансзвуковых АДТ. При измерениях в трубах начинают применяться специальные вычислительные методы.

Коррекция взаимного влияния моделей и державок. Державки часто влияют на закрепляемые модели. Это влияние может превысить влияние

стенок рабочей части АДТ. В настоящее время державки разрабатываются с помощью методов математического моделирования, которые в до-

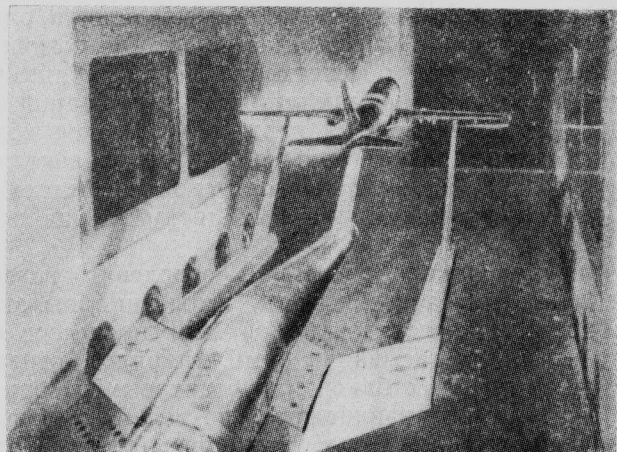


Рис. 10. Модель транспортного самолета в рабочей части аэродинамической трубы S2MA для определения взаимного влияния хвостовой части модели и державки

статочной степени отработаны для малых дозвуковых скоростей. Для правильного определения влияния державки на модель при больших дозвуковых скоростях требуется дальнейшее совершенствование методов математического моделирования. На рис. 10 показана установка, используемая в АДТ S2MA для определения взаимного влияния державки и хвостовой части модели.

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДОВ ИСПЫТАНИЙ

Вычислительные методы и аэродинамические трубы. Известно, что расчеты на ЭВМ никогда не заменят продувок в АДТ. Программы испытаний в АДТ показывают, что моделирование условий полета постоянно совершенствуется и затрагивает те области, где использование ЭВМ пока еще невозможно. Сложные и дорогостоящие вычисления ограничены в основном стационарным обтеканием и применяются лишь на первых этапах проектирования. Расчет обтекания крыла в трансзвуковом потоке при одном значении числа M и угла атаки стоит 30—90 тыс. фр. Подобные испытания в АДТ постепенно сокращаются, однако продолжается поиск путей повышения точности измерений и методов изучения явлений, не поддающихся математическому моделированию. Поэтому совершенствуются методы испытаний при нестационарном обтекании (флаттер, активное управление, неустойчивость течения в воздухозаборнике, винтокрылые аппараты и ракеты, стабилизируемые вращением), испытаний компоновок, очень сложных для современных вычислительных средств (взаимодействие мотогондолы с реактивной струей и крылом аппарата, сбрасывание грузов и т. д.), испытаний для лучшего обоснования различных физических явлений, испытаний натуральных моделей, например ракеты с работающим двигателем.

Моделирование двигателей транспортных самолетов. Рост стоимости топлива (в настоящее время она составляет ~50% прямых эксплуатационных расходов на один гражданский транспортный са-

молет) требует уменьшения лобового сопротивления самолета на крейсерском режиме, в том числе сопротивления от интерференции силовой установки с элементами ее подвески и крылом. Для изуче-

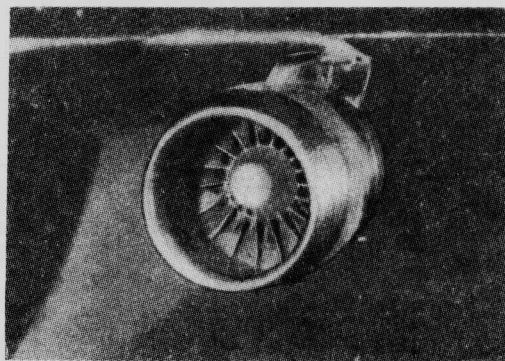


Рис. 11. Внешний вид устройства, моделирующего работу двигателя (TPS)

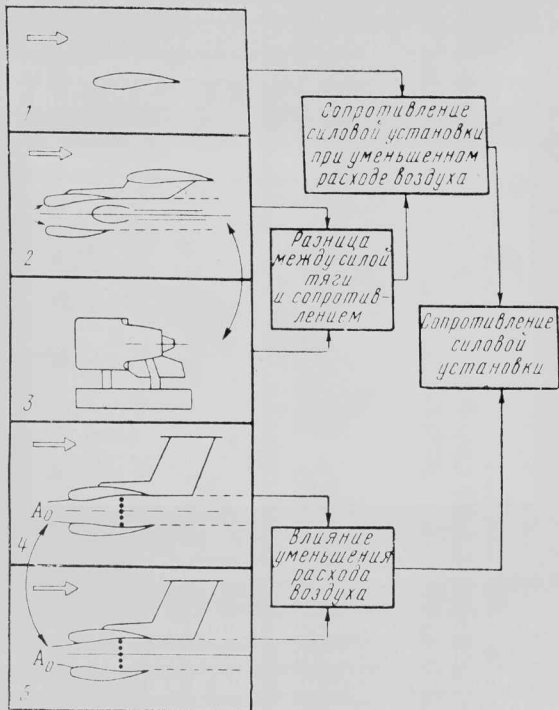
ния взаимодействия истекающей струи реактивного двигателя с полем течения около планера самолета и моделирования этого явления в аэродинамических трубах ONERA применяются мотогондолы с протоком воздуха и устройства TPS, моделирующие работу двигателей (рис. 11).

При использовании мотогондол с протоком воздуха работа двигателя воспроизводится посредством подачи сжатого воздуха в гондолу. Работа воздухозаборника при этом не моделируется. При использовании устройства TPS моделируется только работа внутреннего контура двигателя. Сжатый воздух подается в виде потока внутреннего контура на турбину, которая вращает установленный в модели вентилятор [1]. Перед проведением испытания модели самолета в АДТ моделирующее устройство TPS предварительно тарируется на специальном стенде, установленном в вакуумной камере S4B с аэродинамическими весами трубы S2MA, связанными с системой подачи сжатого воздуха [2]. Этот метод моделирования более сложен, но обеспечивает обтекание силовой установки, близкое к реальным условиям.

На рис. 12 показана схема организации испытаний по моделированию работы двигателей гражданских транспортных самолетов в центре СМА ONERA. Для определения лобового сопротивления силовой установки необходимо проведение пяти серий точных измерений. Точность результатов обеспечивается повторением отдельных испытаний и использованием статистических методов обработки данных. Это позволяет оценивать различные компоновки летательных аппаратов, величины лобовых сопротивлений которых на крейсерском режиме полета отличаются на 1%.

Исследование воздухозаборников боевых самолетов в АДТ ведется по двум направлениям: изучаются возможности улучшения внутренних характеристик воздухозаборников, неравномерности в потоке, особенно на больших углах атаки при трансзвуковых скоростях; исследуются возможности оптимизации эффективной тяги двигателей при сверхзвуковых скоростях.

Сотрудники ONERA и фирмы Дассо разработали схему установки модели и измерительную аппаратуру, позволяющие получить надежные ре-

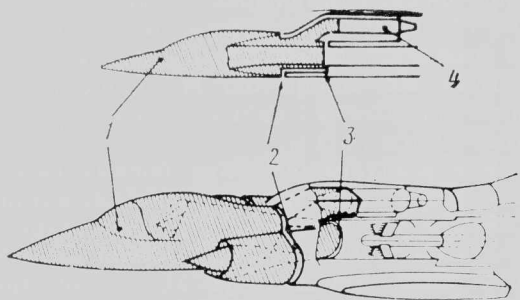


1—испытания в АДТ (полумодель); 2—испытания с использованием моделирующего устройства TPS; 3—измерение тяги двигателя на стенде ($V=0$); 4—испытания при использовании мотогондолы с протоком; 5—испытания при использовании мотогондолы с протоком при уменьшенном расходе воздуха

Рис. 12. Схема организации испытаний по моделированию работы двигателей гражданских транспортных самолетов

зультаты при этих исследованиях на моделях, выполненных в масштабе 1:4. Измерение лобового сопротивления носовой части фюзеляжа и передней части воздухозаборников осуществляется с помощью шестикомпонентных аэродинамических весов (рис. 13). Две прокладки в местах внешнего и внутреннего соединения обеспечивают необходимую герметичность.

Характеристики воздухозаборника (расход воздуха, коэффициент давления и т. д.) измеряются в плоскости входа в компрессор. Полученные данные используются для определения тяги двигателя. Носовые части фюзеляжа при сверхзвуковых скоростях можно сравнивать непосредственно по величине разности между тягой и лобовым сопротивлением. Такая методика



1—исследуемая носовая часть самолета; 2—внешнее соединение; 3—внутреннее соединение; 4—аэродинамические весы

Рис. 13. Измерение лобового сопротивления носовой части фюзеляжа и передней части воздухозаборников боевого самолета при испытаниях в АДТ S2MA

позволяет сократить объем испытаний и обеспечить высокую надежность при выборе оптимальной конфигурации. Этому способствует хорошая повторяемость результатов измерений с точностью в пределах $\pm 2 \cdot 10^{-4}$. Измерения давления в плоскости входа в компрессор производятся с помощью гребенки, которая обеспечивает формирование необходимого массива данных (1600 показаний со скоростью 54 измерения в секунду). Такое количество данных может быть обработано только при использовании более производительных средств обработки информации, которые предусматриваются в ONERA.

Моделирование траекторий отделения грузов.

Несколько неудачных летных испытаний выявили необходимость исследований в АДТ процессов отделения или сбрасывания бомб, снарядов, отработанных топливных баков или стартовых ускорителей, которые устанавливаются на военных самолетах и некоторых ракетах. Вначале в АДТ исследовалось отделение указанных изделий при приближительном соблюдении плохо согласуемых критериев подобия (числа Маха и Фруда). Поскольку этот способ проведения эксперимента часто оказывается дорогостоящим или неприменимым в принципе (сброс ракеты с двигателем), в 1976 г. был разработан другой метод исследования, основанный на использовании автоматического манипулятора с шестью степенями свободы. На рис. 14 показана принципиальная схема проведения исследований по отделению грузов. Сбрасываемое изделие в исходное положение. Действующие на изделие аэродинамические силы измеряются с помощью пяти- или шестикомпонентных встроенных весов, а затем пересчитываются на реальные изделия. Расчет механики полета, учитывающий невоспроизводившиеся параметры (тяга двигателя, начальная скорость, отнесенные скорости), позволяет определить ускорение изделия, а затем путем интегрирования в заданном интервале времени вычислить местоположение. После этого с помощью манипулятора модель устанавливается в новое положение. Таким

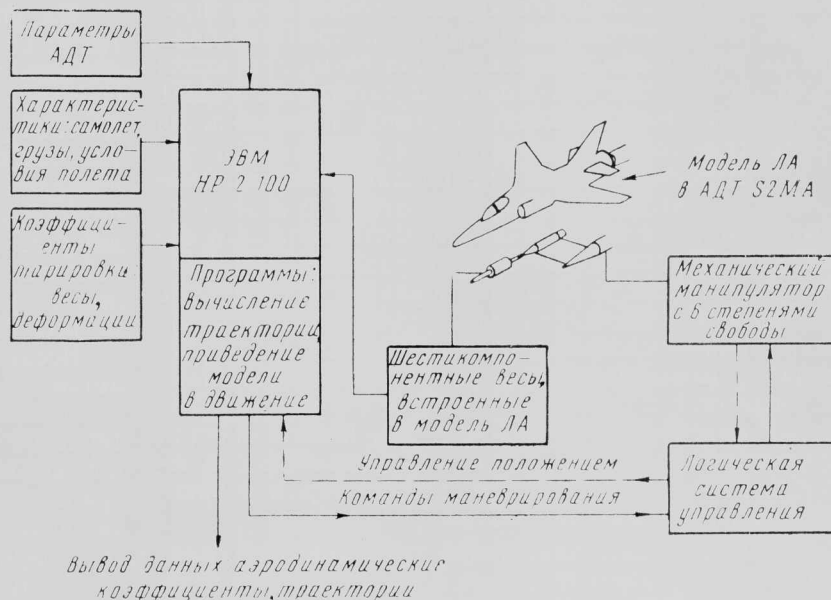


Рис. 14. Принципиальная схема проведения исследований по отделению подвешиваемых под самолетом грузов

образом последовательно рассчитывают всю траекторию, при этом на прохождение каждого участка требуется 5 с, а вся операция занимает 3—10 мин. При таком методе испытания исключается длительная и дорогостоящая работа по систематическому исследованию поля течения около планера самолета, которая раньше была необходима для вычисления траекторий. Этот метод уменьшает объем используемой информации и значительно ускоряет получение окончательных результатов.

Применение АДТ в этом направлении вместе с ЭВМ, очевидно, будет развиваться и дальше [1].

1. Bouis X. Bientôt 30 ans d'essais à Modane. Recherche continue de précision et d'efficacité. L'Aéronautique et L'Astronautique, 1982, V, N 96, p. 53—67.
2. Large testing facilities department. ONERA Activities, 1981, p. 181—189.

Референты Г. Н. Мачехина, И. Н. Смирнова.
Редакторы Л. Б. Беляев, Н. Н. Новичков.

УДК 533.6.071.011.34(492)

НОВАЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ТРУБА МАЛЫХ СКОРОСТЕЙ ГОЛЛАНДИИ

В научно-исследовательском институте по авиации и космонавтике Голландии в феврале 1984 г. была официально введена в эксплуатацию аэродинамическая труба малых скоростей, имеющая рабочую часть прямоугольного сечения шириной 3 м и высотой 2,25 м. Поток воздуха (максимальная скорость 90 м/с, или 324 км/ч) в трубе, имеющей замкнутый контур длиной 125 м, обеспечивается семиллопастным вентилятором постоянного шага с

ла с небольшим углом конусности, спрямление потока сеткой сотовой конструкции, установленной в форкамере, в которой далее следуют три мелкоячеистых экрана, и затем (непосредственно перед рабочей частью) сужение канала, имеющего начальное прямоугольное сечение $6,75 \times 9$ м, с высокой степенью поджатия потока 9:1 [1].

Рабочая часть трубы общей длиной 8,75 м состоит из трех быстрозаменяемых секций, что по-

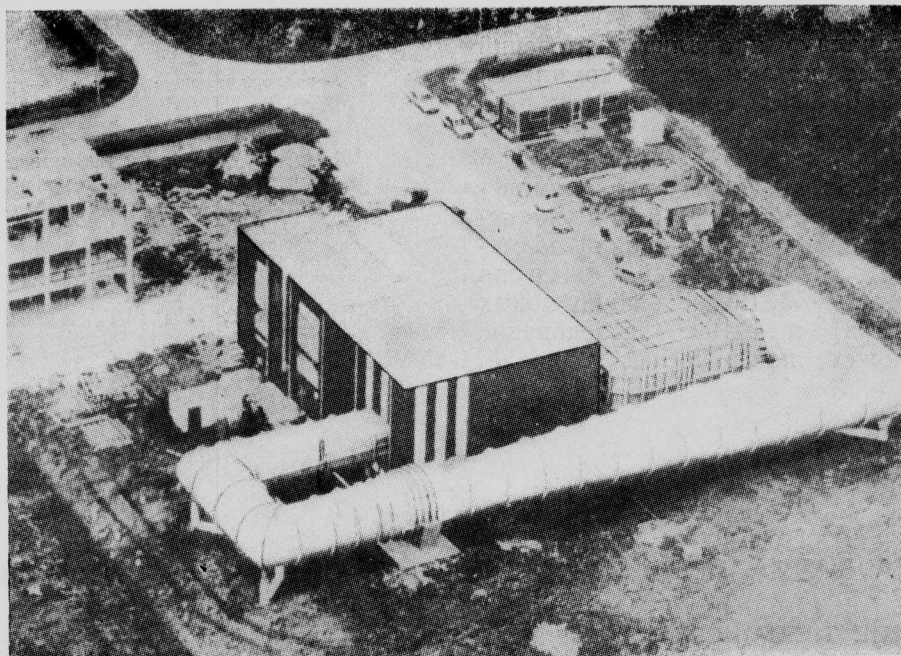


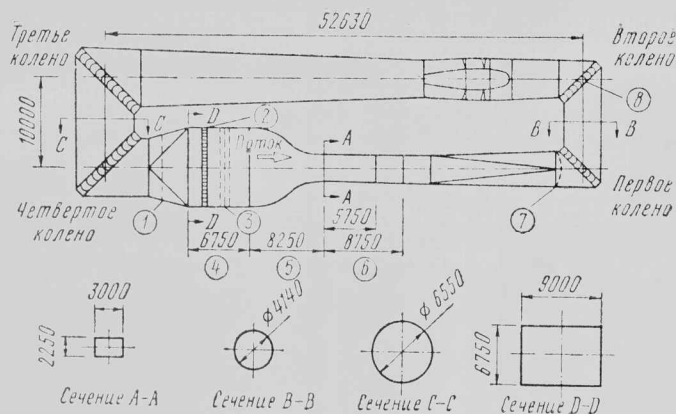
Рис. 1. Общий вид новой голландской аэродинамической трубы малых скоростей

приводом от электромотора мощностью 700 кВт (950 л. с.), который размещается в обтекателе втулки вентилятора [1].

Геометрически эта труба (рис. 1, 2) подобна находящейся поблизости и работающей с 1980 г. голландско-западногерманской трубе DNW (выполнена в масштабе 3:2) [2]. Отработка методики регулирования и обеспечения высокого качества потока проводилась на макете новой трубы, выполненном в масштабе 1/10.

В трубе используется классический способ получения потока в рабочей части: расширение кана-

л позволяет проводить подготовку новых экспериментов (установка моделей, отладка измерительной системы) без остановки трубы. Две секции длиной 5,75 м предназначены в основном для авиационных исследований, а третья секция длиной 3 м — главным образом для промышленных испытаний (в том числе с воспроизведением турбулентности в приземном слое атмосферы при установке неровного пола перед рабочей частью). Уровень турбулентности в трубе при авиационных исследованиях ожидается ниже 0,1%, а пульсации статического давления — менее 0,5% [2].



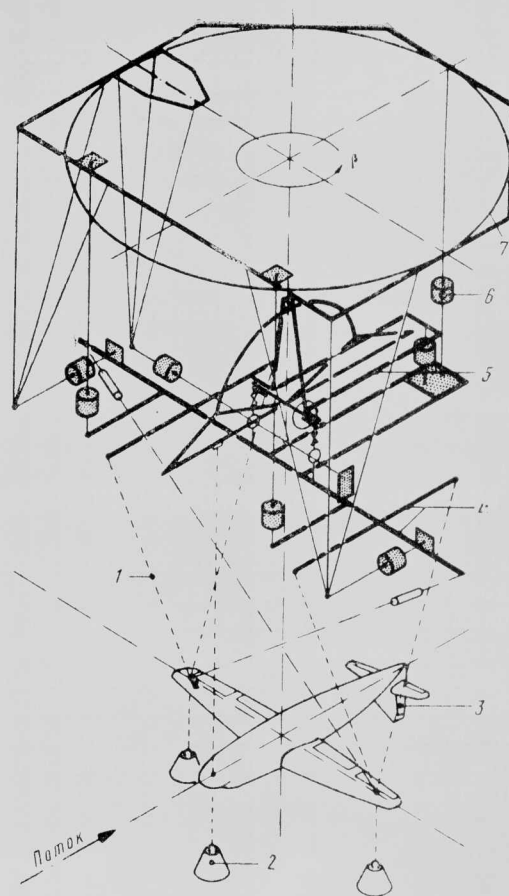
1—экран; 2—выпрямитель потока; 3—три сетки; 4—форкамера; 5—секция поджатия; 6—две рабочие части; 7—сетка безопасности; 8—поворотные лопасти

Рис. 2. Схема новой голландской аэродинамической трубы (размеры в мм)

Предусматривается проведение двух типов авиационных исследований: с двумерными моделями, устанавливаемыми вертикально между круговыми элементами на верхней и нижней стенках рабочей части (с поперечным изменением аэродинамических сил) и с полными моделями, подвешиваемыми либо на тросах (рис. 3), либо на державке шестикомпонентных весов, которые размещаются над рабочей частью и должны обеспечивать точность измерений в диапазоне 1—2%.

Запись (по 64 каналам) и анализ измерений производится автоматически с помощью комплекса ЭВМ, обеспечивающего быструю распечатку данных и таблиц непосредственно в ходе эксперимента.

Новая труба заменила прежнюю аэродинамическую трубу, проработавшую более 40 лет, и уже использовалась при проведении исследований по механизации крыльев, а также фирмой Фоккер по программам самолетов F-50 (исследование новых шестилопастных винтов) и F-100 (исследование реверса тяги и новых поверхностей управления) [1, 2].



1—поддерживающие тросы; 2—трубы предварительного нагружения; 3—модель; 4—монтажная платформа; 5—механизм поворота по углу атаки; 6—тензومتر; 7—поворотный стол

Рис. 3. Схема шестикомпонентных весов, позволяющих изменять угол атаки в пределах $\pm 60^\circ$. Поворот всей системы обеспечивает изменение угла скольжения от -95° до $+225^\circ$

1. Air et Cosmos, 1984, 14/IV, N 997, p. 13, 40.
2. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 120, 25/VI, N 26, p. 215, 216.

Референт Л. Б. Беляев.

УДК 629.735.33.018.3.015

СИСТЕМА ВИЗУАЛИЗАЦИИ ДЛЯ ТРЕНАЖЕРОВ ВОЗДУШНОГО БОЯ*

РАЗВИТИЕ ТРЕНАЖЕРОВ

Основная цель применения первых тренажеров состояла в обучении летчиков пилотированию самолетов. В связи с этим требовалась небольшая зрительная информация, представляемая в малом поле обзора (например, показ ВПП и линии горизонта с некоторыми земными координатами). Для передачи курсанту визуальной информации использовался кинематографический способ показа картины полета, которую он должен был видеть в случае правильных действий. При этом инструктор

отмечал ошибки, совершаемые курсантом при выполнении полученных указаний.

Впоследствии необходимо было повысить степень достоверности видимой картины полета и подвижности кабины с тем, чтобы на тренажере можно было имитировать воздушный бой или атаку наземных целей. Для курсанта в кабине картина полета может представляться как мнимое изображение, создаваемое на ЭЛТ телевизионного типа, с проекцией на «бесконечность» и большим полем обзора, формируемым оптической системой, или как удаленное на расстояние реальное изображение, получаемое обычно на сферическом экране. Само изображение передается ТВ камерой, перемещающейся над макетом аэродрома в соответствии с перемещением «самолета», управляемого летчиком из кабины тренажера. Летчик видит перед

* Desvignes F., Huriet J. R., Sultan R. A. Système de visualisation à hautes performances pour les futurs simulateurs de combat aérien.

L'Aéronautique et L'Astronautique, 1983, VI, N 103, p. 53—59.

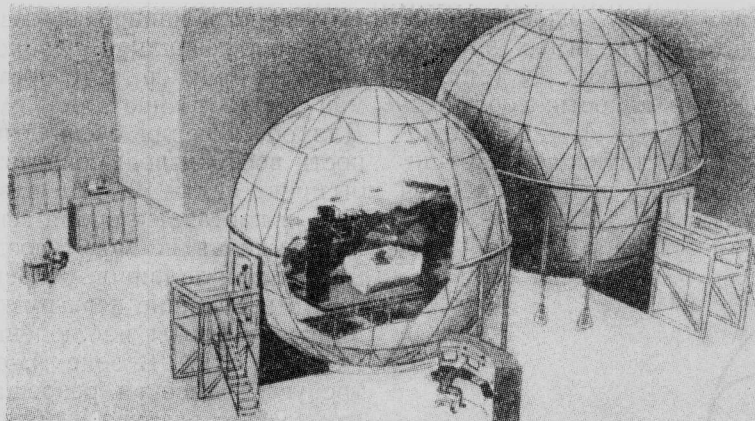


Рис. 1. Тренажер воздушного боя, состоящий из двоянных сфер с центральным расположением кабины экипажа (ЭВМ генерирует синтетическое изображение, проецируемое на внутреннюю поверхность сферы)

собой поступающее через телекамеру изображение, имеющее поле обзора порядка 60° , за которым показывается почти однородное голубое «небо» и темная «земля» для отметки горизонта.

Целью современных разработок в области тренажеров является воспроизведение для летчика почти полной визуальной обстановки. В настоящее время предпочтение отдается схемам, где кабина экипажа устанавливается в центре сферического экрана, на внутреннюю поверхность которого с большей точностью проецируется изображение различных объектов. В полете летчик видит объекты в основном на большом удалении (более 100 м), поэтому необходимо, чтобы на экран их изображения проецировались без параллакса, т. е., по крайней мере, на расстоянии 4—6 м. Для этого применяются сферы-экраны диаметром 8—12 м, в центр которых помещают летчиков. Для того чтобы летчики могли «вести» воздушный бой один против другого или выполнять полет строем, все чаще используют двоянные сферы (рис. 1). Для расширения области полетов, которая в ТВ системах ограничена размерами макета аэродрома, применяют системы визуализации с генерированием изображений от ЭВМ. При этом получается картина полета, выполняемого на большей площади.

СТЕПЕНЬ ДОСТОВЕРНОСТИ МОДЕЛИРУЕМОГО ИЗОБРАЖЕНИЯ

Для обеспечения максимальной степени достоверности воспроизводимой картины полета летчику желательно, чтобы:

изображение имело достаточно большую яркость, обеспечивающую высокие качества видимой обстановки;

изображение содержало необходимые детали, обычно видимые в реальном полете;

отсутствовало послесвечение проецируемых изображений.

В тренажерах со сферическими экранами в настоящее время невозможен показ изображений, которые по своей освещенности полностью бы соответствовали естественной освещенности в дневных условиях. На рис. 2, однако, можно видеть (кривая B), что начиная с яркости ~ 1 св/м² разрешаю-

щая способность почти не меняется. Эта величина является минимальной для тренажеров.

Чтобы наблюдатель мог различать детали изображения, необходимо, чтобы яркость L (или цвет) этих деталей заметно отличалась от яркости фона I . В оптике контрастность определяется как отношение разности яркостей к их сумме $(L - I / L + I)$; размеры деталей должны быть достаточными. В дневных условиях человеческий глаз может различать детали величиной свыше $0,5^\circ$ при контрастности 5% и объекты протяженностью от нескольких дуговых секунд до дуговой минуты при контрастности 1 (зона, близкая к $\alpha = 0$ на кривой A, рис. 2).

Для того чтобы можно было замечать детали проецируемых объектов, они должны обладать по возможности наибольшей контрастностью. В сфере при наличии светлого рассеивающего покрытия (в настоящее время оно очень часто применяется) наблюдается явление множественного рассеянного отражения: каждое из проецируемых на сферу изображений создает «паразитное» освещение, которое

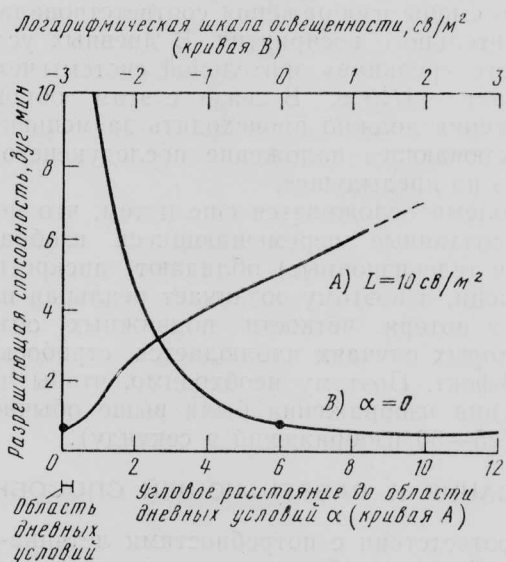
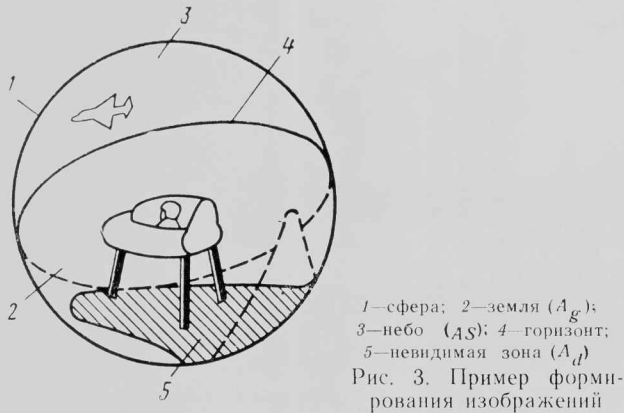


Рис. 2. Зависимость разрешающей способности зрения от угла поля обзора α (кривая A) и освещенности (кривая B)

добавляется к «полезному» свету изображения, из-за чего падает контрастность видимых элементов. Например, в сфере на участке A_s (рис. 3) имеется изображение большой яркости, соответствующее картине неба, на участке A_g — изображение слабой яркости, соответствующее картине аэродрома, а третий участок A_d закрыт кабиной



и летчику не виден. Если коэффициент рассеянного отражения (или альbedo) внутреннего покрытия сферы обозначить через R , то отношение яркости, полезной для изображения (результат первого отражения), к «паразитной» яркости (результат множественных отражений) пропорционально величине $1 - R$. Чтобы контрастность изображения не слишком ухудшалась в результате множественных отражений, необходимо иметь R небольшой величины. Значение $R = 0,15$ удовлетворяет компромиссу между потерей света в первичном изображении и потерей контраста из-за множественных отражений.

Такое положение заставляет использовать ТВ проекторы, обеспечивающие большой световой поток; например, если в сфере радиусом 5 м (площадью 300 м²) участок A_s занимает половину ее площади и если $R = 0,2$, то для получения яркости выше 1 св/м² потребуется световой поток более 2500 лм.

Во избежание послесвечения необходимо, чтобы скорость смены изображения соответствовала скорости зрительного восприятия. В дневных условиях видимости «реакция» зрительной системы человека составляет $\sim 1/15$ с. В связи с этим обновление изображения должно происходить за меньшее время, исключаяющее наложение последующего изображения на предыдущее.

Проблема осложняется еще и тем, что искусственно созданные перемещающиеся изображения (кино- и телевизионные) обладают дискретностью по времени, и поэтому возникает реальная или кажущаяся потеря четкости подвижных объектов. В некоторых случаях наблюдается стробоскопический эффект. Поэтому необходимо, чтобы частота обновления изображения была выше обычно принятой (25—30 изображений в секунду).

ТРЕБОВАНИЯ К РАЗРЕШАЮЩЕЙ СПОСОБНОСТИ

В соответствии с потребностями летчика-оператора необходимо обеспечить заданную разрешающую способность в направлении взгляда летчика при соответствующих уровнях контрастности и яркости в пределах общего поля зрения, например, по

140° влево и вправо, 90° вверх и 70° вниз (рис. 4). В военной авиации необходимое поле обзора составляет ~ 10 ср, в то время как небольшая видимая деталь площадью ~ 1 мин² занимает $\sim 10^{-7}$ ср. Для обеспечения очень высокой степени достоверности воспроизводимой картины летчику надо было бы представить $10^8 - 10^9$ различных элементов. Однако в настоящее время генераторы синтетического изображения не могут создавать такое число элементов при заданной разрешающей способности.

Во избежание перегрузки ЭВМ и системы процирования зоны наблюдения можно разделить по их важности. В зоне A , охватывающей небо, не требуется высокая разрешающая способность, так как здесь структура изображения не имеет большого значения, особенно если выполняется атака наземных целей. Для показа деталей в основном интересна зона B , где требуется высокая разрешающая способность. Зона C наиболее характерна для обзора из вертолета и может отсутствовать в самолетном тренажере.

В зоне B ($70^\circ \times 270^\circ$) потребовалось бы воспроизвести не менее $5 \cdot 10^7$ различных элементов, тогда как современный проектор может показать максимум 10^6 элементов. Поэтому необходимо компромиссное решение с учетом следующих возможностей: либо уменьшить поле обзора, либо в одной зоне обеспечивать высокую разрешающую способность, соответствующую дневной видимости.

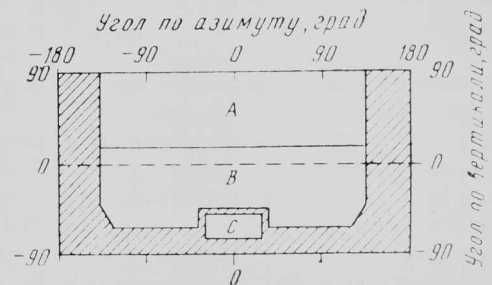


Рис. 4. Типичное поле зрения для пилота вертолета (сфера произвольно представлена прямоугольником размерами $\pm 180^\circ$ (влево — вправо) и $\pm 90^\circ$ (вверх — вниз). Поле зрения, закрытое от пилота кабиной, заштриховано)

Первое решение заключается в том, что с помощью трех проекторов формируется поле обзора с шириной по горизонтали 210° , что позволит получить разрешающую способность в среднем ~ 5 дуг. мин. Второе решение состоит в определении ориентирования головы летчика с помощью нашлемного датчика и направления его взгляда посредством окулометра. В данном случае удовлетворят достаточно «грубое» изображение области, находящейся вне зоны дневной видимости (10 дуг. мин), и изображение с высокой разрешающей способностью только участка визирования. На рис. 2 видно, что разрешающая способность уменьшается до 6 дуг. мин при отклонении на 8° от оси визирования. Чтобы обеспечить соответствующую точность видения, достаточно поле размером $20^\circ \times 20^\circ$ (с учетом погрешности при измерении направления взгляда). Разрешающая способность в имеющихся системах визуализации составляет около 800 точек на строку (соответствует 1,5 дуг.

мин), а в будущем будет увеличена до 1500 точек на строку. Это обеспечит получение изображения с выборочной разрешающей способностью, соответствующей разрешающей способности человеческого глаза за счет использования оборудования для изменения стандарта развертки в зонах, где необходима высокая разрешающая способность.

Концепции, предусматривающие наложение изображений от различных проекторов, требуют строгого соответствия изображений как по степени освещенности, так и по габаритным размерам.

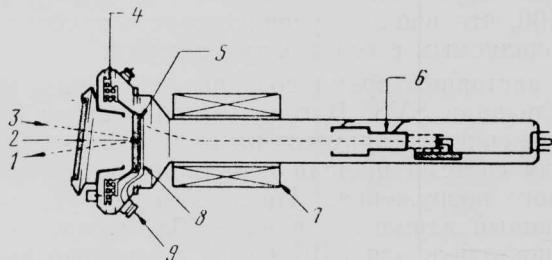
СИСТЕМА ВИЗУАЛИЗАЦИИ ФИРМЫ СОДЕРН

Система визуализации фирмы Содерн (SVS) позволяет проецировать на экраны размером 100 м² изображения без мерцаний, имеющие достаточную степень освещенности.

Система SVS основана на использовании опто-электронных модуляторных осветительных ламп, созданных в лаборатории электроники и прикладной физики. Схема лампы представлена на рис. 5.

Главным элементом в этой лампе является тонкая пластина, выполненная из дейтеризированного монофосфата калия P04D2K и обладающая прозрачностью при видимом свете. В пластине применяется эффект Поккельса, определяемый как двойное лучепреломление, которое индуцируется электрическим полем, параллельным направлению распространения света.

В лампе (рис. 6) на лицевой поверхности пластины (со стороны света) имеется тонкий слой полупроводника, служащего прозрачным электродом.



1—выход; 2—световой поток; 3—вход; 4—термоэлектрическое охлаждающее устройство (на основе эффекта Пельтье); 5—кристаллическая пластина из материала P04D2K; 6—электронная пушка; 7—отклоняющие и фокусирующие катушки; 8—сетка; 9—входной видеосигнал
Рис. 5. Конструкция осветительной модуляторной лампы

На «электронной» стороне имеется диэлектрическое зеркало, состоящее из чередующихся слоев изоляционного материала с высоким и низким показателями преломления. Свет, проходя через «окно» в лампе, отражается от зеркала и таким образом пересекает пластину дважды.

По внешней части диэлектрического зеркала в результате термоэлектронной эмиссии пробегает пучок электронов, которые ускоряются при разности потенциалов в несколько сот вольт. Поверхностный слой зеркала устроен так, что каждый падающий и ускоренный электрон может выбивать в среднем два вторичных электрона: если потенциал на поверхности зеркала меньше потенциала на расположенной рядом металлической сетке, то эти электроны будут собираться сеткой, и, следовательно, потенциал поверхности зеркала возрастет. Однако если потенциал зеркала больше потенциала

на сетке, вторичные электроны вернуться на зеркало, и тогда потенциал уменьшится. Таким образом, пучок электронов представляет непрерывно перемещающееся местное короткое замыкание между сеткой и зеркалом. Поэтому на диэлектрическом зеркале посредством пластины из материала P04D2K можно записать «электронное» изображение, посылая видеосигнал между прозрачным кристаллическим электродом и металлической сеткой.

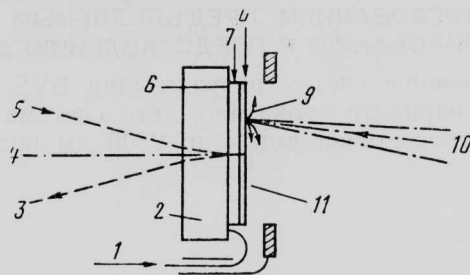
Благодаря эффекту Поккельса в кристалле происходит преобразование созданного электрического поля. Скорость распространения света в кристалле зависит от направления плоскости поляризации падающего света. После пересечения пластины разность фаз между двумя волнами, которые соответствуют двум составляющим по главным определяемым кристаллом направлениям, пропорциональна местной величине прикладываемой разности потенциалов. Если кристалл осветить поляризованным светом с наклоном плоскости поляризации 45° и если отраженный свет проходит через анализатор, находящийся под углом 90° к поляризатору, то при отсутствии двойного лучепреломления (при нулевом напряжении видеонаблюдения V) передаваемая интенсивность свечения будет нулевой и будет увеличиваться с повышением V; при этом полное пропускание достигается при V=140 В. Таким образом, временные изменения видеосигнала преобразуются в местные изменения электрического поля и двойного лучепреломления в кристалле и, значит, освещенности поля изображения.

Основные характеристики создаваемых таким способом изображений следующие.

Пластина двойного лучепреломления и зеркало изготавливаются из высококачественных диэлектриков. Полученные электрические заряды не перемещаются в глубину и по поверхности; формируемое изображение сохраняется без потери деталей; лампа выполняет функции запоминающего устройства для изображения.

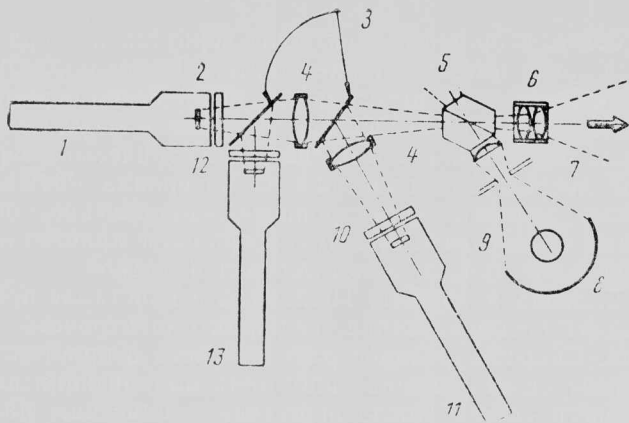
Электронный пучок может не только посылать электроны, но и принимать их обратно, а также может повышать или уменьшать яркость изображения и стирать хранящееся изображение в момент записи нового; при этом отсутствуют «мерцание», характерное для катодных ламп, и послесвечение.

Если электронный пучок создает достаточное число зарядов для изменения потенциала, требуемого для создания видеосигнала, то любой избыточный заряд отклоняется. Практически это позволяет



1—входной видеосигнал; 2—подложка из материала F2Ca; 3—выход; 4—свет; 5—вход; 6—прозрачный электрод; 7—кристаллическая пластинка из материала P04D2K; 8—диэлектрическое зеркало; 9—вторичные электроны; 10—пучок электронов; 11—сетка

Рис. 6. Электрооптический элемент осветительной модуляторной лампы



1—лампа зеленого цвета; 2—зеленый фильтр; 3—дихроичные зеркала; 4—объектив; 5—поляризатор-анализатор; 6—проецирующая оптика; 7—диафрагма поля обзора; 8—эллипсоидное зеркало; 9—ксеноновая дуговая лампа; 10—синий фильтр; 11—лампа синего цвета; 12—красный фильтр; 13—лампа красного цвета

Рис. 7. Принципиальная схема системы цветного изображения SVS

убрать строчную структуру, которая всегда видна и часто мешает восприятию на близком расстоянии (что отмечается при применении ТВ катодных ламп).

Свет нигде не модулируется посредством поглощения; модуляторная лампа и ее оптические устройства могут управлять потоком большой величины при отсутствии вредного нагрева.

С помощью одной лампы можно получать черно-белые изображения. Посредством классического сложения трех цветов (красного, зеленого и синего) можно получать цветные изображения. На рис. 7 показана принципиальная схема трехцветной системы визуализации SVS. Ксеноновая дуговая лампа, находящаяся в фокусе эллиптического зеркала, почти равномерно освещает плоскость диафрагмы поля обзора. Затем свет проходит через поляризатор, но при этом половина потока не отклоняется и поэтому теряется. Другая, поляризованная, половина потока направляется к лампам. Дихроичные зеркала позволяют без потерь разделить красную, зеленую и синюю области спектра, которые после модуляции в лампах рекомбинируются, прежде чем пройти через поляризатор, в данном случае одновременно являющийся и анализатором. Проекционные оптические устройства позволяют регулировать выходящий из анализатора световой поток (угол поля обзора, расстояние до изображаемых объектов) и геометрические параметры показываемых наблюдателю изображений.

СООТВЕТСТВИЕ СИСТЕМ ВИЗУАЛИЗАЦИИ SVS ТРЕБОВАНИЯМ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫМ К МОДЕЛИРОВАНИЮ И ПРЕДСТАВЛЕНИЮ ДАННЫХ

Применение систем визуализации SVS в трехцветном варианте показало, что система может обеспечить световой поток до 2500 лм при лампе

мощностью 4 кВт, свыше 1500 лм при лампе 2,5 кВт и менее 1000 лм при лампе 1,6 кВт. Свечение на выходе из проектора имеет равномерную интенсивность с отклонением в пределах 20% во всем поле, что вполне соответствует требованиям моделирования.

В используемых в настоящее время лампах цветного изображения (после наложения трех составляющих) может обеспечиваться 10%-ный коэффициент модуляции (коэффициент передачи контрастности) для периодической миры, пространственная частота которой соответствует 750 штрихам по ширине поля. Проводимые в настоящее время разработки направлены на значительное повышение пространственной разрешающей способности ламп и приборов.

Емкость памяти ламп позволяет включать в общий фон изображения такие элементы, как, например, самолет противника, цели и т. д., показываемые на уровне лампы. Это выполняется при различных стандартах развертки и не вызывает трудностей в согласовании.

На лампах с таким же принципом развертки, что и в катодных, можно проводить геометрическую коррекцию изображения, вводя круги, эллипсы, трапеции, нелинейности, кривизну и т. д. Это преимущество может быть использовано для наложения изображений, создаваемых несколькими проекторами.

Динамический показатель интенсивности (отношение максимального уровня белого цвета к минимальному уровню черного цвета) в трехцветной системе визуализации SVS может достигать значения 100, что вполне удовлетворяет требованиям, предъявляемым сегодня к тренажерам.

В настоящее время созданы два типа системы визуализации SVS. В трехцветной системе SVS 12 изображение генерируется на 1000 строк развертки. Данная система прошла испытания в центре электронного вооружения. После этого ее усовершенствованный вариант в начале 1984 г. предполагалось поставить для ВВС США. Несколько экземпляров одноламповой системы SVS 15, генерирующей черно-белое изображение, планировалось поставить для ВВС Франции (в конце 1983 г.).

Другое применение системы SVS — представление данных в военных командных пунктах. Один из разработанных для этих целей вариантов системы SVS 23 (развертка на 1250 строк) был передан для ВМС Дании. Система может также обеспечить в реальном масштабе времени показ видеозображений в европейском стандарте с разверткой на 625 строк.

Референты Л. Б. Беляев, Н. Н. Смирнова.
Редактор Л. Б. Беляев.

ИСПЫТАНИЯ МОДЕЛЕЙ И ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ ПЛИТОК МВКА «СПЕЙС ШАТТЛ» В АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБАХ NASA*

Из многих экспериментальных установок, применявшихся при разработке МВКА «Спейс Шаттл», наибольшую роль сыграли аэродинамические трубы (АДТ). Начиная с 1972 г., когда фирма Рокуэлл получила контракт на проектирование и изготовление МВКА, в АДТ были проведены испытания в объеме 65 000 ч, что явилось рекордом для авиационно-космических систем.

Из общего объема испытаний 45% времени (свыше 29 000 ч) пришлось на испытания в АДТ научно-исследовательского центра (НИЦ) им. Эймса (NASA). Помимо этого свыше 10 000 ч были потрачены на исследование концепции МВКА еще до того, как был выдан контракт на его проектирование и изготовление.

Испытания по программе МВКА «Спейс Шаттл» проводились в следующих девяти АДТ НИЦ им. Эймса:

1. АДТ с рабочей частью (РЧ) 12×24 м.
2. АДТ переменного давления с РЧ 3,7 м.
3. Трансзвуковая АДТ с РЧ 4,3 м.
4. Трансзвуковая АДТ с РЧ 3,4 м.
5. Трансзвуковая АДТ с РЧ 0,6 м.
6. Сверхзвуковая АДТ с РЧ $2,7 \times 2,1$ м.
7. Сверхзвуковая АДТ с РЧ $2,4 \times 2,1$ м.
8. Сверхзвуковая АДТ с РЧ $1,8 \times 1,8$ м.
9. Гиперзвуковая АДТ с РЧ 1,06 м.

В указанных АДТ проводились испытания в диапазоне чисел M от 0 до 10. В АДТ с РЧ 12×24 м можно было проводить испытания модели ВКС, выполненной в масштабе $1/3$, а в АДТ переменного давления с РЧ 3,7 м проводились испытания при больших числах Рейнольдса и дозвуковых скоростях. Много испытаний проводилось в комплексе АДТ, включающем трансзвуковую АДТ с РЧ 3,4 м и две сверхзвуковые АДТ с рабочими частями $2,7 \times 2,1$ м и $2,4 \times 2,1$ м, которые обеспечивали необходимое сочетание чисел Маха и Рейнольдса ($M=0,6 \div 3,5$ и Re в зависимости от величины полного давления в диапазоне 0,3—2 атм). В гиперзвуковой АДТ с РЧ 1,06 м проводились испытания при больших числах M , в частности при номинальных числах $M=5,7$ и 10, давлении до $126,5 \text{ кгс/см}^2$ и температурах до 1390 К.

Использование этих АДТ определялось как сложной геометрической конфигурацией МВКА, так и этапами его полета, включающими старт, аварийное возвращение к стартовому комплексу, вход в атмосферу, заход на посадку и посадку. Кроме того, необходимо было детально исследовать систему теплозащиты ВКС, состоящую из плиток размером $\sim 15 \times 15$ см, приклеенных к подложкам-компенсаторам напряжений SIP, которые, в свою очередь, приклеиваются к поверхности ВКС. Толщина плиток (1—15 см) зависит от температуры нагре-

ва, однако большинство черных плиток имеют толщину 2,5—6,3 см.

При испытаниях в АДТ НИЦ им. Эймса в основном измерялись аэродинамические силы и моменты, давление и его пульсации, шумы, нагрев, динамические характеристики. Испытывались модели: одного ВКС, собранного МВКА (включающего ВКС, внешний топливный бак и стартовые ускорители), ВКС и самолета-носителя Боинг 747, а также модель МВКА с воспроизведением холодных и горячих струй. Помимо этого потребовалось много моделей элементов ВКС, включая крупномасштабные секции, модели для воспроизведения потоков, панели и теплозащитные плитки.

При испытаниях в АДТ обычно использовались стандартные тензометрические весы, коммутирующие клапаны давления, датчики давления, тензометры и термометры. Иногда производились специальные наладки и монтаж.

В исследованиях, проводившихся по заданиям космического центра им. Джонсона, НИЦ им. Эймса обеспечивал эксперименты в АДТ, обслуживание труб, приборного оборудования и сбор данных. Фирма Рокуэлл также проводила испытания и одновременно отвечала за составление технических условий на испытания, за проектирование и изготовление моделей и анализ полученных данных.

АЭРОДИНАМИКА ПЛАНЕРА

В сверхзвуковой АДТ с РЧ $2,7 \times 2,1$ м испытывались несколько моделей для определения действующих на МВКА аэродинамических нагрузок и сил. Наибольшее число датчиков было установлено на модели в масштабе 0,03, предназначенной для определения нагрузок, и на модели в масштабе 0,02, предназначенной для определения аэродинамических сил. Эти модели прошли также испытания в трансзвуковой АДТ с РЧ 3,4 м и в сверхзвуковой АДТ с РЧ $2,4 \times 2,1$ м при числах M от 0,6 до 3,5.

Модель МВКА для определения давлений, выполненная в масштабе 0,03, имела 1670 дренажных отверстий, подсоединенных к находящимся внутри модели коммутирующим клапанам. Всего использовалось шесть приводных блоков на 38 клапанах, каждый из которых обслуживал 48 отверстий. Модель ВКС, кроме того, имела встроенные шестикомпонентные весы, трехкомпонентные системы для измерения деформаций крыла и два датчика измерения шарнирных моментов. Модель МВКА в масштабе 0,02 для измерения аэродинамических сил имела четыре комплекта шестикомпонентных весов (по одному в моделях ВКС, внешнего топливного бака и двух стартовых ускорителей), три трехкомпонентные системы измерения деформаций на крыле и киле ВКС и два датчика измерения шарнирных моментов на элевонах крыла.

В носовой части модели ВКС, выполненной в масштабе 0,05, была установлена гидравлическая

* Сое С. F., Brownson J. J. Instrumentation applications to Space Shuttle models and thermal protection system tiles tested in NASA—Ames wind tunnels.

ICIASF—81 Record, p. 136—149.

насосная система для привода семи рулевых поверхностей. Модель испытывалась в АДТ, имеющих рабочие части 3,7; 3,4; 2,7×2,1 и 2,4×2,1 м в диапазоне чисел М от 0,2 до 3,5. Вначале предполагалось, что программа отклонения рулевых поверхностей и изменения углового положения модели будет полностью выполняться ЭВМ; однако из-за неподготовленности программного обеспечения пришлось все отклонения выполнять вручную с пульта дистанционного управления.

Проводились испытания для определения аэродинамических характеристик ВКС и самолета-носителя в момент разделения. При испытаниях модели ВКС и самолета-носителя Бонинг 747, выполненные в масштабе 0,015, крепились на сдвоенной державке в АДТ с РЧ 4,3 м. Вторая державка с моделью ВКС имела привод от шести винтовых домкратов, обеспечивавших изменение углов атаки и скольжения модели и ее линейные перемещения по осям X, Y и Z. В каждой модели были установлены шестикомпонентные весы. Управление механизмами привода моделей ВКС и самолета Бонинг 747 при испытаниях на разделение осуществлялось полностью мини-ЭВМ (рис. 1). Была получена, проверена и при необходимости скорректирована заранее заданная сетка отдельных испытательных точек для каждого маневра при отделении (включая угловые положения, линейные перемещения и скорость системы ВКС — носитель при испытаниях в АДТ). После этого осуществлялся сбор всех данных, их хранение и представление.

Проведенные работы продемонстрировали большие преимущества широкого использования ЭВМ при испытаниях в АДТ с точки зрения управления моделью, получения данных и их обработки в реальном масштабе времени. В настоящее время в аэродинамических трубах, построенных по единому плану в НИЦ им. Эймса, устанавливается совершенно новая система сбора и обработки данных одновременно с высокоскоростными механизмами для державки модели, что повысит эффективность АДТ и точность получаемых данных.

Большую роль играли испытания моделей элементов МВКА, которые позволили уточнить некоторые геометрические данные и соответствующие поля обтекания. Например, были испытаны: модель секции внешнего топливного бака, модель стенки фюзеляжа и грузового отсека в условиях надува и многочисленные модели панелей. Модель носовой части ВКС в масштабе 0,1 использовалась для калибровки системы сбора воздушных данных. ПВД располагался на нижней правой стороне носовой части ВКС (на реальном аппарате датчик размещается на специальной панели в крыле и выдвигается в поток после входа ВКС в атмосферу). Другая аэродинамическая модель устанавливалась в АДТ с РЧ 3,4; 2,7×2,1 и 2,4×2,1 м. На ней с помощью холодных струй воспроизводилась работа стартовых ускорителей и двигателей ВКС для определения нагрузок, действующих от продуктов сгорания силовой установки аппарата. Испытания с холодными струями (использовался сжатый воздух под давлением 21 атм), проведенные еще на первых этапах разработки МВКА, выявили необходимость сдвига назад стартовых ускорителей во избежание отрыва потока на элевонах ВКС. Для моделирования работы стартовых ускорителей проводились также испытания с горячими струями (использовались канистры с пороховыми зарядами). Полученные данные подтвердили результаты испытаний с применением холодных струй.

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ НАГРЕВ

Эти испытания проводились, в частности, на модели полностью собранного МВКА в масштабе 0,0175, при числе $M=5$ в диапазоне температур 725—1390 К. На внутренней поверхности обшивки модели крепились 1200 терморпар; причем в точках, где должны были проводиться замеры температур, обшивка фрезеровалась до толщины 0,76 мм. Критические по нагреву зоны обычно выявлялись при предварительных испытаниях с использованием масляной пленки (двуокись титана), термочувствительных красок или их комбинаций. Аналогичные испытания проводились и на модели ВКС при числе $M=7$. В среднем продолжительность каждого испытания составляла 3 с с выполнением следующих

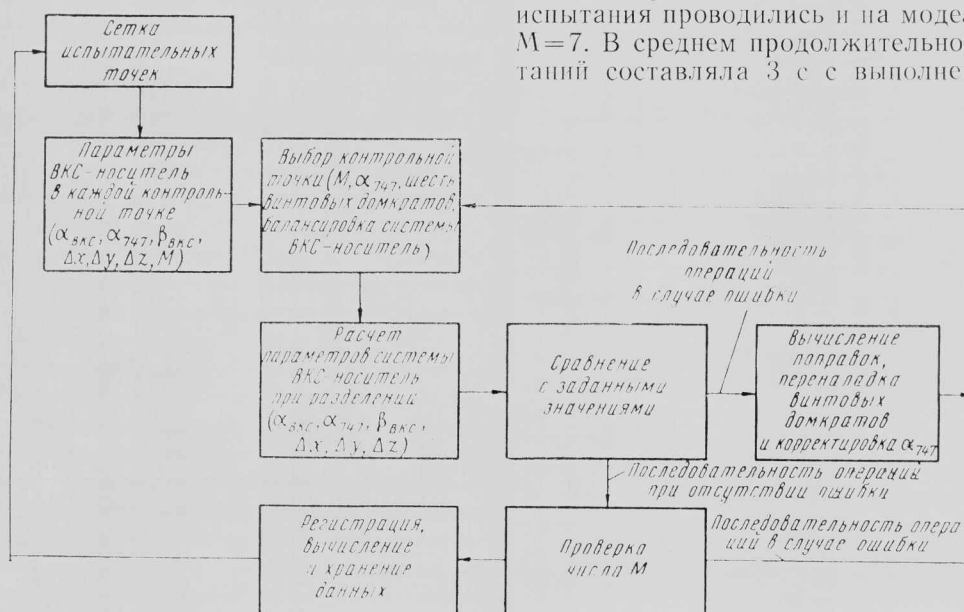
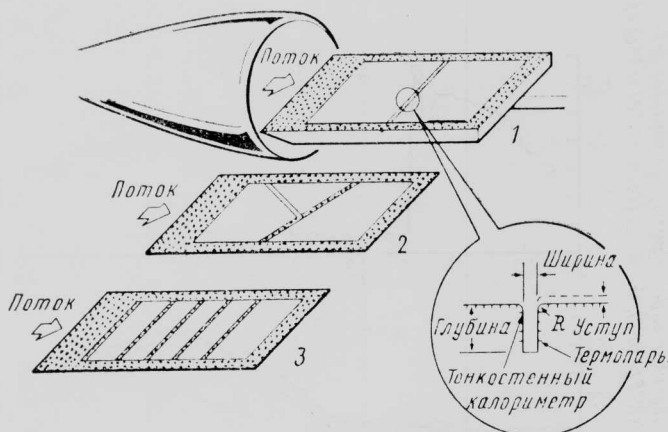


Рис. 1. Схема применения мини-ЭВМ при испытаниях модели ВКС и самолета-носителя Бонинг 747 на разделение



1—единичный зазор; 2—диагональные пересекающиеся зазоры; 3—несколько зазоров

Рис. 2. Испытания теплозащитных плиток в гиперзвуковой АДТ с РЧ 1,06 м (параметры потока: $M=5,1$; $Re/M=1,64 \cdot 10^6 - 6,5 \cdot 10^6$; пограничный слой—ламинарный и турбулентный; переменные параметры зазора: ширина, глубина, уступ и угол скоса потока)

операций: 1 с — на введение модели в поток, 1 с — на получение данных и 1 с — на выведение модели из потока. При таком методе сводится к минимуму прохождение теплового потока в модель, что позволяет с максимальной точностью замерять уровни конвективной теплопередачи от потока.

На рис. 2 показана одна из моделей теплозащитного покрытия для исследования нагрева в зазорах и уступах между плитками. В больших зазорах могут возникать повышенные температуры, а уступы влияют на местное обтекание и на нагрев в зазорах. Расчетный допустимый межплиточный зазор составлял 1,14 мм, однако его трудно было выдержать при креплении плиток. Кроме того, величина зазора и уступов меняется в зависимости от аэродинамических нагрузок. Испытания по определению нагрева в зоне зазоров проводились при числе $M=5$ с использованием пластинчатого держателя, укрепленного на механизме ввода — вывода модели. При испытаниях воспроизводились условия ламинарного и турбулентного пограничного слоя с изменением ширины и глубины зазора, а также высоты уступа и скоса потока. Использовались термопары, установленные на нижней поверхности пластины из нержавеющей стали толщиной 0,254 мм, имеющей контур теплозащитной плитки вблизи зазора. Аналогичные испытания также проводились для изучения нагрева в зазоре между элевонами.

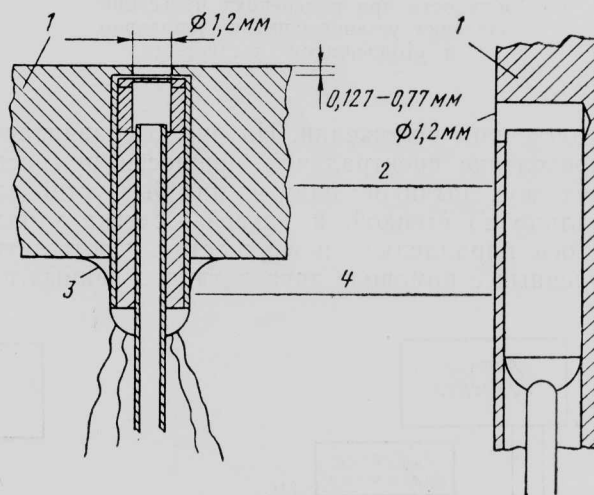
АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ ШУМ

Наиболее сложными оказались испытания с использованием модели МВКА в масштабе 0,035, предназначенной для измерения аэродинамического шума и динамических нагрузок. Испытания модели проводились в АДТ с РЧ 3,4 м и $2,7 \times 2,1$ м в диапазоне чисел $M=0,6 - 2,5$. Эти испытания представляли особый интерес вследствие установки большого числа миниатюрных датчиков динамического давления (237 датчиков) и использования специальной системы сбора данных и методики испытаний.

Все установленные на модели датчики (типа Кюлит КСQL-7А-093-4D) крепились на небольших съемных блоках, причем сам датчик был слегка утоплен (рис. 3). Там, где позволяла толщина мо-

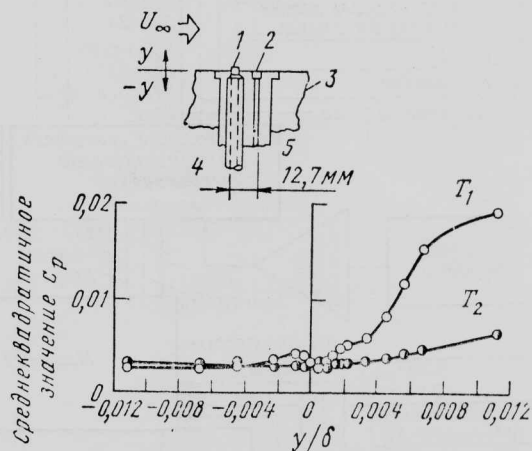
дели, диафрагма датчика параллельна поверхности модели, а в других местах (например, на крыле и на киле) ось датчика параллельна поверхности. Такой способ установки принят для исключения влияния монтажа датчиков на измерения пульсаций давления.

На рис. 4 показано влияние положения датчика, установленного на стенке АДТ с РЧ $2,7 \times 2,1$ м, на проводимые измерения (использовались два датчика диаметром $\sim 3,2$ мм). В процессе испытаний изменялась величина выхода датчика в поток. Испытания в АДТ показали, что в условиях сверхзвукового присоединенного пограничного слоя выход датчика в поток на величину, соответствующую 0,5% толщины пограничного слоя, может привести почти к пятикратной ошибке в измерении пульсаций давления. Соответственно сильное влияние этот фактор оказывает и на спектральную мощность пульсаций давления и на функции когерентности между соседними измерениями. Все эти эффекты значительно слабее при установке датчика в слег-



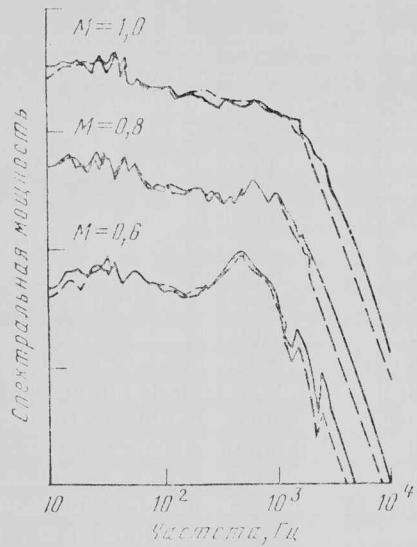
1—поверхность модели; 2—монтажные блоки; 3—клей; 4—датчики диаметром 2,36 мм

Рис. 3. Схема установки датчиков давления в модели для измерения аэродинамического шума



1—датчик T_1 с переменной высотой выхода в поток; 2—датчик T_2 , установленный заподлицо; 3—стенка АДТ; 4—корпус датчика; 5—болт

Рис. 4. Влияние выхода датчика давления в поток на измерение пульсаций давления ($M_\infty=1,68$; толщина пограничного слоя (δ) 112,5 мм; y —выход датчика в поток)



— датчик, установленный заподлицо;
 --- датчик, утопленный в полость диаметром 1,2 мм (ось датчика параллельна потоку)

Рис 5. Распределение спектральной мощности при измерениях пульсаций давления установленными заподлицо и утопленными датчиками

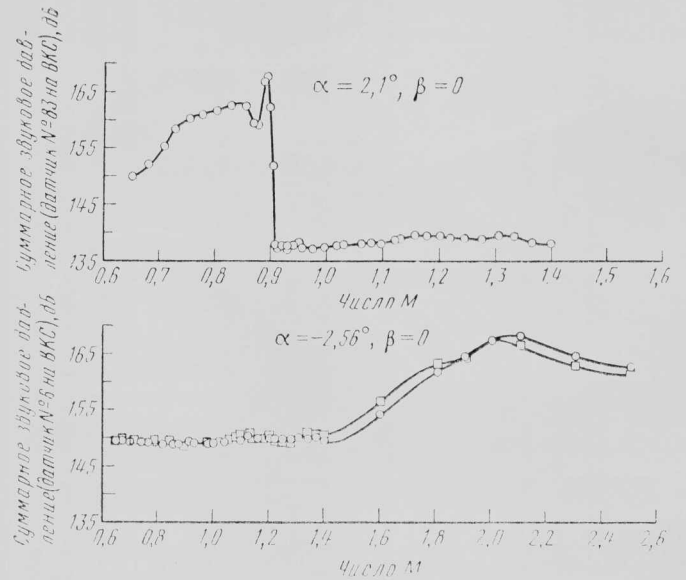


Рис. 7. Ожидаемые суммарные уровни звукового давления при старте ВКС

ка утопленном положении. На рис. 5 сравнивается распределение спектральной мощности при испытаниях двух датчиков: один из них был установлен заподлицо со стенкой, а другой — слегка утоплен (его ось параллельна поверхности). Соответствие полученных с помощью двух датчиков данных под-

твердило приемлемость второго варианта установки, так как расхождения в показаниях находились в пределах точности эксперимента.

Блок-схема системы сбора динамических данных при испытаниях по определению аэродинамического шума представлена на рис. 6. Система может обслуживать до 120 датчиков, и поэтому для получения данных от установленных на модели 237 датчиков испытания проводились дважды.

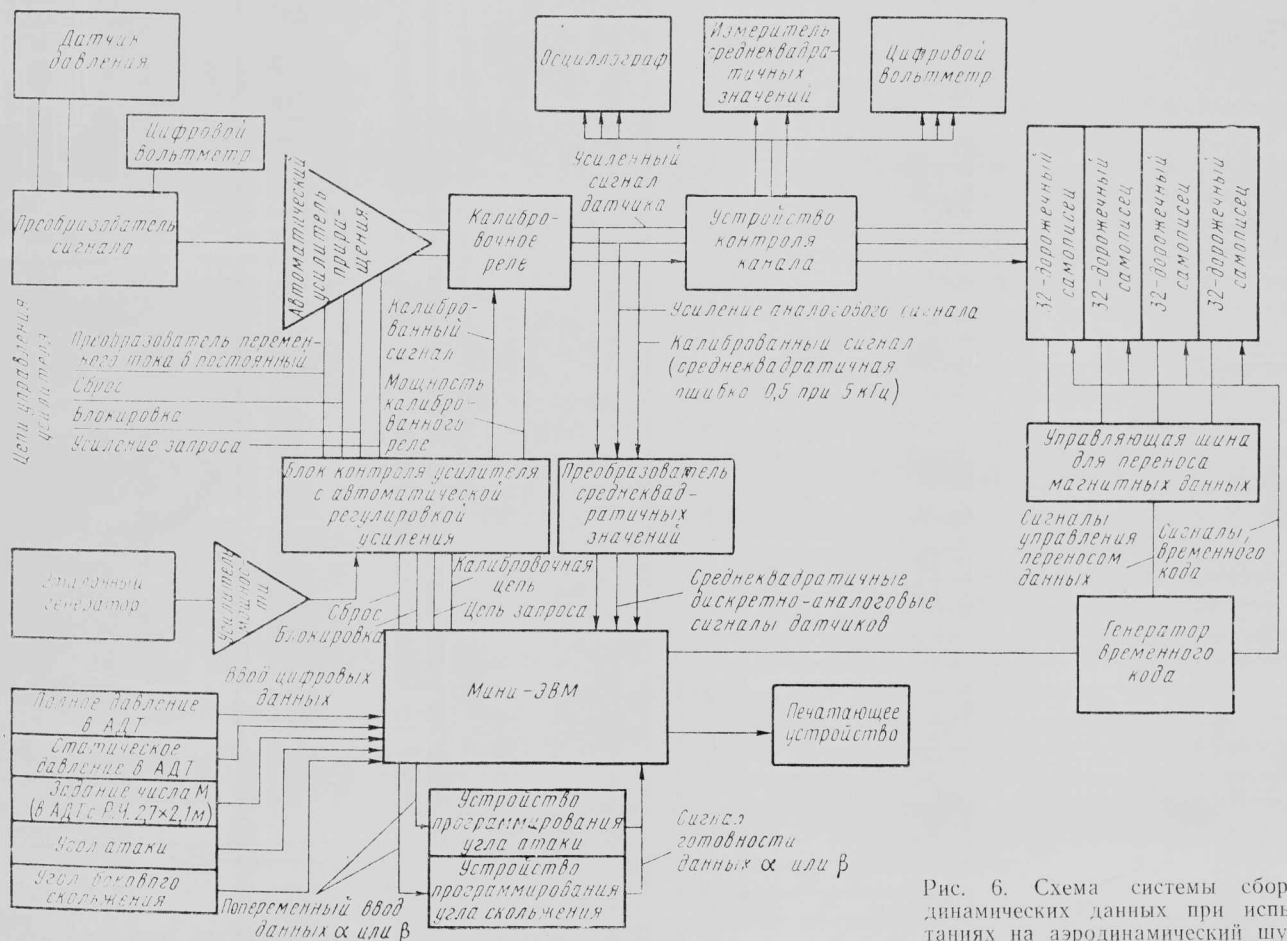


Рис. 6. Схема системы сбора динамических данных при испытаниях на аэродинамический шум

Интересной особенностью испытаний на аэродинамический шум является то, что для получения данных при малом изменении условий испытаний использовался метод развертки с паузой, обеспечивавшей последовательное изменение чисел M в АДТ с РЧ 3,4 м и углов атаки (α) и скольжения (β) как в АДТ с РЧ 3,4 м, так и в АДТ с РЧ 2,7×2,1 м. Мини-ЭВМ осуществляла полное управление перемещениями модели по углам α и β и запись цифровых данных в течение 30-секундной паузы между развертками. Управление развертками по числу M осуществлялось вручную; для записи цифровых данных также использовались паузы по 30 с. Запись аналоговых данных проводилась непрерывно в процессе разверток. Использование в этих испытаниях метода разверток связано с тем, что максимальные уровни шума при наличии скачков уплотнения и отрывных течений могут резко меняться с изменением значений числа M и углов α и β .

На рис. 7 показано расчетное изменение ожидаемого суммарного уровня звукового давления на ВКС в зависимости от числа M . Датчик № 83 был установлен на верхней части фюзеляжа ВКС (над кабиной). Высокие уровни звукового давления, вызванного отрывом потока, отмечаются при числе $M < 0,875$. Начиная с числа $M = 0,885$ существенно влияют изменения параметров скачка уплотнения. Датчик № 6 находился на нижней поверхности фюзеляжа перед передним узлом крепления ВКС к внешнему топливному баку. В этом случае заметно влияние отрыва сверхзвукового пограничного слоя.

ДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ ПЛИТОК

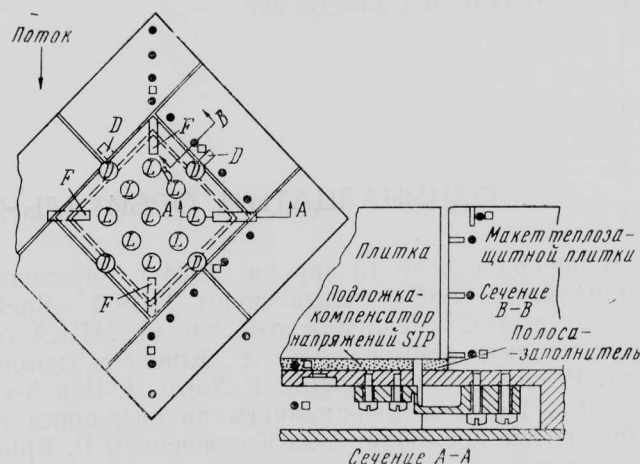
Эти характеристики определялись в ходе специальных испытаний. Несколько плиток крепились на упругих площадках, имитировавших конструкцию ВКС. При испытаниях для соответствующих зон ВКС с помощью специальных устройств обеспечивался поток с высокими градиентами давления и динамическими нагрузками. При испытаниях теплозащитной панели в трансзвуковой АДТ с РЧ 3,4 м использовался отклоняемый щиток (с гидравлическим приводом в крепежном устройстве) для формирования перед панелью вторичного скачка уплотнения в трансзвуковом потоке и отрыва потока.

При испытаниях в сверхзвуковой АДТ с РЧ 2,7×2,1 м щиток с гидравлическим приводом находился за панелью для создания на плитках скачка уплотнения в сверхзвуковом потоке и отрыва потока.

Приборное оборудование, применявшееся для определения динамических характеристик плиток, включало коммутирующие клапаны, датчики пульсаций давления и акселерометры. При каждом испытании сначала с помощью калибровочной панели проверялись условия эксперимента, а затем испытывали «рабочие» панели, имевшие ряд боковых датчиков давления для точной имитации условий испытаний. Акселерометры устанавливались на подложке под испытываемой панелью и на некоторых теплозащитных плитках.

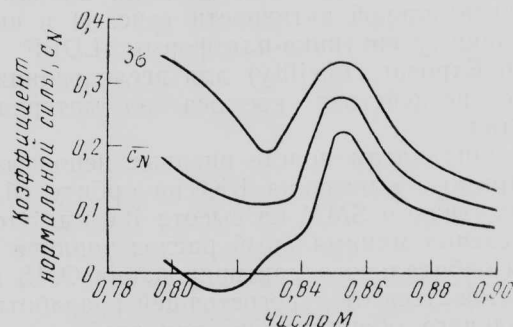
НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА ТЕПЛОЗАЩИТНЫЕ ПЛИТКИ

Для конструкции ВКС по сравнению с другими летательными аппаратами требовалось более точное определение местных нагрузок. Это связано с установкой около 32 000 теплозащитных плиток, приклеиваемых к поверхности ВКС. Каждая плитка в воздушном потоке подвергается воздействию



F — силы и моменты; L — местная нагрузка; D — смещение; \bullet — среднее давление; \square — пульсации давления

Рис. 8. Оборудование для испытаний теплозащитных плиток на воздействие аэродинамических нагрузок в трансзвуковой АДТ с РЧ 3,4 м



$c_N = N/q_\infty S$; N — нормальная сила; q_∞ — динамическое давление потока; S — площадь (232,3 см²)

Рис. 9. Изменение нагрузки, действующей на теплозащитную плитку толщиной 8,9 см

статических и динамических нагрузок, возникающих в основном из-за ее пористости. Почти вся ее внешняя поверхность покрыта сверхтонким защитным слоем. Доступ внешней среды к материалу плиток осуществляется по периметру их основания в зонах межплиточных зазоров. Поэтому внутреннее давление в плитке зависит от ее толщины, величины давления в межплиточном зазоре и размеров зазора, которые могут меняться вследствие упругости подложки-компенсатора напряжений и конструкции ВКС, а также от постоянной времени, определяемой пористостью материала плитки и площадью ее контакта с внешней средой. Из-за влияния большого числа факторов и невозможности воспроизведения на малоразмерных моделях ВКС всех особенностей его конфигурации для оценки аэродинамических нагрузок использовались различные методы анализа.

На рис. 8 показаны дополнительные детали оборудования, применявшегося при испытаниях

плиток на воздействие аэродинамических нагрузок в АДТ с РЧ 3,4 м. Чтобы сохранить статические и упругодинамические характеристики системы «теплозащитная плитка — подложка-компенсатор напряжений», датчики в самих плитках не устанавливались. Сечение А—А проходит через один из балочных тензометров, плитку, подложку-компенсатор напряжений, опорную пластину с тензометром и через полость под пластиной.

На рис. 9 представлена зависимость коэффициента нормальной силы c_N от числа M для теплозащитной плитки толщиной 8,9 см. Показаны средние значения c_N , полученные при суммировании сил, измеренных с помощью четырех балочных тензометров, а также значения пульсаций c_N , полученные при суммировании нагрузок, измеренных динамометрическими датчиками.

Референт Л. Б. Беляев.
Редактор Н. Н. Новицкий.

УДК 629.782(73)

ОДИННАДЦАТЫЙ ОРБИТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ МВКА „СПЕЙС ШАТТЛ“

В период с 6 по 13 апреля 1984 г. проходил одиннадцатый орбитальный полет МВКА «Спейс Шаттл» с ВКС «Челленджер». Экипаж МВКА состоял из пяти космонавтов: Р. Криппен (командир), Р. Скоби (пилот), Дж. Т. Харт, Д. Ван Хофтен, Дж. Нельсон (специалисты по операциям на орбите). Все космонавты, за исключением Р. Криппена, который принимал участие в первом орбитальном полете МВКА «Спейс Шаттл», не имели опыта космических полетов.

Основные задачи полета включали ремонт на орбите вышедшего из строя спутника SMM (Solar Maximum Mission) для исследования Солнца в период максимальной активности (рис. 1) и выведение на орбиту спутника-платформы LDEF (Long Duration Exposure Facility) для исследования длительного воздействия космоса на материалы и устройства.

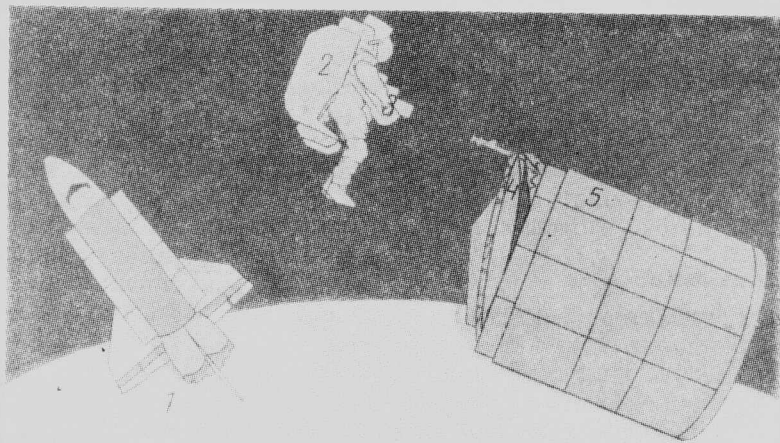
В одиннадцатом полете впервые использовался метод прямого выведения ВКС на орбиту сближения со спутником SMM на высоте 462 км. Этот метод обеспечил минимальный расход топлива ЖРД системы орбитального маневрирования OMS и позволил отказаться от дорогостоящей разработки дополнительного оборудования для этой системы.

В предыдущих полетах МВКА использовался метод выведения ВКС, предусматривавший выключе-

ние основных ЖРД SSME при скорости 7,83 км/с и последующее включение двух ЖРД OMS для увеличения характеристической скорости аппарата. Первое включение ЖРД OMS производилось через 10 мин после старта МВКА, когда ВКС сразу же после отделения внешнего топливного бака совершал полет по суборбитальной траектории. В случае отказа ЖРД OMS на этом участке полета ВКС мог бы войти в атмосферу вслед за внешним топливным баком и приводиться в одном из районов Индийского океана. Второе включение ЖРД OMS производилось через 45 мин после старта МВКА для перевода ВКС на круговую орбиту или увеличения высоты орбиты в перигее до значения, обеспечивающего продолжительный орбитальный полет.

Основные ЖРД были выключены на высоте 105 км при скорости 7,93 км/с, что на 0,1 км/с превысило штатную скорость аппарата в момент отсечки тяги в предыдущих полетах. Расход топлива основной силовой установкой значительно превысил расчетное значение.

Первоначально ВКС был выведен на промежуточную орбиту с высотой в апогее 466 км и в перигее 59 км. Через 43 мин после старта МВКА были включены ЖРД OMS, в результате чего высота орбиты в перигее увеличилась до 213 км. Впослед-



1—ВКС; 2—космонавт с установкой ММУ для передвижения в космосе; 3—ручное стыковочное устройство; 4—приемная стыковочная штанга спутника; 5—спутник

Рис. 1. Схема применения ручного стыковочного устройства для сближения спутника с ВКС

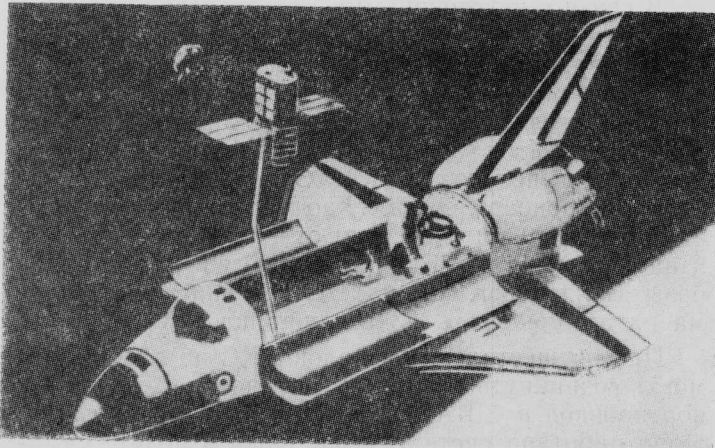


Рис. 2. Захват спутника SMM с помощью дистанционно управляемого манипулятора ВКС для установки и ремонта в отсеке полезной нагрузки

ствии ВКС был переведен на круговую орбиту высотой 462 км [1].

Ремонт спутника SMM, масса которого составляет 2,3 тс, позволит американским специалистам производить детальные исследования Солнца и фотографировать комету Галлея в 1986 г. В это время комета подойдет к Солнцу на близкое расстояние и ее наблюдение с Земли будет затруднено. По оценке специалистов, общая стоимость ремонтных работ спутника SMM составляет 50 млн. долл. После замены неисправных блоков спутник SMM сможет функционировать на орбите до 1990 г. [2].

ВКС «Челленджер» сблизился со спутником SMM 8 апреля 1984 г. Космонавту Нельсону с помощью реактивной установки для передвижения в космосе и специального стыковочного устройства не удалось состыковаться со спутником. В связи с этим экипажу ВКС пришлось выполнить ряд маневров для сближения со спутником. 10 апреля с помощью дистанционно управляемого манипулятора спутник был захвачен (рис. 2), закреплен в отсеке полезной нагрузки ВКС (рис. 3) и отремонтирован космонавтами посредством замены неисправных блоков [3].

Спутник-платформа LDEF был выведен на орбиту высотой 462 км с помощью дистанционно управляемого манипулятора. Вес спутника составляет 9,7 тс, длина ~9,1 м, ширина ~4,3 м. На спутнике установлена аппаратура для проведения 57 экспериментов. К силовому каркасу спутника LDEF, изготовленному из алюминиевого сплава, крепятся 86 панелей с полезной нагрузкой. Длина каждой панели 1,27 м, ширина ~0,96 м, толщина 76, 152 и 304 мм. Средняя стоимость проведения экспериментов на каждой панели составляет 150 тыс. долл. Спутник-платформа LDEF представляет собой пассивный космический аппарат и не имеет систем ориентации и передачи данных. В феврале 1985 г. после 10 месяцев пребывания в космосе спутник будет возвращен на Землю в ходе очередного полета МВКА «Спейс Шаттл» [4].

В результате ухудшения метеоусловий в космическом центре им. Кеннеди посадка ВКС производилась на ВПП № 17 авиабазы Эдвардс (шт. Калифорния). На 107-м витке над Индийским океаном были включены ЖРД OMS, которые проработали

248 с и обеспечили уменьшение скорости аппарата на 140,6 м/с для схода с конечной орбиты высотой ~500 км. Для ликвидации бокового отклонения плоскости орбиты от авиабазы Эдвардс через 30 мин после отработки тормозного импульса при числе $M=23$ на высоте менее 122 км выполнялся первый разворот с креном.

При числе $M=16$ производилась перекидка по крену вправо, а при числе $M=8,7$ — перекидка по крену влево. Последняя перекидка по крену выполнялась при скорости, соответствующей числу $M=3,7$. При спуске в атмосфере проведено 9 из 10 запланированных испытательных маневров. Во время последнего испытательного маневра при числе $M=1,3$, когда использовались хвостовые ЖРД реактивной системы управления, ВКС «Челленджер» начал выполнять левый разворот на 249° для выхода на крутую посадочную глиссаду с углом планирования 19° . Посадка на ВПП прошла в штатном режиме [1].

В таблице приведены данные о продолжительности подготовки МВКА «Спейс Шаттл» к первым восьми и некоторым последующим орбитальным полетам [5].

Продолжительность предстартовой подготовки МВКА «Спейс Шаттл»

Порядковый номер полета МВКА	Продолжительность подготовки МВКА, сутки					
	в корпусе обслуживания ВКС	в корпусе верти-кальной сборки	на стартовой площадке	суммарная продолжительность подготовки к полету	количество ра-бочих дней	продолжитель-ность подготов-ки ЖРД SSME
1	610	35	105	750	668	160
2	103	21	74	198	187	48
3	70	14	34	118	97	19
4	42	7	33	82	77	22
5	57	11	52	120	102	22
6	141	7	126	274	244	145
7	34	5	25	64	61	18
8	27	8	28	63	61	11
21	28	8	17	53	46	10
46	22	6	15	43	37	10

При проведении последующих 11 орбитальных полетов МВКА специалисты космического центра им. Джонсона рекомендуют в 1984—1985 гг. использовать в качестве основного места посадки ВКС грунтовые ВПП авиабазы Эдвардс. За этот период времени будут усовершенствованы методы прогнозирования быстро изменяющихся метеоусловий в космическом центре им. Кеннеди (мыс Канаверал, шт. Флорида) и более детально исследованы посадочные характеристики ВКС. В связи с тем что тормозной импульс для ВКС обрабатывается за 60 мин до касания ВПП, усовершенствованные методы прогнозирования метеоусловий должны обеспечить выдачу сводки погоды на мысе Канаверал за 90—120 мин до посадки.

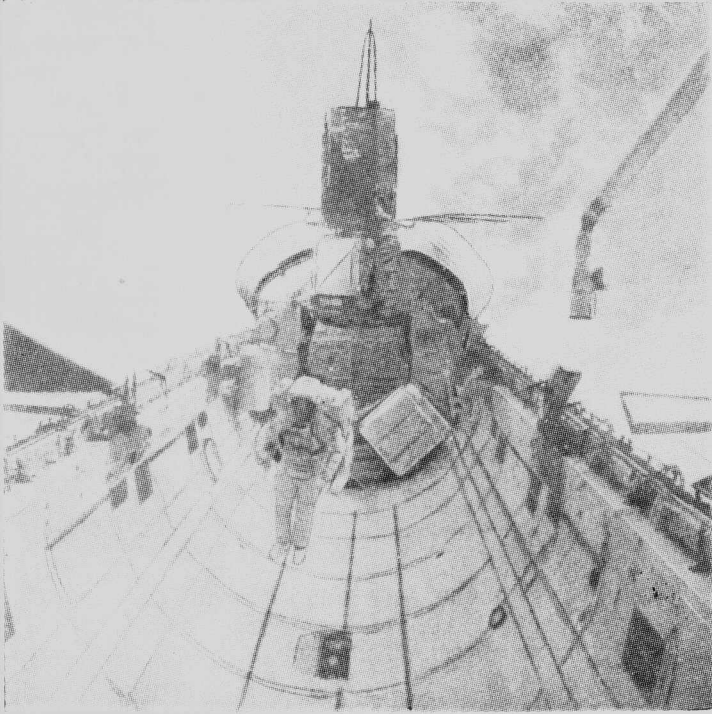


Рис. 3. Спутник SMM, установленный для ремонта в хвостовой части отсека полезной нагрузки ВКС «Челленджер»

В ходе первых 11 орбитальных полетов МВКА «Спейс Шаттл» максимальная скорость бокового ветра при посадках ВКС составила 4,1 м/с. Ни разу не осуществлялась автоматическая посадка аппарата. Первое демонстрационное испытание автоматической системы посадки ВКС, предназначенной для работы в условиях плохой видимости, запланировано на август 1984 г.

До настоящего времени в ходе послепосадочных пробегов аппарата по ВПП был проведен незначительный объем испытаний системы управления носовым колесом и тормозной системы шасси. Данные о работе этих систем должны быть получены в последующих полетах, поскольку при посадке ВКС на бетонированную ВПП космического центра им. Кеннеди в сложных условиях и при сильном боковом ветре может потребоваться использование этих систем в предельных режимах.

В связи с неустойчивыми метеоусловиями в космическом центре им. Кеннеди NASA ведет переговоры с национальным центром космических исследований Франции CNES о возможности посадок ВКС на атолл Хао в южной части Тихого океана. Посадка на атолл Хао могла бы производиться при выполнении полетов МВКА «Спейс Шаттл» с авиабазы Ванденберг. Атолл Хао расположен на расстоянии ~800 км к востоку от Гавайских островов и на расстоянии ~6760 км к юго-западу от авиабазы Ванденберг. Длина ВПП военного аэродрома на атолле более 3,3 км, ширина ~44 м.

При осуществлении посадок ВКС на атолле Хао могут возникнуть некоторые трудности с его транспортировкой в США. Если до этого момента не будет отработана система дозаправки в полете самолета-носителя Боинг 747, то с транспортируемого ВКС должны сниматься некоторые бортовые системы: основные ЖРД SSME, гондолы системы OMS и различное радиоэлектронное оборудование. После демонтажа этих компонентов сухой вес ВКС будет уменьшен до 70,3 тс.

Запуски МВКА «Спейс Шаттл» с авиабазы Ванденберг предполагается начать с октября 1985 г. В качестве другого возможного места посадки ВКС рассматривается аэродром г. Дакар, расположенный на западном побережье Африки на расстоянии ~7240 км к юго-востоку от космического центра им. Кеннеди. NASA также планирует изучить в качестве возможного места посадки ВКС авиабазу Эйельсон (шт. Аляска), которая расположена в 40 км к юго-востоку от г. Фербенкса, и аэропорт Гранд-Каунти в Вашингтоне [3].

1. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 120, 16/IV, N 16, p. 18—27.

2. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 120, 26/III, N 13, p. 26—27.

3. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 120, 23/IV, N 17, p. 18—25.

4. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 120, 2/IV, N 14, p. 45—46.

5. B i l a r d o V. J. Reducing the turnaround time for the shuttle orbiter main propulsion system at Kennedy Space Center.

AIAA Paper N 83—2623.

Референт *О. Н. Пешков*.
Редактор *Н. Н. Новичков*.

«ПИ», ОНТИ ЦАГИ, 1984, № 15, 1—27.

Редакционная коллегия: Г. В. Александров, Е. С. Вождаев, Г. Е. Даньшина (секретарь), В. Е. Денисов,
Р. Д. Иродов, А. Г. Мунип, Е. И. Ружицкий (председатель), В. М. Фролов.

Технический редактор В. Н. Добровольская

Корректор Л. Д. Курдюкова

Сдано в набор 13.07.84.

Подписано в печать 14.09.84.

Формат бумаги 60×90^{1/8}.

Типографская № 1.

Литературная гарнитура.

Высокая печать.

Бум. л. 1,75.

Усл. печ. л. 3,5.

Уч.-изд. л. 4,19.

Тираж 2872 экз.

Цена 75 к.

Типография ЦАГИ. Зак. 2021.

