

ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

ЭВМ и экспериментальные аэродинамические исследования	1
Использование техники взлета с наклонной рампы в авиации морского базирования	13
Моделирование инфракрасного излучения самолетов . . .	17
Использование синтезатора речи—перспективное средство улучшения информационного обеспечения кабин экипажа	27

УДК 533.6.07

ЭВМ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ*

Начиная с первого пилотируемого полета в 1903 г. основным средством научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ в авиации стали аэродинамические трубы. В ряде опубликованных статей, посвященных анализу современных возможностей аэродинамических исследований и прогнозу будущих потребностей в них, высказывается предположение, что аэродинамические трубы, по всей вероятности, в предстоящие два (или более) десятилетия сохраняют свою решающую роль в разработке самолетов и ракет. Однако в прошедшее десятилетие существенно повысилась роль ЭВМ как важного средства проведения аэродинамических исследований и стало очевидным, что значение ЭВМ в будущих программах аэродинамических испытаний и в проектировании новых самолетов будет все более возрастать.

Аэродинамическую трубу (АТ) можно рассматривать как аналоговую вычислительную машину, которая может эффективно решать полные уравнения Навье—Стокса для трехмерных нестационарных турбулентных течений сжимаемой жидкости. Возможность такого моделирования является основной причиной того, что АТ имеет и будет иметь огромное значение в авиационных исследованиях. Современные ЭВМ не имеют таких возможностей.

Основной проблемой, относящейся как к АТ, так и к ЭВМ, является обеспечение удовлетворительно-го моделирования турбулентности, характерной для свободного полета. В случае аэродинамической трубы имеют место ограничения механического, конструктивного и экономического характера, не позволяющие достигнуть условий невозмущенного обтекания при малой степени турбулентности и высоких натурных числах Re . Возможности ЭВМ ограничиваются недостаточными быстродействием и емкостью запоминающих устройств, недостаточной глубиной понимания физики явления турбулентности и несовершенством соответствующих математических моделей.

Задачи, решаемые с помощью АТ или ЭВМ, в основном одни и те же. Поэтому можно предположить, что при решении одних и тех же задач вместо раздельного использования АТ и ЭВМ с присущими им недостатками и ограничениями в последующие

несколько десятилетий будет достигнут существенный прогресс в направлении полного объединения их основных возможностей и достоинств.

В настоящее время наблюдается все более широкое использование ЭВМ в аэродинамических экспериментальных установках. Характеристики сложных течений вычисляются для подтверждения экспериментальных результатов, а управление сложными экспериментальными исследованиями все чаще осуществляется с помощью ЭВМ. С помощью ЭВМ обеспечивается также автоматическое управление режимами эксплуатации установок. Расширяется сфера использования ЭВМ в проектировании летательных аппаратов. Эти тенденции показывают, что происходит объединение уникальных возможностей ЭВМ с основными преимуществами аэродинамических труб с целью повышения эффективности всех научных исследований и разработок.

На основе данных, приведенных на рис. 1, можно предположить, что в течение 2—3 десятилетий ЭВМ могут сравняться с наземными экспериментальными установками по роли в проведении НИОКР в авиации. Из этих данных не обязательно следует, что объем испытаний в аэродинамических трубах уменьшится на 50%, но они свидетельствуют о том, что значительная часть проектных расчетов и дово-

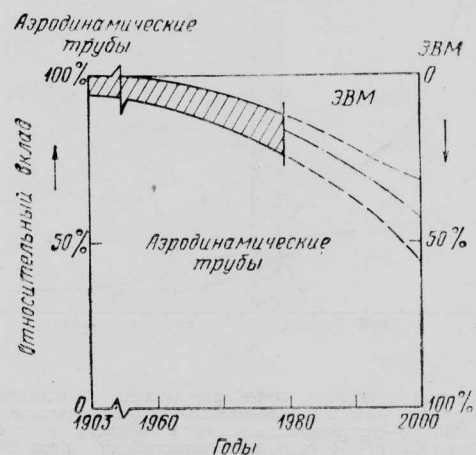
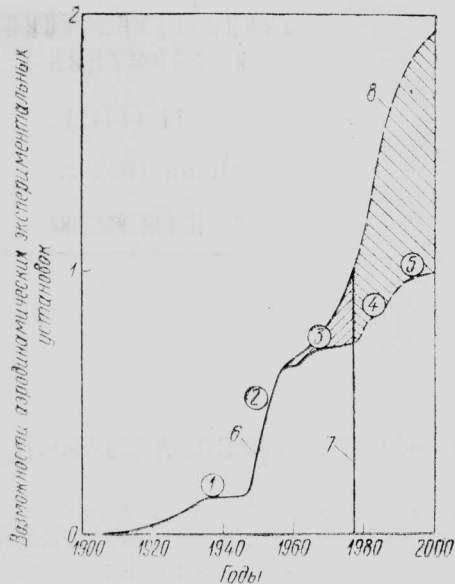


Рис. 1. Изменение соотношения вкладов ЭВМ и аэродинамических труб в авиационные научные исследования и разработки (получено на основе опыта и субъективных оценок авторов исследований)

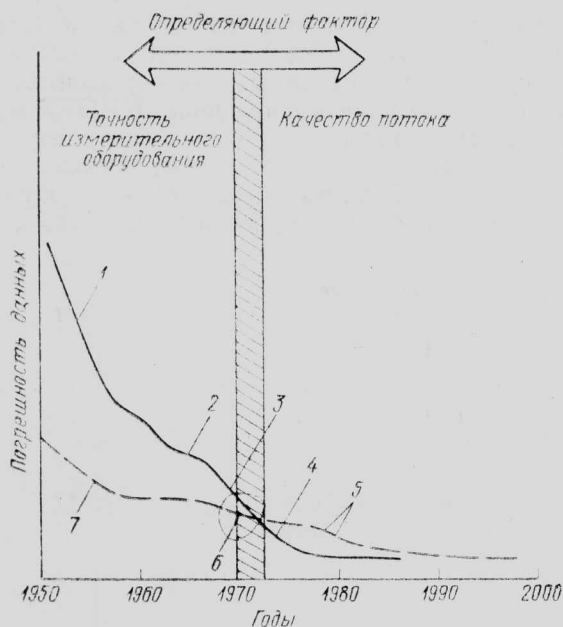
* Whitfield J. D., Pate S. R., Kimzey W. F. and Whitfield D. L. The role of computers in aerodynamic testing.

International Journal of Computers and Fluids, 1980, v. 8, N 1, p. 71—99.



1—развитие дозвуковых аэродинамических труб; 2—развитие аэродинамических труб больших скоростей; 3—новые и модернизированные гиперзвуковые аэродинамические трубы; 4—трансзвуковая труба NTF (США); 5—будущие аэродинамические трубы обычных схем ($2 \leq M \leq 6$) и перспективная трансзвуковая аэродинамическая труба; 6—возможности аэродинамических труб; 7—имеющиеся возможности; 8—расширение возможностей за счет объединения аэродинамических труб и ЭВМ

Рис. 2. Расширение экспериментальных возможностей за счет объединения аэродинамических труб и ЭВМ



1—совершенствование преобразователей; 2—усовершенствованные веса для статических и динамических испытаний; 3—усовершенствования в области измерения теплопередачи; 4—системы регистрации переходных процессов; 5—применение управления с помощью ЭВМ; 6—улучшение методов калибровки; 7—применение профилированных сопел

— — — — — точность измерительного оборудования;
- - - - - качество потока в аэродинамической трубе

Рис. 3. Влияние качества потока и погрешностей измерительного оборудования на точность экспериментальных данных

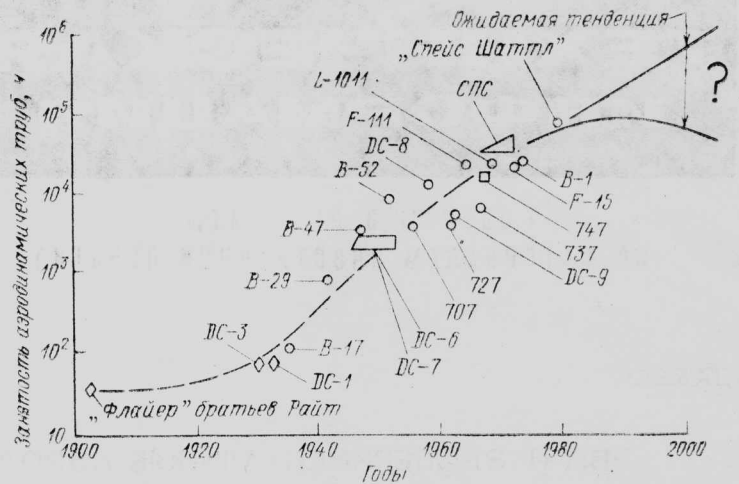


Рис. 4. Сводные данные об объемах аэродинамических испытаний при разработке самолетов

дочных работ для будущих самолетов и ракет будет выполняться с использованием вычислительных методов. Кроме того, можно считать, что при проектировании высокоскоростных ЛА ($M \geq 2$) ЭВМ будут применяться в большем объеме, чем при разработке гражданских самолетов. Основная причина этого заключается в том, что частные предприятия, как правило, более консервативны при разработке систем, требующих значительных капиталовложений.

На рис. 2 показано повышение возможностей моделирования, которое может быть достигнуто при объединении ЭВМ и АТ. В будущем, возможно через 30—50 лет, ЭВМ, по всей вероятности, станет основным средством исследований, как показано на рис. 1. Однако даже тогда экспериментальные установки будут продолжать играть важную роль, обеспечивая контроль правильности теоретических результатов и окончательную проверку проектных концепций перед принятием решения об изготовлении опытных образцов.

Основные проблемы развития экспериментальных аэродинамических установок, требующие своего решения, можно разделить на три категории: 1) улучшение качества получаемых данных; 2) повышение производительности; 3) расширение моделирования при трансзвуковых скоростях.

На рис. 3 можно видеть, что доминирующим фактором, влияющим на качество результатов испытаний в аэродинамической трубе примерно до 1970 г., были ограниченные возможности систем контрольно-измерительного оборудования. В настоящее время определяющим фактором является качество потока в аэродинамической трубе. Исторически сложилось представление, что аэродинамическая труба обеспечивает высокую точность измеряемых данных постольку, поскольку обеспечивалась возможность точно измерять изменения параметров относительно заданного уровня, например изучать влияние изменения угла отклонения крыла на подъемную силу и сопротивление самолета. Однако во многих случаях отсутствует возможность измерять данные с требуемой точностью, например когда речь идет об истинном полном сопротивлении, а не только об его изменении при

отклонениях закрылка. Повышение качества всех экспериментальных данных является важной задачей, которой уделяется большое внимание, и ЭВМ отводится существенная роль в ее решении, которое связывают в основном с улучшением конструкции сопла и рабочей части аэродинамической трубы, улучшением методики калибровочных и проверочных испытаний, а также с применением перспективных диагностических методов измерения термодинамических характеристик поля течения.

Эксплуатационные расходы на основных установках быстро растут в основном в результате увеличивающихся ставок заработной платы и повышения стоимости электроэнергии. Средние тарифы за пользование электроэнергией в США с 1973 по 1979 гг. возросли примерно в два раза. Стоимость программ экспериментальных исследований увеличивается в еще большей степени из-за значительно увеличения времени использования аэродинамических труб, необходимого для разработки новых авиационных систем (рис. 4). Увеличение издержек на оплату рабочей силы и электроэнергии может компенсироваться до некоторой степени повышением производительности, т. е. повышением объема получаемых данных. На рис. 5 показан пример повышения производительности, достигнутой в аэродинамических трубах комплекса А/В/С НИЦ им. Арнольда с 1960 по 1977 гг. Следует отметить, что увеличение производительности установок происходило большей частью за счет использования «малых» ЭВМ в системах управления, а также сбора и обработки данных.

Как видно на рис. 2, основные современные аэродинамические трубы США были построены в

1950-е годы. В настоящее время в США осуществляются программы строительства трех основных установок с целью повышения аэродинамических экспериментальных возможностей при до- и трансзвуковых скоростях:

1) усовершенствование дозвуковой аэродинамической трубы в НИЦ им. Эймса (NASA) с размерами рабочей части 12,2×24,4 м;

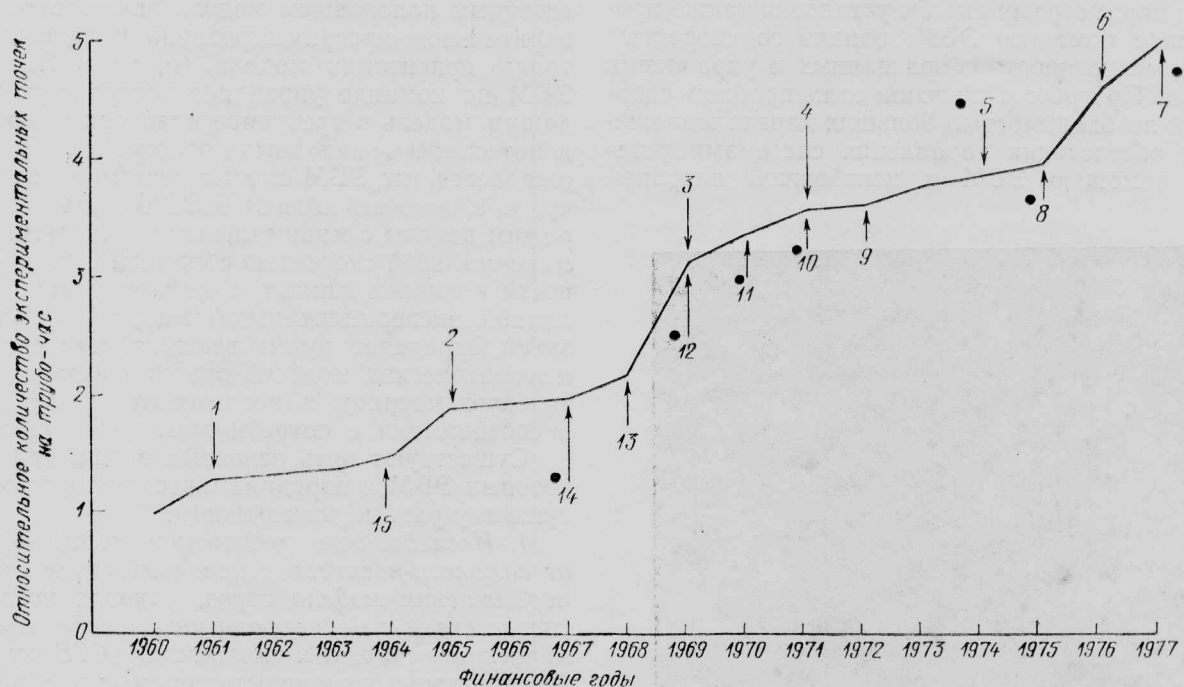
2) строительство новой криогенной трансзвуковой аэродинамической трубы NTF, рассчитанной на высокие числа Re с размерами рабочей части 2,5×2,5 м в НИЦ им. Лэнгли (NASA);

3) строительство гигантской установки ASTF для испытаний двигателей в НИЦ им. Арнольда (ВВС США).

В новых испытательных установках обеспечивается значительное повышение экспериментальных возможностей, но основной объем аэродинамических испытаний будет и в дальнейшем проводиться в имеющихся установках, которые эксплуатируются с 1960 г., однако предполагается, что основное повышение эффективности будет получено в результате объединения возможностей ЭВМ с возможностями «старых» и «новых» установок.

ЭВМ играет значительную, хотя и ограниченную роль в организации хранения и обработки экспериментальных данных аэродинамических испытаний, в контроле и анализе эксплуатационных характеристик установки и обеспечении роста ее общей производительности. В настоящее время имеются две причины, ограничивающие применение ЭВМ:

1) только некоторые из больших экспериментальных установок имеют ЭВМ, специально предназначенные для аэродинамических труб и обеспе-



● — преимущества объединения аэродинамической трубы и ЭВМ
 1—система ввода модели в поток трубы С; 2—система ввода модели в поток трубы В; 3—система ввода модели в поток трубы А; 4—термокраски; 5—система для исследования отделения подвесных грузов от самолета-носителя; 6—инфракрасная система регулирования тепловых потоков; 7—ЭВМ DEC10; 8—управляемое с помощью ЭВМ изменение углов α , β и угла стреловидности; 9—новая система для испытаний на распределение давления в аэродинамической трубе А; 10—автоматизированное управление пространственным положением; 11—испытания при непрерывном изменении угла α ; 12—графопостроитель, работающий в темпе эксперимента; 13—термокраски; 14—ЭВМ CDC 1604-B; 15—новая система для испытаний на распределение давления в аэродинамической трубе В

Рис. 5. Динамика роста по годам производительности систем сбора данных за счет усовершенствования установок (по данным, полученным на комплексе аэродинамических труб А/В/С НИЦ им. Арнольда)

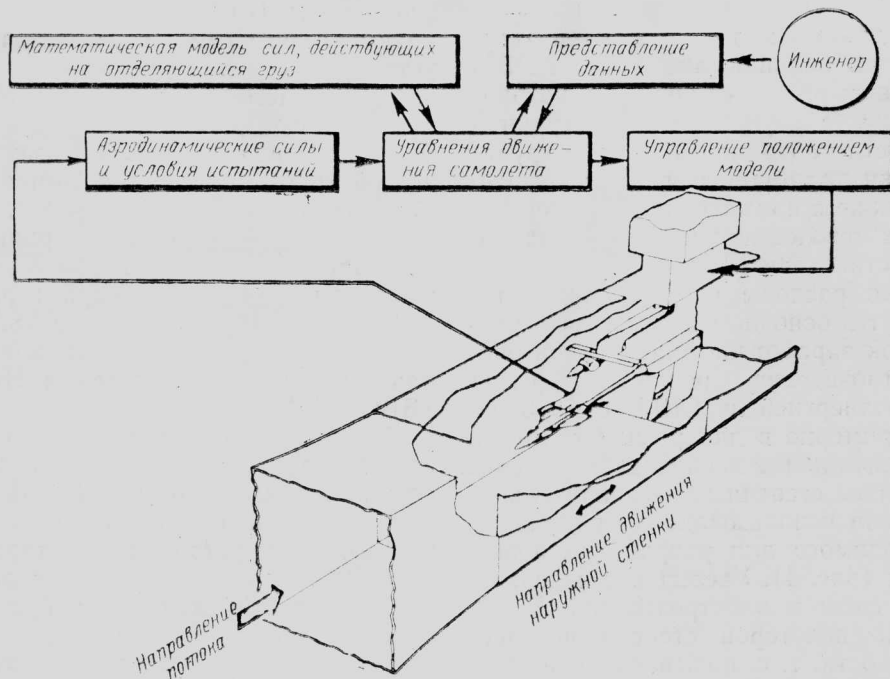


Рис. 6. Схемы управления моделью при исследовании отделения подвешенного груза методом CTS-испытаний в НИЦ им. Арнольда

чивающие режим работы трубы с одновременной управляемой обработкой данных;

2) используемые ЭВМ (например, IBM 370/165 и DEC 10) не имеют достаточных возможностей для обработки требуемого объема данных.

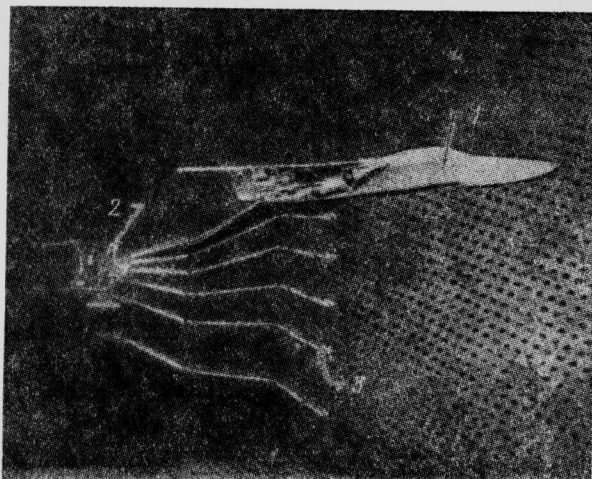
Обнаружение неисправностей и управление основными параметрами систем установки также производится с помощью ЭВМ, однако со скоростью меньшей, чем скорость сбора данных и управления моделями. Прогресс в решении этих проблем сдерживается необходимостью больших капиталовложений для обеспечения управления системами установки с помощью ЭВМ и неизбежной инерцией

мышления при внедрении новых методов на основе ЭВМ в старые отлаженные системы установок.

Управление оборудованием для проведения испытаний, пространственной ориентацией и положением модели в настоящее время производится с помощью ЭВМ в большинстве экспериментальных установок. Общий подход к управлению пространственным положением модели заключается в предварительном программировании и накоплении матрицы ориентации модели (α , γ) в ЭВМ. Затем ЭВМ по команде управляет контроллером, приводящим модель в требуемое положение через последовательность заданных положений. В будущем ожидается, что ЭВМ сможет решить обратную задачу, т. е. входной сигнал в ЭВМ будет определять режим работы с минимальными затратами энергии, максимальной скоростью сбора данных или потребности в точных данных, а не режим работы по заданной экспериментальной матрице (α , γ). ЭВМ затем определит путем решения соответствующих математических моделей оптимальную экспериментальную матрицу и последовательность операций в соответствии с потребностями в точных данных.

Существуют пять основных задач, при решении которых ЭВМ и аэродинамическая труба имеют по существу равные возможности.

1. *Исследование отделения подвешенного груза от самолета-носителя с использованием механизма перемещения модели груза, управляемого ЭВМ в соответствии с действующими на модель аэродинамическими силами и моментами (CTS-испытания).* Измеренные в ходе испытания силы и моменты вводятся в дифференциальные уравнения движения отделившегося груза, в результате решения которых последовательно определяются новые взаимные расположения самолета и груза (рис. 6 и 7). Этот тип испытаний, в которых ЭВМ является незаменимым элементом, имеет большое значение для обеспечения безопасности и устойчивости процесса отделения боевых грузов от носителя.



1—модель самолета F-111; 2—механизм, обеспечивающий 6 степеней свободы перемещений модели отделившегося груза; 3—модель с весами для изменения сил и моментов

Рис. 7. Механизм перемещения модели при исследовании отделения подвешенного груза от самолета-носителя методом CTS-испытаний в аэродинамической трубе 4Т НИЦ им. Арнольда

2. Испытания адаптивного крыла с гибкой обшивкой. Вторым видом испытаний, в котором необходимо использовать ЭВМ, являются испытания гибкого крыла с самоадаптирующимся профилем. На рис. 8 показаны основные механические системы и принципы применения ЭВМ при испытаниях. Во время экспериментов управление изменением формы крыла (толщины и кривизны профиля) производится с помощью ЭВМ для обеспечения оптимальной формы в различных условиях полета (минимизация сопротивления при заданной подъемной силе) в околозвуковом диапазоне скоростей. Этот метод испытаний дает значительную экономию благодаря использованию одной модели изменяемой геометрии, уменьшению времени занятости трубы и затрат на электроэнергию в результате сокращения времени, необходимого для замены моделей, и уменьшения объема данных, требуемых для получения нужной информации.

3. Моделирование летных маневров. Благодаря возможности управлять с помощью ЭВМ перемещениями модели на державке метод СТС-испытаний может с успехом применяться для моделирования в аэродинамической трубе критических режимов полета, связанных с выполнением энергичных маневров.

В этом виде испытаний ЭВМ также является неотъемлемой составной частью замкнутого конту-

ра управления экспериментом (рис. 9), что позволяет моделировать повороты по крену, развороты и режимы полета со срывами потока практически без участия оператора. Статические силы и моменты измеряются с помощью встроенных тензосенсоров. Коэффициенты динамических нагрузок, характеристики двигателей, а также данные о деформации планера задаются априори. Нелинейные дифференциальные уравнения движения с шестью степенями свободы решаются с учетом всех этих входных данных. ЭВМ используется для расчета движения модели и наглядной демонстрации ее летных характеристик.

4. Испытания с постоянными аэродинамическими параметрами. В настоящее время разрабатываются алгоритмы и программы для ЭВМ, с помощью которых будет одновременно производиться управление процессом сбора данных, положением модели и системами управления аэродинамической трубы для того, чтобы поддерживать постоянный заданный параметр испытаний. Например, может понадобиться измерить угол атаки α , необходимый для поддержания постоянного коэффициента подъемной силы c_y в зависимости от числа M и скоростного напора. Аналогично могут поддерживаться минимальное сопротивление c_x при данном c_y для различных чисел M и углов атаки α или различные комбинации c_y , α и M , соответствующие

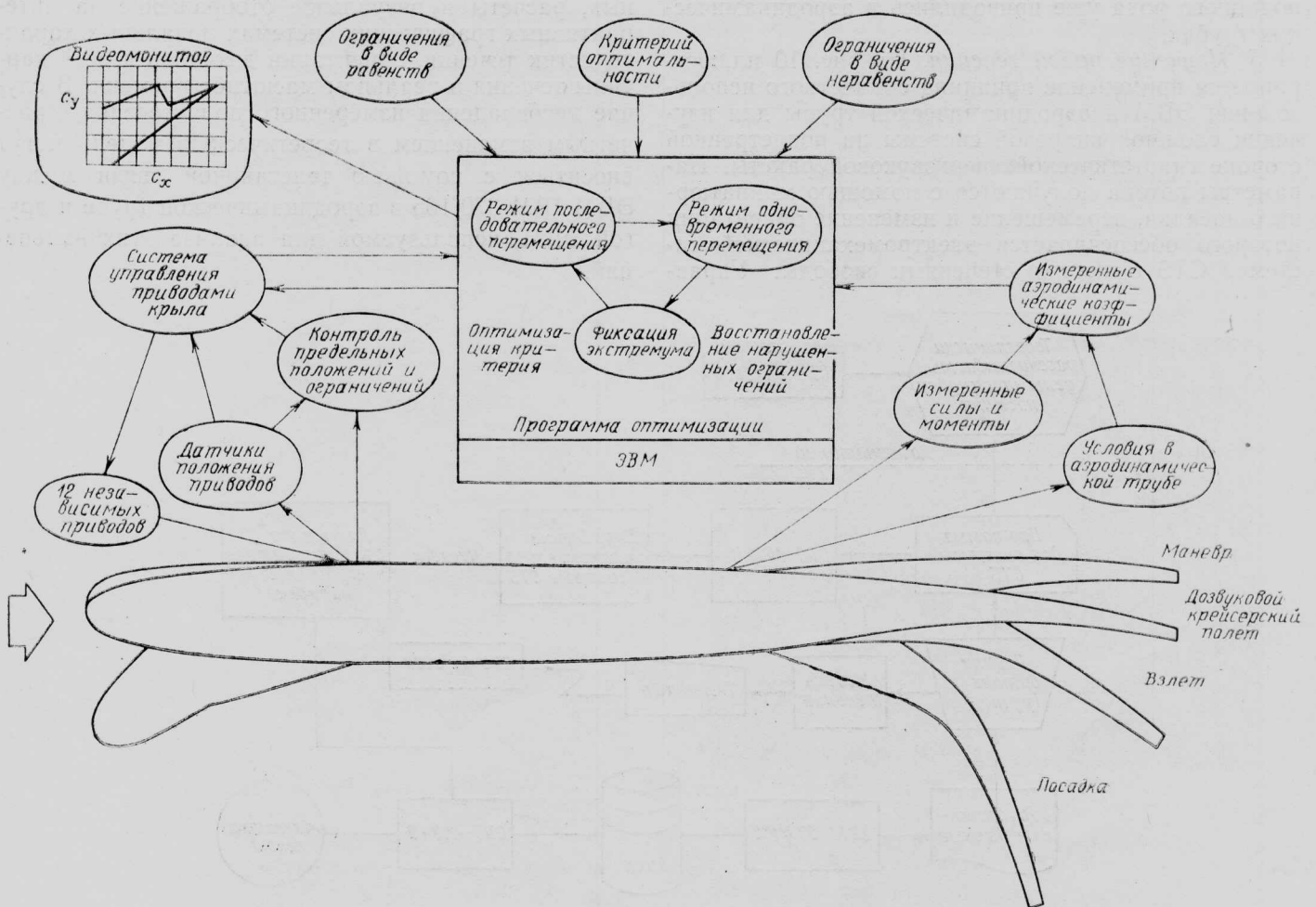


Рис. 8. Модель адаптивного крыла, управляемого с помощью ЭВМ

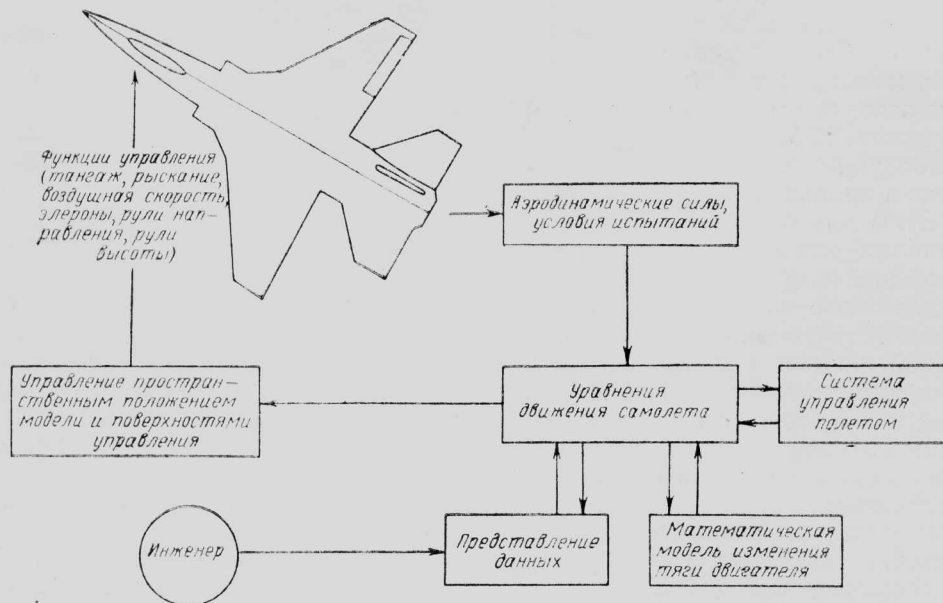


Рис. 9. Моделирование в аэродинамической трубе предельных маневренных режимов полета

заданному критерию бафтинга крыла. При таких программах испытаний исключаются обычные, но трудоемкие методы получения большого объема параметрических данных для выделения требуемой информации. Некоторые элементарные испытания подобного рода уже приводились в аэродинамических трубах.

5. Изучение полей течения. На рис. 10 иллюстрируется применение принципа совместного использования ЭВМ и аэродинамической трубы для изучения сложной вихревой системы на подветренной стороне гипотетической сверхзвуковой ракеты. Параметры потока получают с помощью миниатюрного насадка, перемещение и изменение ориентации которого обеспечивается электромеханической системой CTS с шестью степенями свободы. Управ-

ление системой CTS в данном случае осуществляется ЭВМ CDC-1604B, по командам которой насадок устанавливается в заданных точках сетки в плоскости поперечного сечения потока. ЭВМ IBM 370/165 во время эксперимента выполняет обработку данных, расчеты и визуальное отображение на интерактивных графических системах локальных характеристик течения, ориентации датчиков и всей картины течения в реальном масштабе времени. В случае несовпадения измеренного поля течения с расчетным изменением в теоретическую модель могут вноситься с помощью телетайпной связи между ЭВМ IBM 370/165 в аэродинамической трубе и другой ЭВМ, используемой для анализа этих изменений.

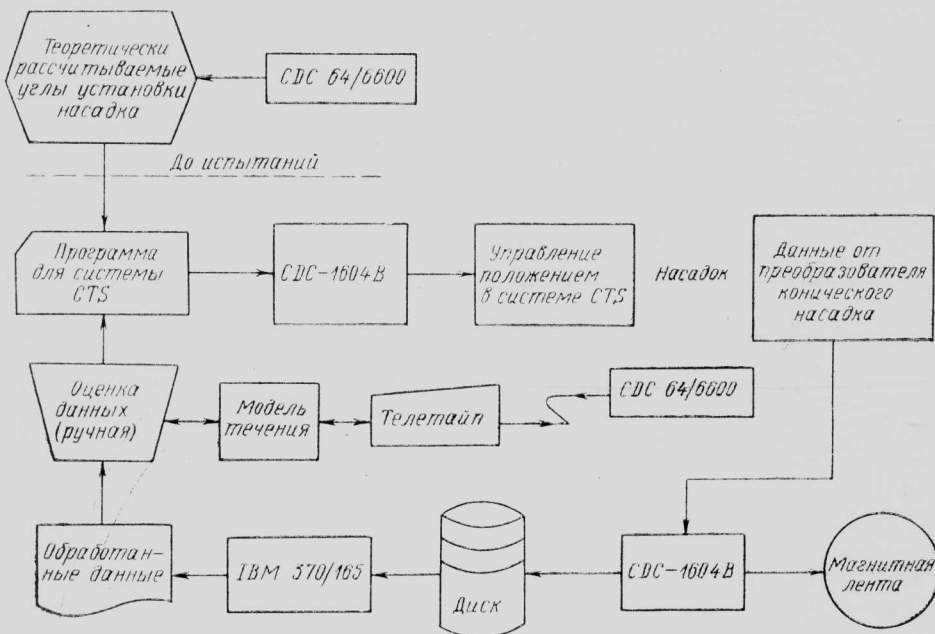


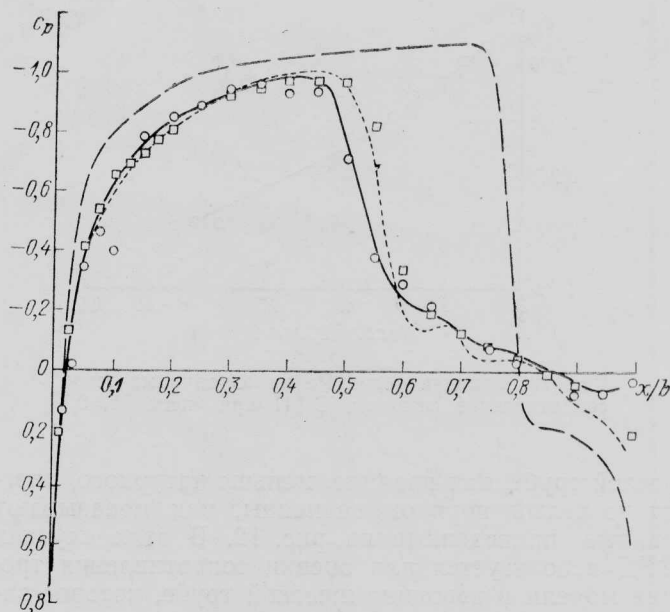
Рис. 10. Пример совместного использования трех больших ЭВМ и одной большой аэродинамической трубы для исследования поля течения

Современные исследования в области аэродинамики летательных аппаратов строятся на базе тесной взаимосвязи экспериментальных исследований в аэродинамических трубах и теоретических исследований с применением многообразных численных методов решения уравнений механики жидкости.

Обычно исследования с применением методов вычислительной газовой динамики (ВГД) предшествуют испытаниям. На основе результатов этого этапа исследований определяется требуемое время занятости аэродинамической трубы и составляется программа испытаний. Первые оценки позволяют инженеру оценить качество данных, которые могут быть получены для рассматриваемых параметров течения. Взаимоувязка ВГД с исследованиями в аэродинамической трубе широко используется для определения размеров моделей, места размещения контрольно-измерительных приборов, а также выбора державки и оптимальной схемы поддерживающего устройства.

Высокая эффективность использования методов ВГД на этапе, предшествующем испытаниям, не вызывает сомнений. Опыт свидетельствует также о другом важном направлении применения методов ВГД — возможности использовать результаты теоретических расчетов посредством интерактивных графических систем на этапе фактических испытаний. Теоретические оценки тенденций изменения параметров и их абсолютных величин могут представлять неоценимую помощь на ранних этапах испытаний, обеспечивая уверенность в том, что результаты измерений являются точными, а работа всей системы сбора и обработки данных отвечает заданным требованиям.

На этапе после испытаний одним из наиболее важных и частых применений методов ВГД является их использование для проверки и подтверждения полученных данных. В качестве примера можно рассмотреть результаты экспериментальных исследований распределения давления по верхней поверхности профиля *NACA 0012* в условиях предположительно безынтерференционного режима обтекания при числе M набегающего потока $0,8$ и угле атаки 1° в трансзвуковой аэродинамической трубе НИЦ им. Арнольда с размером рабочей части $0,3$ м и в трансзвуковой аэродинамической трубе фирмы Колспэн с размером рабочей части $2,4$ м. Как видно на рис. 11, между этими данными наблюдается расхождение в положении скачка уплотнения и распределении давления по хвостовой части профиля. Следует отметить, что данные фирмы Колспэн были получены при числе Re_b (вычисленном по хорде), в три раза меньшем числа Re_b в трубе НИЦ им. Арнольда. Для оценки возможного влияния нарушения подобия по числу Re на расхождение результатов были выполнены численные расчеты для вязкого трансзвукового течения на основе нестационарных уравнений Навье—Стокса, дополненных моделью турбулентности, базирующейся на понятии турбулентной вязкости. Теоретические расчеты показали, что область отрывного течения, возникающая в условиях испытаний в трубе фирмы Колспэн, вызывала смещение скачка уплотнения вперед по отношению к скачку уплотнения при испытаниях в НИЦ им. Арнольда, проводившихся при большем числе Re . С этим же связано и наличие плато давления у задней кромки, отсутствующее в



Обозначения	Re_b	Источник	Примечание
○	$0,75 \times 10^6$	Данные фирмы Колспэн	Отрыв распространяется от основания скачка уплотнения до задней кромки профиля
—	$0,75 \times 10^6$	Решение уравнений Навье—Стокса	Отрыв распространяется от точки $x/b=0,52$ до задней кромки профиля
□	$2,25 \times 10^6$	Данные НИЦ им. Арнольда	Отрыв не зарегистрирован
----	$2,25 \times 10^6$	Решение уравнений Навье—Стокса	Небольшая область отрыва между скачком уплотнения и задней кромкой
---		Решение по программе TSFOLL	Невязкое течение

Рис. 11. Сравнение распределений давления по верхней поверхности профиля *NACA 0012* ($M=0,8$, $\alpha=1^\circ$)

данных НИЦ им. Арнольда или в результатах расчетов. Следует отметить также, что приведенные на рис. 11 результаты расчета по теории малых возмущений для невязких трансзвуковых течений сильно расходятся с результатами расчетов по уравнениям Навье—Стокса для вязкого течения и экспериментальными данными. Этот факт подчеркивает доминирующую роль эффектов вязкости, которую они могут играть в трансзвуковых течениях около профилей. Таким образом, сопоставление экспериментальных данных с теоретическими расчетами позволило в данном случае убедиться в том, что различия в экспериментальных данных обусловлены различиями в числах Рейнольдса, а не интерференцией стенок аэродинамических труб, имеющих различные размеры рабочей части.

Другой важной областью применения ВГД при испытаниях в аэродинамических трубах является учет различия чисел Re в аэродинамической трубе и в полете, как это показано на рис. 12 для режима течения при $M=0,7$. При типичных испытаниях в трансзвуковой аэродинамической трубе требуется измерение силы полного сопротивления, действующей на масштабную модель. Обычно полученный в АТ коэффициент сопротивления отличается от истинного значения, соответствующего летным условиям, поскольку число Рейнольдса в аэродинами-

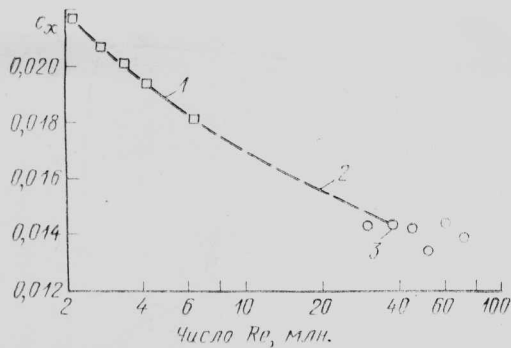


Рис. 12. Влияние числа Re на аэродинамическое сопротивление самолета С-141 при числе $M=0,7$

ческой трубе, как правило, меньше натурального, иногда на целый порядок величины, как показывают данные, приведенные на рис. 12. В этих случаях ВГД используется для оценки сопротивления трения модели в аэродинамической трубе, которое затем вычитается из полного измеренного сопротивления с тем, чтобы заменить его в общей сумме величиной, рассчитанной для полетного числа Re . Более совершенные методы ВГД могут быть использованы для учета влияния различия между условиями в аэродинамической трубе и летными условиями на характеристики модели с отрывным режимом обтекания.

Одной из важных проблем, решаемых в настоящее время, является повышение экспериментальных и вычислительных возможностей в диапазоне трансзвуковых скоростей. Однако в недалеком прошлом (1960-е годы и начало 1970-х годов) главное внимание уделялось диапазону гиперзвуковых скоростей. Существенный прогресс был достигнут в расширении возможностей экспериментального исследования в диапазоне больших скоростей полета и разработке численных и аналитических методов для условий течения высокоэнтропийного реального газа, характерного для летательных аппаратов, рассчитанных на возвращение в атмосферу. Развитие численных методов, служащих инструментом проверки и подтверждения результатов экспериментальных исследований в области сверх- и гиперзвуковых скоростей, происходило более быстрыми темпами, чем в области трансзвуковых скоростей. Это объясняется главным образом тем, что возникновение необходимости в более глубоком исследо-

вании режимов полета с гиперзвуковыми скоростями совпало по времени с появлением новых высокопроизводительных ЭВМ; что гиперзвуковые невязкие поля течений «проще», чем трансзвуковое поле течения, и что аэродинамические формы гиперзвуковых баллистических ЛА, возвращаемых в атмосферу, проще форм самолетов с околозвуковыми скоростями полета.

В дальнейшем методы ВГД будут все более широко использоваться для того, чтобы обеспечить значительное повышение возможностей: более совершенного планирования испытаний; обработки данных в ходе испытаний и после их завершения; теоретической оценки и введения поправок на влияние поддерживающего устройства на модель; разработки новых и усовершенствования применяемых методов испытаний, к которым относятся: концепция адаптивных стенок для трансзвуковых аэродинамических труб, новые методы испытания компонентов двигатель—планер в потоке «свободной струи», новые методы аэродинамических тепловых испытаний.

Основными факторами, которые будут и в дальнейшем обеспечивать возможность применения больших ЭВМ и широкого использования методов ВГД для решения сложных задач аэродинамики, являются: наблюдающееся в последние годы значительное снижение относительной стоимости вычислений (рис. 13) и рост производительности ЭВМ и повышение эффективности численных методов (рис. 14).

Предметом изучения уже в течение многих лет испытаний, проводимых в аэродинамических трубах, является интерференционное влияние поддерживающей системы на аэродинамические характеристики моделей. Разрабатываются программы для ЭВМ, которые позволяют теоретически рассчитывать влияние державок на модели. В трансзвуковой аэродинамической трубе НИЦ им. Арнольда с размером рабочей части 4,8 м проводились экспериментальные исследования характеристик хвостовой части фюзеляжа с соплом при крыльевом способе крепления модели в трубе (рис. 15). Для исследования интерференции анализировалось влияние положения поперечного элемента державки на поле течения около хвостовой части и ее сопротивление. Оценка этого влияния проводилась как экспериментально, так и теоретически на основе метода малых возмущений Боппа (AIAA Paper № 77-207) с использованием поправки Праудтля—Глауэрта на влияние сжимаемости. Расчетное изменение сопротивления хвостовой части из-за смещений поперечного элемента относительно промежуточного положения хорошо согласуется с результатами измерений. Близость теоретических и экспериментальных данных свидетельствует о больших потенциальных возможностях использования численных методов для оценки аэродинамических параметров поддерживающего устройства и его интерференции с моделью.

Расширение области и объема применения методов ВГД при испытаниях в аэродинамических трубах приведет, по-видимому, к существенным изменениям в методологии экспериментальной аэродинамики и организации работы аэродинамических труб. Например, для оценки вклада методов ВГД на начальном этапе проведения испытаний могут

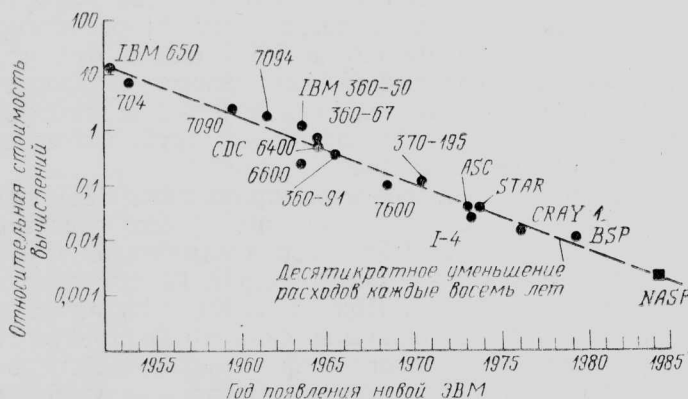


Рис. 13. Относительная стоимость вычислений при численном моделировании течений на больших ЭВМ (тип течения и алгоритм одни и те же)

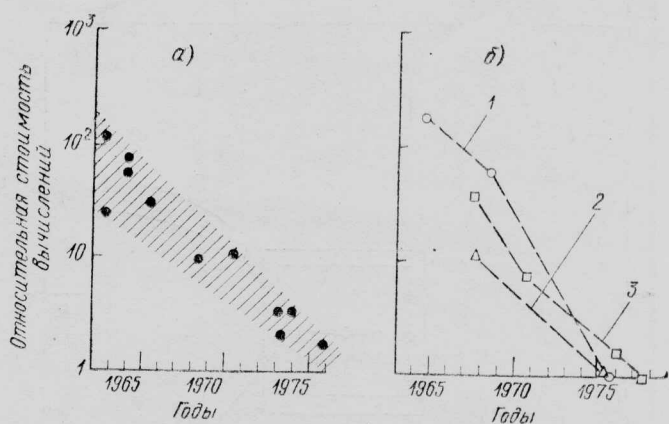
быть составлены матрицы испытаний, что позволит выявить области наиболее целесообразного использования аэродинамических труб, в которых методы ВГД окажутся наименее эффективными.

Известно, что стоимость испытаний при больших числах Re в установках больших размеров гораздо выше, чем стоимость испытаний при малых числах Re . Поэтому в будущем методы ВГД будут использоваться гораздо шире при выборе минимального числа Re , которое будет удовлетворять конкретным экспериментальным требованиям. В то же время расчеты с использованием методов ВГД могут оказаться более трудоемкими, чем экстраполяция экспериментальных данных, полученных при умеренных числах Re , до полетных чисел Re . В программе для ЭВМ, в частности, должна быть обеспечена возможность точного определения области отрыва потока в натуральных условиях и на модели в широком диапазоне чисел Re . Для решения задач трехмерного обтекания, естественно, возрастают потребности в машинном времени и объеме памяти ЭВМ. В настоящее время типичная программа для расчета трехмерных трансзвуковых течений, из числа наиболее часто используемых в НИЦ им. Арнольда, требует примерно одного часа машинного времени и 1 Мбайт памяти ЭВМ IBM 370/165. Пользование всеми программами НИЦ им. Арнольда для решения научно-технических задач и составления программ испытаний требует полной загрузки машины IBM 370/165 (примерно 4000 ч в год).

Частично решение проблемы интерференции в трансзвуковых аэродинамических трубах было найдено в начале 1950-х годов путем использования проницаемых стенок рабочей части. Вдвуд или удаление части потока через круглые или щелевые отверстия в стенках дает возможность управлять конфигурацией линий тока около модели, добиваясь приближения условий обтекания к условиям в неограниченном потоке. Однако этим способом не удается полностью исключить влияния границ потока на результаты измерений.

До конца решить этот вопрос не удастся и другим более дорогостоящим способом — увеличением относительных размеров рабочей части трубы.

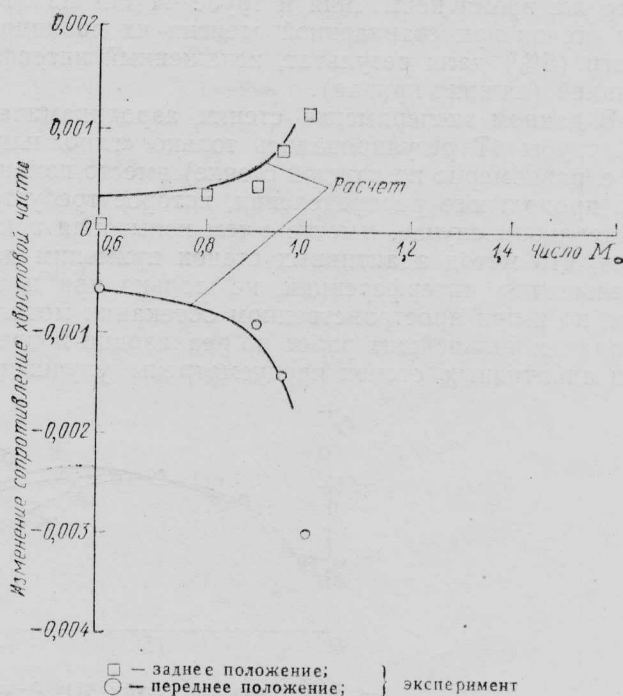
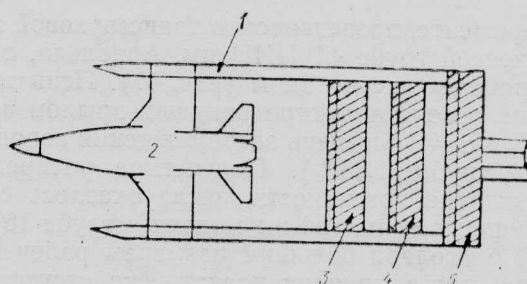
Эффекты интерференции стенок в дозвуковых и трансзвуковых аэродинамических трубах могут быть сведены до минимума с помощью метода, известного под названием «концепция адаптивных стенок». Эта концепция предполагает органическое соединение современных вычислительных и экспериментальных возможностей (рис. 16). Существенное значение для эффективного функционирования всей системы имеет правильный выбор положения контрольных поверхностей. На внутренней контрольной поверхности, располагающейся вблизи стенок рабочей части, измеряется распределение двух независимых переменных, характеризующих поле течения (например, угла наклона линий тока и давления у стенки). Внешняя контрольная поверхность соответствует условиям в потоке на бесконечности. В итерационном процессе самонастройки аэродинамической трубы локальные параметры адаптивной стенки (например, степень ее проницаемости) изменяются таким образом, чтобы в конечном итоге измеренные граничные условия на внутренней контрольной поверхности привести в



а — усовершенствование ЭВМ; б — совершенствование численных методов (уравнения Навье—Стокса для двумерных течений) 1 — усредненные по времени уравнения Навье—Стокса ($Re=10^7$); 2 — нестационарные течения; 3 — двумерное невязкое трансзвуковое течение

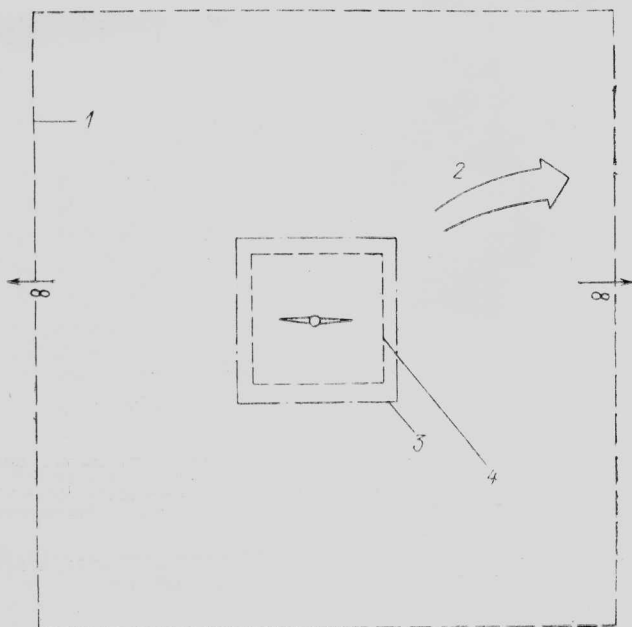
Рис. 14. Повышение экономической эффективности аппаратного обеспечения ЭВМ и численных методов

соответствие с условиями, рассчитанными для внешнего поля течения с использованием граничных условий на бесконечности. Практическая осуществимость этого метода была продемонстрирована в



1 — крыльевая державка; 2 — модель самолета F-16; 3 — переднее положение; 4 — исходное положение; 5 — заднее положение

Рис. 15. Схема крепления модели и результаты исследования интерференции поддерживающего устройства

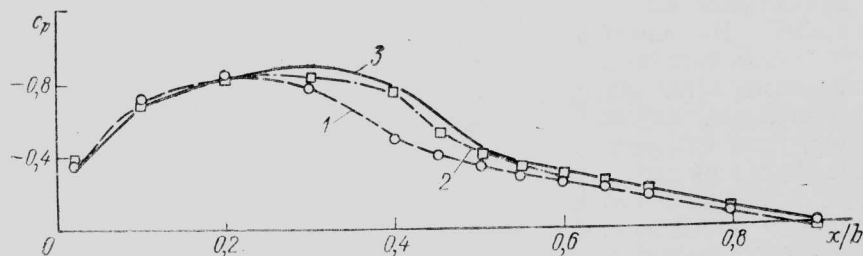


1—внешняя контрольная поверхность с известными значениями P_∞ и U_∞ ; 2—рассчитываемая область течения между контрольными поверхностями; 3—стенки с изменяемой проницаемостью; 4—внутренняя контрольная поверхность

Рис. 16. Концепция адаптивных стенок рабочей части аэродинамической трубы

эксперименте, проведенном в трансзвуковой аэродинамической трубе 4Т НИЦ им. Арнольда, с размером рабочей части 1,2 м (рис. 17). Испытывалась модель самолета со стреловидным крылом при $M = 0,95$ и $\alpha = 4^\circ$ (степень загромождения аэродинамической трубы 1,33%). Полученное распределение давления по поверхности крыла оказалось близким к измеренному на той же модели в трубе 16Т, в которой благодаря большим размерам рабочей части (4,8 м) интерференция практически отсутствовала. В то же время испытания в трубе 4Т без адаптации стенок при стандартной степени их проницаемости (5%) дали результат, искаженный интерференцией (нижняя кривая).

В данном эксперименте стенки аэродинамической трубы 4Т регулировались только «глобально» (т. е. равномерно по каждой стенке) вместо изменения продольного распределения, которое требуется в идеальном случае. Вместе с тем испытания показали, что метод адаптивных стенок применим для уменьшения интерференции не только при плоском, но и при пространственном обтекании модели. В планах дальнейших работ по реализации концепции адаптивных стенок предусмотрены улучшения



1—с интерференцией (трубы 4Т); 2—интерференция минимальна (трубы 4Т, адаптивные стенки); 3—без интерференции (труба 16Т)

Рис. 17. Пример применения концепции адаптивных стенок, управляемых с помощью ЭВМ, для минимизации интерференции стенок в трансзвуковых аэродинамических трубах

методики, повышение точности измерения давления и углов местного скоса потока и проведение демонстрационных испытаний в полностью автоматизированном режиме (при замкнутом контуре самонастройки) в трубах 1Т и 4Т с размерами рабочей части соответственно 0,3 и 1,2 м. Предполагается обеспечить возможность управления с помощью ЭВМ изменением продольного распределения степени проницаемости стенок при двумерном и трехмерном обтекании моделей различных размеров в заданном диапазоне углов атаки.

В перспективе возможно создание экономичной трансзвуковой экспериментальной установки, в которой будут реализованы идеи адаптивных стенок, криогенных методов охлаждения потока и будет достигнуто полное «слияние» экспериментальной установки и ЭВМ. Один из вариантов такой установки показана на рис. 18. Ввод в эксплуатацию такой установки мог бы дать существенный эффект, а именно: позволить уменьшить расход энергии (за счет снижения отношения размеров трубы к размерам модели), увеличить числа Re в испытаниях (в результате использования моделей относительно больших размеров и криогенных температур потока), а также снизить общую стоимость испытаний за счет уменьшения размеров труб и уменьшения потребного времени испытаний благодаря непосредственному использованию методов ВГД в планировании и проведении испытаний.

Современные тактические самолеты, такие как F-14, F-15, F-16 и F-18, обладают высокой маневренностью и должны эксплуатироваться в широких диапазонах углов атаки, чисел M и высот. Точный аэродинамический расчет контуров воздухозаборников, а также применение управления и программирование работы воздухозаборников изменяемой геометрии должны свести до минимума неравномерность потока на входе в двигатель, что в свою очередь должно обеспечить устойчивость его работы. Для окончательной проверки правильности решения всех этих вопросов до начала летных испытаний проводятся натурные испытания силовой установки. Одной из основных целей этих испытаний является получение достоверной информации по аэродинамике комбинации «воздухозаборник—двигатель», для чего необходимо воспроизведение в экспериментальной установке чисел M , давлений и температур торможения, близких к реальным.

В настоящее время натурные испытания двигателей с элементами планера проводятся в больших аэродинамических трубах, которым присущ ряд ограничений, препятствующих получению всей необходимой информации. Основными ограничениями

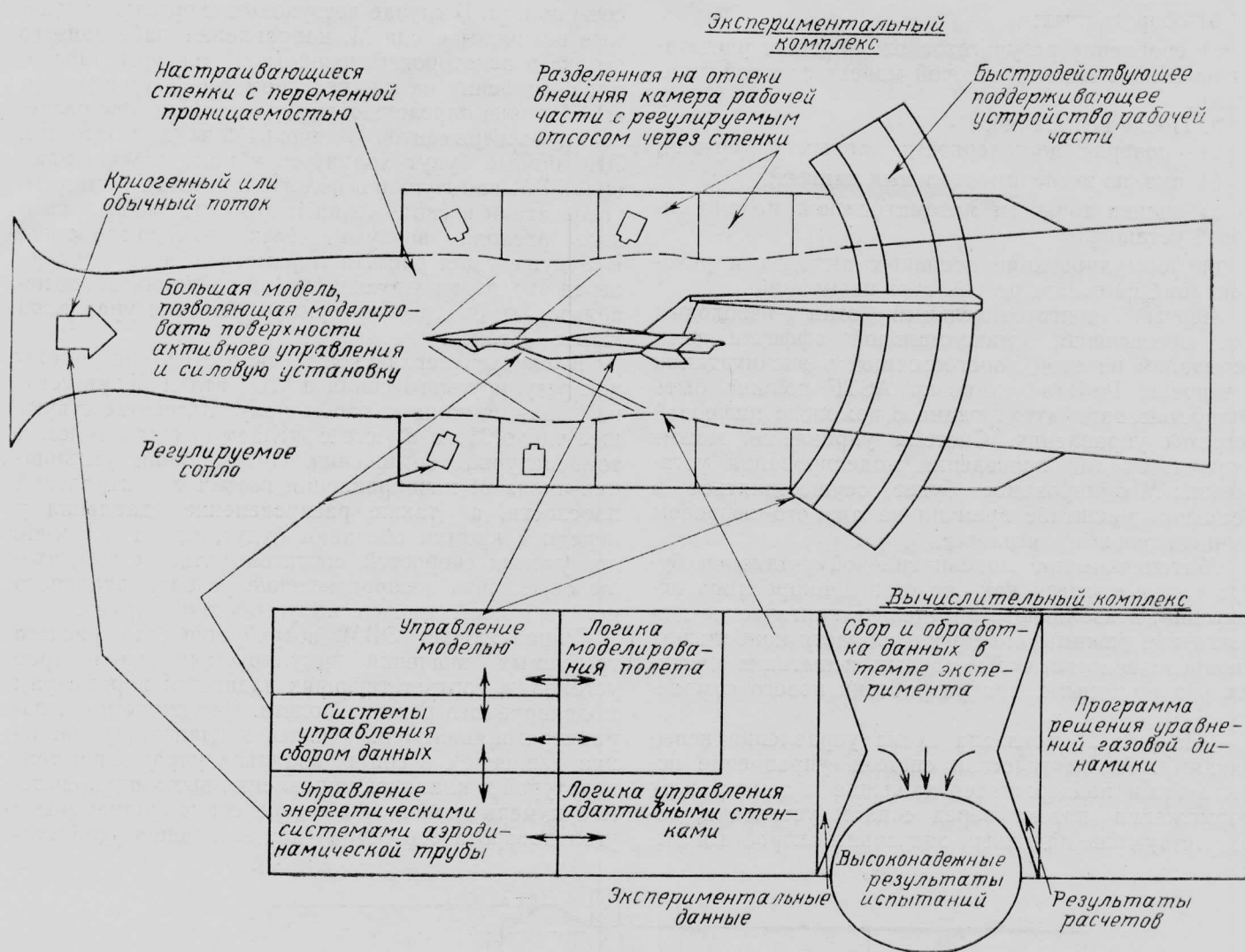


Рис. 18. Схема перспективной трансзвуковой аэродинамической установки

являются: 1) невозможность достижения углов атаки и рыскания более 10° из-за запираания аэродинамической трубы или механических помех; 2) невозможность обеспечения давлений и температур торможения потока в требуемом диапазоне полетных чисел M ; 3) невозможность воспроизведения условий переходных режимов полета для моделирования работы силовой установки при выполнении маневров.

Устранение этих недостатков является основной целью разработки новой установки для испытания авиационных силовых установок (ASTF), строящейся в настоящее время в НИЦ им. Арнольда. Установка ASTF, завершение строительства которой планируется на конец 1982 г., состоит из двух больших камер диаметром 8,5 м для испытаний со свободной струей натуральных комбинаций «двигатель—воздухозаборник» (рис. 19). Реализация всех возможностей установки ASTF требует использования вычислительной техники почти на всех этапах ее эксплуатации.

Полный цикл экспериментальных исследований на установке ASTF включает в себя следующий перечень операций.

1. Перед испытаниями:

- а) разработка конструкции имитатора передней

части фюзеляжа, обеспечивающего поле течения перед воздухозаборником, близкое к реальному;

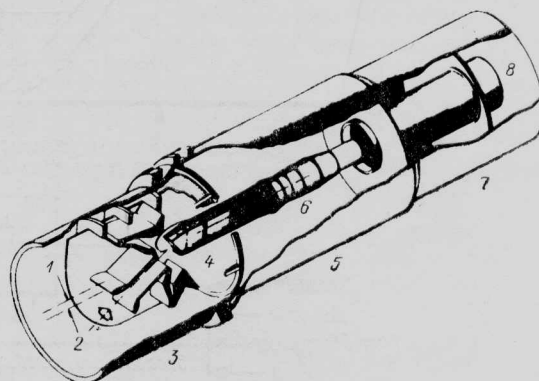
б) выбор исходного положения сопла форкамеры;

в) моделирование испытаний на ЭВМ с использованием математической модели установки;

г) планирование испытаний.

2. Во время испытаний:

- а) адаптивное и программное управление испытаниями;



1 — ось испытательной камеры; 2 — ось форкамеры; 3 — форкамера; 4 — воздухозаборник; 5 — испытательная камера; 6 — двигатель; 7 — выхлопной канал; 8 — эжектор

Рис. 19. Испытания со свободной струей на установке ASTF

- б) сбор данных;
- в) сравнение результатов измерений с расчетами на основе математической модели силовой установки.

3. После испытаний:

- а) проверка достоверности данных измерений;
- б) анализ экспериментальных данных;
- в) оценка точности математической модели силовой установки;
- г) формулирование основных выводов и рекомендаций на основе результатов испытаний.

Первый подготовительный этап необходим для обеспечения максимальной эффективности испытаний на этой дорогостоящей в эксплуатации установке. Работа установки ASTF должна быть полностью автоматизирована с помощью цифровой системы управления. Система управления может включаться для проведения моделирования установки. Моделирование будет осуществляться в реальном масштабе времени на аналого-цифровом вычислительном комплексе.

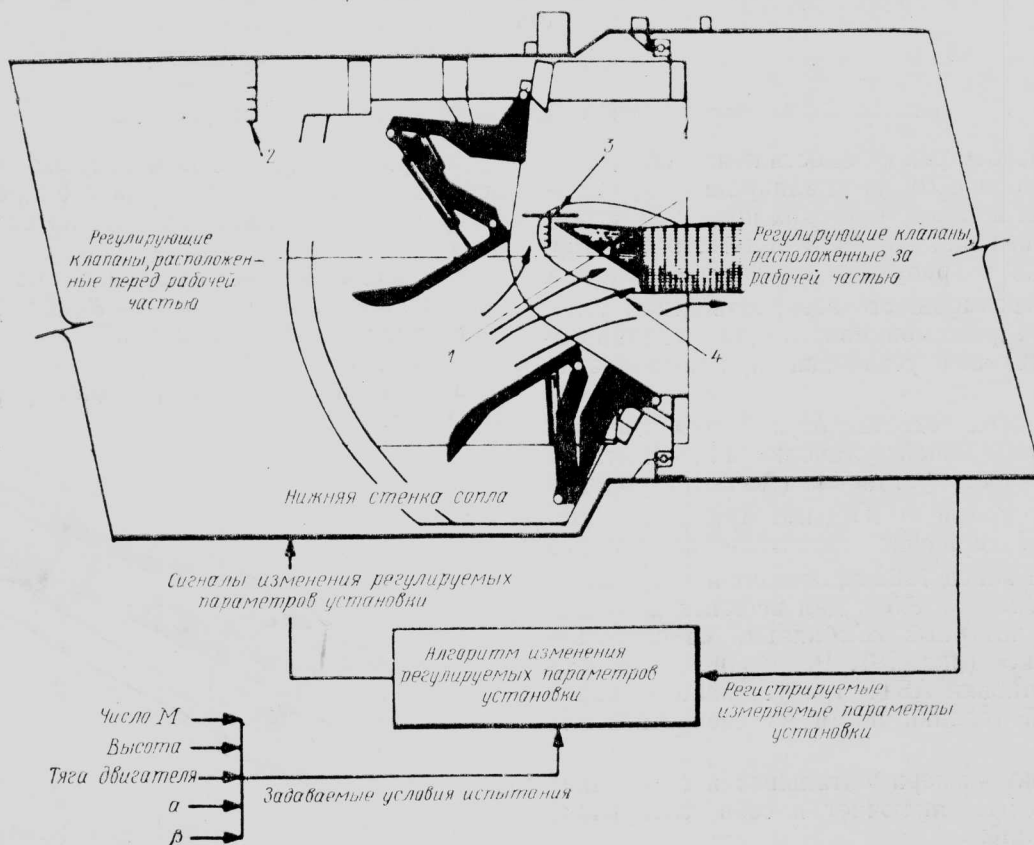
Математические модели силовой установки будут использоваться как средство планирования испытаний, позволяющее определить критические для двигателя режимы полета или области наибольшей неопределенности, чтобы сделать испытания максимально полезными для разработки нового самолета.

На рис. 20 показана схема управления испытаниями. Автоматическая система управления испытаниями поддерживает давление и температуру торможения потока перед соплом установки, соответствующие заданным значениям скорости и вы-

соты полета. В случае дозвуковых скоростей желаемые величины числа M , направления набегающего потока и давления на нижней кромке обечайки воздухозаборника определяются заранее на основе расчетов и экспериментов с масштабными моделями. Эти данные будут храниться в памяти управляющей ЭВМ как функции полетного числа M , высоты, углов атаки и скольжения и относительного массового расхода воздуха через воздухозаборник. В будущем для расчета параметров поля течения перед входом в воздухозаборник предполагается использовать быстрые алгоритмы решения уравнений Навье—Стокса.

В случае сверхзвуковых скоростей контур стенок регулируемого сопла и угол атаки будут устанавливаться такими, чтобы получить соответствующее число Маха вместе с желаемыми давлением и температурой торможения. Оптимальная комбинация числа M и направления потока в контрольной плоскости, а также распределение давления у передней кромки обечайки будут, как и в случае дозвуковых скоростей, согласовываться с тем, чтобы обеспечить воспроизведение условий реального полета в испытаниях с полусвободной струей.

Управляющая ЭВМ потребуется для расчета требуемых значений регулируемых параметров установки, соответствующих заданным параметрам моделируемого режима полета. Регулируемыми параметрами являются: положения клапанов управления давлением в сопле, клапанов управления температурой и клапанов управления выхлопной системой камеры, положение стенок сопла форкамеры и угол поворота оси сопла (для изменения угла ата-



1—направление потока; 2—давление и температура торможения в форкамере; 3—измерения в контрольной плоскости; 4—критическая линия тока для передней кромки обечайки

Рис. 20. Адаптивное и программное управление условиями испытаний в установке ASTF

ки). Измеряемыми параметрами установки, определяющими сигналы обратной связи в автоматическом режиме ее работы, являются давление и температура торможения в форкамере, статическое давление и направление потока в контрольной плоскости перед воздухозаборником, статическое давление в ряде точек передней кромки обечайки воздухозаборника.

Желаемая последовательность изменения при испытаниях числа M , высоты, направления набегающего потока и величины тяги может задаваться в соответствии с программой испытаний.

Во время испытаний получаемые данные будут сравниваться с результатами расчетов на основе математической модели силовой установки или ее отдельных элементов. Это необходимо для оценки правдоподобия экспериментальных данных и своев-

временного выявления непредвиденных эффектов и их детального изучения.

Аналогичное сопоставление после завершения испытаний позволит вносить обоснованные изменения в математическую модель, которая в результате последовательного улучшения может стать компактным носителем точной информации (как теоретического, так и экспериментального характера) о поведении испытываемого образца силовой установки. Во многих случаях проверенная математическая модель может рассматриваться как конечный продукт экспериментальных исследований и служить самостоятельным средством решения проблем, связанных с разработкой и совершенствованием силовых установок.

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

УДК 629.735.33.07

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТЕХНИКИ ВЗЛЕТА С НАКЛОННОЙ РАМПЫ В АВИАЦИИ МОРСКОГО БАЗИРОВАНИЯ*

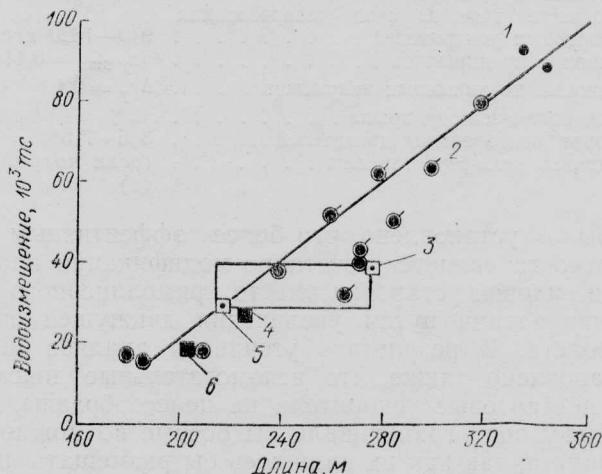
В зависимости от типа самолетов ВМС изменяются требования к геометрическим параметрам авианосных судов. По данным исследований, проведенных в ВМС США, авианосцы для базирования самолетов с вертикальным взлетом и посадкой (самолетов ВВП) должны иметь длину ВПП ~ 214 м и водоизмещение 30 000 тс, а для базирования самолетов с коротким взлетом и посадкой с помощью аэрофинишера (самолетов КВПА) — на 61 м более длинную ВПП и водоизмещение 40 000 тс. На рис. 1 эти параметры сопоставляются с размерами и водоизмещением существующих авианосцев.

Английский самолет «Си Харриер» первый начал взлетать с противолодочного авианосца «Инвинсибл», оборудованного наклонной рампой в конце ВПП и, как предполагалось, будет взлетать с авианосцев класса «Гермес», предназначенных для базирования легких самолетов. На рис. 2 показан внешний вид легких авианосцев для базирования самолетов КВПА.

Динамика самолетов КВПА, взлетающих с наклонных рампы существенно отличается от динамики самолета «Си Харриер». Самолет «Си Харриер» имеет большое отношение тяги к весу, и направление тяги его двигателей регулируется во время взлета для обеспечения требуемой суммарной подъемной силы. Обычный самолет поддержки ВМС, переоборудованный в самолет КВПА, имеет малую тяговооруженность. На рис. 3 сравниваются векторные диаграммы основных сил и ускорений при сходе с палубы самолета «Си Харриер» и самолета КВПА. Существенные различия в величинах отношений подъемной силы и тяги к весу не позволяют рассматривать самолет «Си Харриер»

как прототип для создания на его основе самолетов поддержки ВМС КВПА с «прыжковым» взлетом.

В качестве такого прототипа может быть использован, например, противолодочный самолет S-3A. Применительно к самолетам подобного типа (с небольшой тяговооруженностью) возникает задача выбора оптимального угла наклона 30-метровой рампы палубы с общей длиной ~ 240 м, обеспечивающего минимум требуемой величины тяги двигателей. Как показал проведенный анализ, наилучший результат получается при угле наклона рампы 4° , спрофилированной по дуге окружности.



1—атомные авианосцы; 2—обычные авианосцы; 3—гипотетический авианосец для самолетов КВПА; 4—военное судно класса «Гермес»; 5—гипотетический авианосец для самолетов ВВП; 6—военное судно класса «Инвинсибл»

Рис. 1. Зависимость между водоизмещением авианосных судов и их длиной

* Englebry C. R. Impact of ramp launch technology on a navy support aircraft. AIAA Paper N 80—1878.

Серийный самолет S-3A без модификаций не может взлетать с наклонной ramпы палубы общей длиной 240 м при скорости схода с палубы, меньшей скорости сваливания $V_{св}$. На рис. 4 показаны профиль и типичный характер изменения параметров траектории взлета с наклонной ramпы палубы авианосца. Благодаря наклону последнего участка ВПП создается вертикальная составляющая скорости самолета, обеспечивающая дополнительный запас высоты. Скорость самолета при сходе с палубы меньше скорости сваливания. Самолет разворачивается по тангажу до больших значений угла атаки для создания максимально возможной подъемной силы, но не может одновременно сохранять большие углы атаки и разгоняться достаточно быстро для выхода на стационарный режим полета с единичной нормальной перегрузкой. При скорости ветра над палубой 5 м/с допускается потеря высоты не более 3 м.

Противолодочный самолет S-3A эксплуатируется с тяжелых авианосцев ВМС США. Нормальный взлетный вес составляет 20 870 кгс, площадь высоко-расположенного крыла равна 55,6 м², а расчетная тяга каждого из двух ТРДД Джеренал Электрик TF34 составляет 4210 кгс. Для взлета с палубы используется катапульта. Обычный взлет без помощи катапульты осуществляется с плоской ВПП протяженностью 660 м. Минимальная скорость взлета на 10% превышает скорость сваливания.

Основными расчетными параметрами для палубного самолета являются тяга двигателей и подъемная сила. В случае применения наклонной ramпы существенное значение приобретают еще два фактора: ориентация вектора тяги в момент схода с ramпы или во время разбега и управление по тангажу на полубаллистической траектории после схода с палубы.

Как показали теоретические оценки (с учетом экономических ограничений), при модификации самолета S-3A могут быть использованы следующие возможности его переоборудования в самолет КВПА:

увеличение тяги двигателей TF34	5—26%
увеличение тяги за счет установки дополнительных двигателей	1130—2720 кгс
увеличение тяги за счет использования стартовых ускорителей	910—1820 кгс
установка предкрылков	$\Delta c_y \text{ max} = 0,44$
установка двухщелевых закрылков	$\Delta c_y = 0,4$
увеличение площади крыла	12%
поворот вектора тяги двигателей	3,5—7,0°
установка демпфера тангажа	(если потребуется)

Было установлено, что более эффективным по стоимости является сочетание модификаций планера и силовой установки вместо прямолинейного решения задачи путем увеличения движущей силы самолета. В результате уточнения анализа было установлено также, что вспомогательные двигатели и стартовые ускорители не целесообразны, поскольку они ограничивали бы боевые возможности самолета, так как их пришлось бы размещать либо в бомбовом отсеке, либо на внешних пилонах, предназначенных для ракет и подвесных топливных баков.

Были исследованы возможности использования систем увеличения подъемной силы за счет энергии

выхлопных струй двигателей, но они слишком сложны и, в общем, не являются необходимыми, пока не требуется большего увеличения подъемной силы, чем обеспечивается с помощью обычных средств механизации крыла.

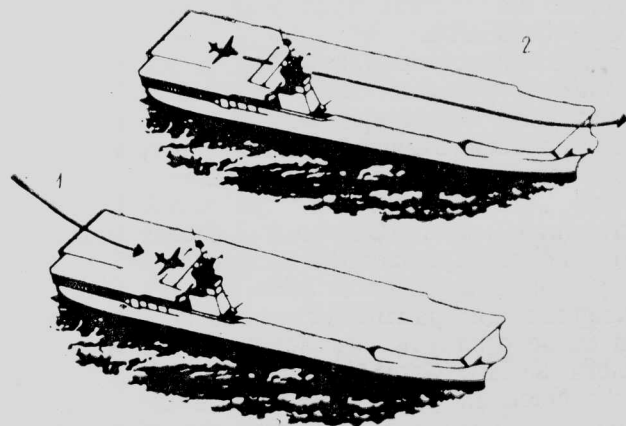
Модифицированная схема самолета S-3A (схема S-3 КВПА) разрабатывалась на основе следующих требований к его лётно-техническим характеристикам и безопасности с учетом боевого назначения:

длина палубы (включая наклонную ramпу)	240 м
угол наклона ramпы	4°
скорость ветра над палубой	5 м/с
максимальная постоянная величина c_y	0,8 $c_{y \text{ max}}$
максимальный заброс величины c_y при взлете	0,9 $c_{y \text{ max}}$
максимальная потеря высоты ниже уровня палубы	3 м
скорость набора высоты при одном неработающем двигателе после потери 3 м высоты	0,5 м/с
температура воздуха на уровне моря	32°С

Самолет должен сохранять управляемость после отказа одного двигателя.

Для удовлетворения этих требований при взлете с плоской палубы серийного самолета S-3A необходимо увеличение тяги двигателей на 59%. Добавление предкрылков, использование взлетной ramпы с углом наклона 4° и установка демпфера тангажа снижают требуемое увеличение тяги до 15%. Использование еще двух усовершенствований, направленных на поворот вектора тяги (удлинения носовой стойки шасси и изменения угла установки гондол двигателей на пилонах), позволяет уменьшить эту величину до 9% (рис. 5). Возможно и дальнейшее снижение требований к увеличению тяги, но оно сопряжено с более высокими затратами, чем потребовала бы модификация двигателей TF34.

Окончательно выбранная схема самолета S-3 КВПА показана на рис. 6. Тяга основного двигателя TF34 увеличена путем дополнительного впрыска воды при взлете. Подъемная сила увеличена за счет замены носовых щитков и устройств предотвращения отрыва потока предкрылками по всему размаху крыла. Необходимый поворот вектора тяги достигнут путем увеличения угла установки мотогондол с 3,5 до 6° и удлинения носовой стойки шасси для дополнительного увеличения наклона вектора тяги на 3,5°. Демпфер тангажа установлен для ограничения изменения угла атаки самолета после схода с палубы величиной, соответствующей 0,9 $c_{y \text{ max}}$,



1—посадка с использованием аэрофинишера; 2—короткий взлет с наклонной ramпы

Рис. 2. Легкий авианосец для самолетов КВПА

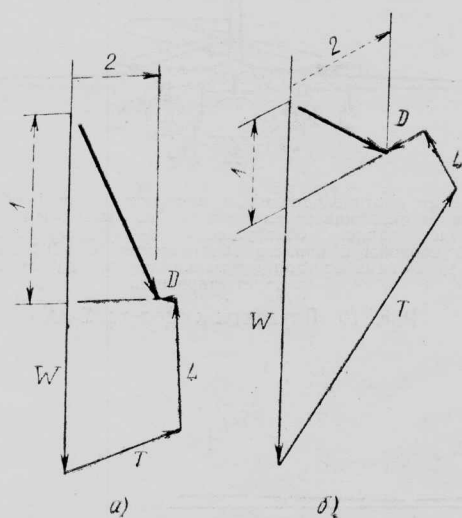
и для стабилизации при угле атаки, соответствующем $0,8 c_{y \max}$. Благодаря этому обеспечиваются безопасность по сваливанию и выдерживание большой подъемной силы во время разгона самолета до скорости установившегося набора высоты.

Самолет S-3 КВПА, отвечающий указанным выше требованиям, имеет индикаторную скорость в момент схода с палубы 150 км/ч, которая ниже скорости сваливания примерно на 11%. Минимальная скорость самолета S-3А, определяемая требованиями к управляемости в аварийных ситуациях, превышает скорость схода с палубы самолета S-3 КВПА.

В связи с этим необходимо было провести дополнительное исследование для определения реальных возможностей систем модифицированного самолета обеспечивать безопасное управление полетом в случае отказа одного из двигателей после взлета.

При отказе на самолете с несколькими двигателями одного из них самолет имеет тенденцию к развороту относительно вертикальной оси вследствие асимметрии тяги. Эта тенденция устраняется путем отклонения руля направления для создания боковой силы на киле и момента рыскания, направленного против момента тяги двигателя. Центр приложения аэродинамических сил на киле лежит выше центра масс самолета, поэтому для полного равновесия отклоняются элероны и создается крен в сторону работающего двигателя. Согласно требованиям MIL-F-8785B, при скорости, равной $1,1 V_{св}$, самолет с одним отказавшим двигателем должен иметь возможность совершать прямолинейный полет.

Если скорость при отказе двигателя меньше $1,1 V_{св}$, момент тяги двигателя может быть уравновешен путем отклонения руля направления на больший угол. С использованием полного отклонения руля направления при отсутствии скольжения самолет обладает достаточным паряющим путевым моментом до индикаторной скорости 178 км/ч ($1,05 V_{св}$) при одном отказавшем двигателе.



а—самолет КВПА; б—самолет «Си Харриер»
1—первоначальное ускорение, направленное вниз;
2—ускорение в направлении вектора скорости

Рис. 3. Векторные диаграммы сил в момент схода самолета с палубы авианосца

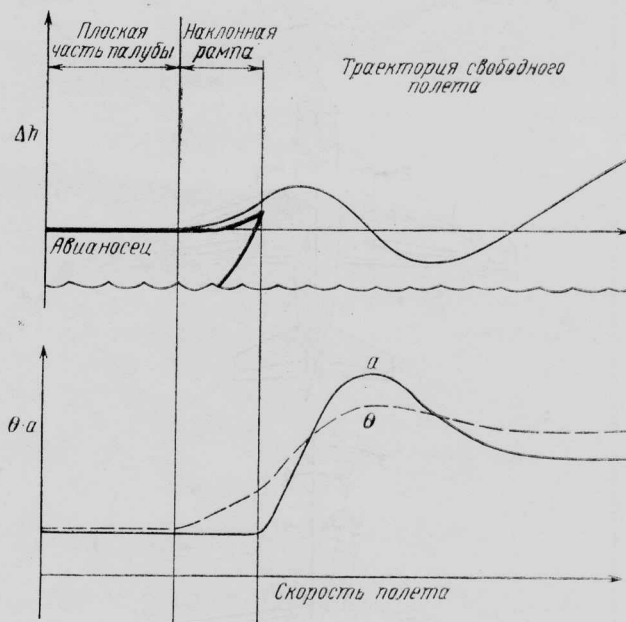
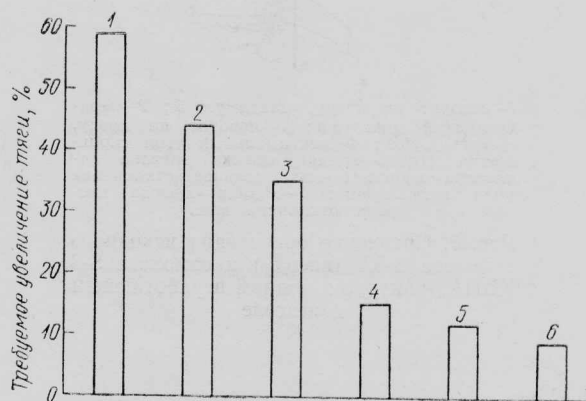
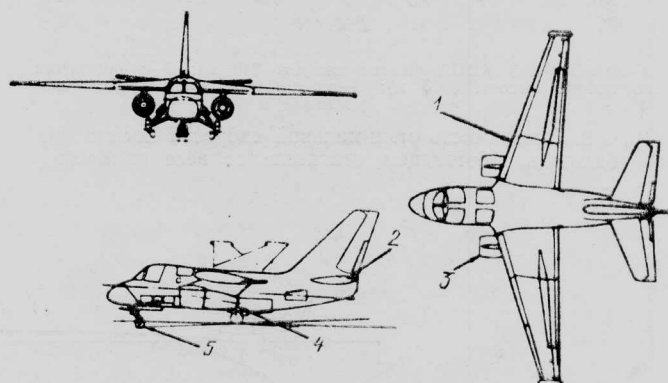


Рис. 4. Схема траектории движения самолета после взлета с наклонной рампы палубы авианосца



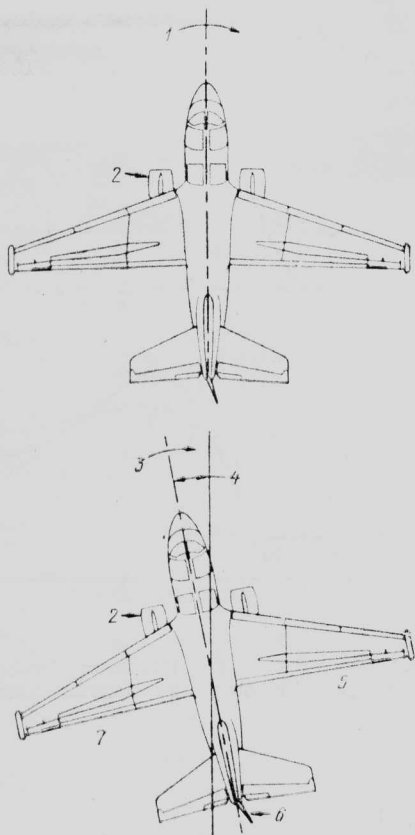
1—исходный самолет S-3А, плоская палуба авианосца; 2—предкрылки по всему размаху; 3—рампа с углом наклона 4° ; 4—установка демфера тангажа; 5—удлинение носовой стойки шасси; 6—увеличение угла установки мотогондол

Рис. 5. Влияние различных технических усовершенствований самолета S-3А на требуемое увеличение тяги



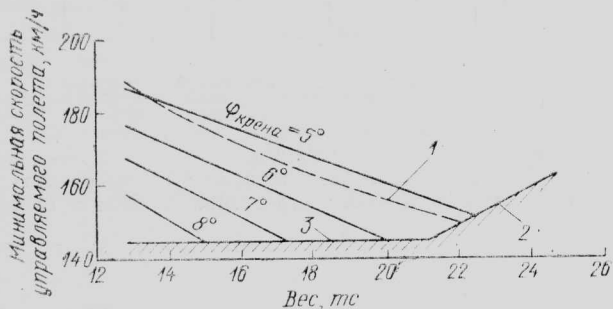
1—предкрылки по всему размаху; 2—демфер тангажа; 3—увеличенная тяга двигателя TF34; 4—увеличенный угол установки мотогондол; 5—удлиненная носовая стойка шасси

Рис. 6. Общая схема самолета S-3 в варианте КВПА



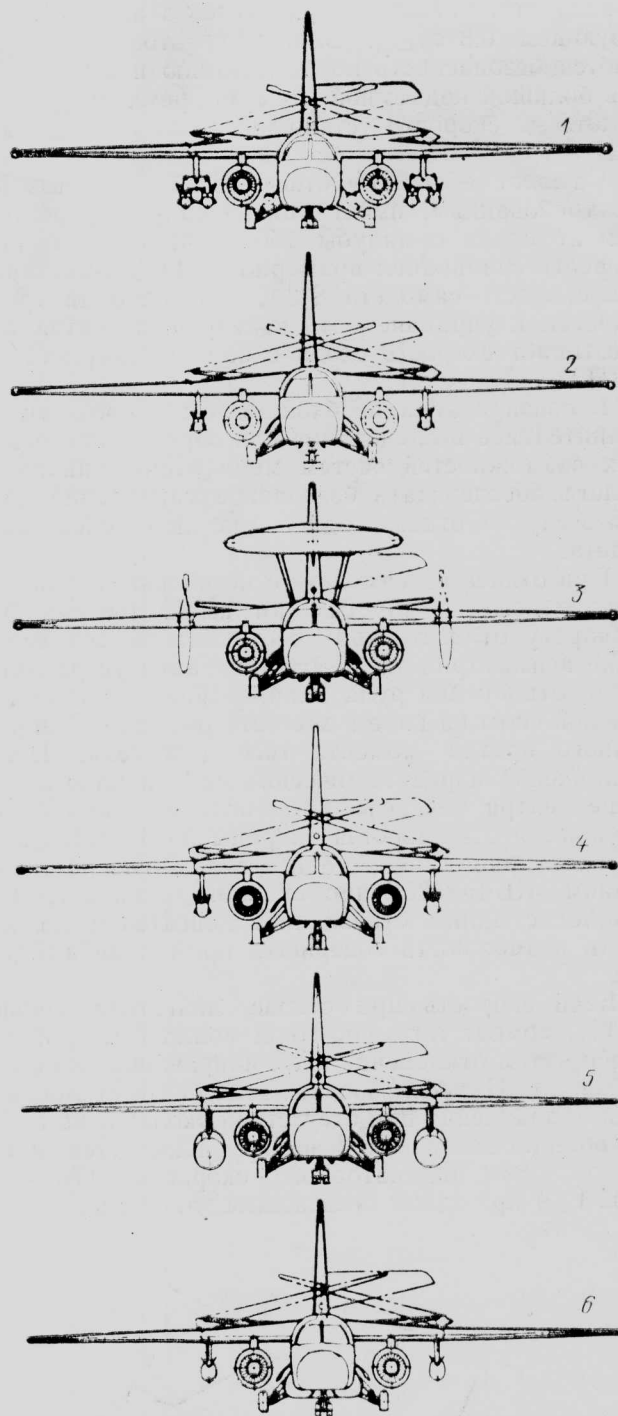
1—поворот по крену, максимум 5° ; 2—неработающий двигатель; 3—поворот по крену, максимум 5.2° ; 4—максимальный угол скольжения 11° ; 5—задняя кромка элерона отклонена вверх; 6—максимальное отклонение руля направления; 7—задняя кромка элерона отклонена вниз.

Рис. 7. Сравнение ориентации исходного самолета S-3A (вверху) и самолета S-3 КВПА (внизу) при одном неработающем двигателе



1—самолет S-3 КВПА (длина палубы 240 м); 2—ограничение по потере высоты (≤ 3 м); 3—ограничение минимальной скорости

Рис. 8. Зависимость минимальной скорости полета при одном неработающем двигателе от веса самолета



1—самолет противолодочной и противовоздушной обороны; 2—самолет для нанесения ударов по наземным целям; 3—самолет раннего обнаружения; 4—самолет противолодочной обороны и раннего обнаружения (с РЛС бокового обзора); 5—самолет для доставки грузов на авианосец; 6—самолет-заправщик

Рис. 10. Варианты самолета S-3A



Рис. 9. Траектория полета самолета S-3 КВПА после взлета с наклонной рампы палубы авианосца

Если допускается боковое скольжение самолета, то угол атаки киля увеличивается и минимальная индикаторная скорость управляемого полета может быть уменьшена до величины ниже 178 км/ч (рис. 7).

Летные испытания самолета S-3A и испытания в аэродинамической трубе показывают, что при нулевом угле скольжения и прямолинейном полете полное отклонение руля направления обеспечивает примерно 60% требуемого запаса коэффициента путевого момента, равного 0,07. При угле скольжения 11° достигается величина коэффициента $m_y = 0,07$, составляющая 97% располагаемого путевого момента. Приравнивая это значение коэффициенту момента рыскания, который необходимо уравновесить при отказе двигателя, можно получить минимальную скорость управляемого полета со скольжением, равную 143,5 км/ч, тогда как для самолета S-3 КВПА скорость схода с палубы задается равной 150 км/ч.

На рис. 8 показаны углы крена и скорости установившегося полета с одним отказавшим двигателем для различных весов самолета. При расчетном весе противолодочного варианта самолета КВПА, равном 21 350 кгс, необходимый угол крена равен $5,0^\circ$, что лишь на $0,2^\circ$ превышает ограничение, соответствующее военно-техническим требованиям.

УДК 629.7.018

МОДЕЛИРОВАНИЕ ИНФРАКРАСНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ САМОЛЕТОВ*

До недавнего времени самолеты и другие военные ЛА проектировались без учета создаваемого ими инфракрасного (ИК) излучения. В настоящее время с развитием оптоэлектроники ИК излучение стало важным фактором в решении проблемы повышения живучести военного самолета. Поэтому большой интерес представляет изучение источников и физики ИК излучения самолета.

Возможны два метода оценки ИК излучения ЛА: теоретический и экспериментальный. Экспериментальный метод кажется более основательным и продуктивным, так как он позволяет оценить сразу множество эффектов, которые необходимо принять во внимание. Однако ввиду многообразия действующих факторов и условий полета, этот метод трудно осуществим в полном объеме и требует больших затрат. Теоретические оценки являются логическим дополнением к эксперименту при обработке результатов измерений или экстраполяции результатов на условия, в которых проведение измерений невозможно.

Разработка модели ИК излучения ЛА включает в себя исследование соответствующих физических

Оценки показывают, что как при расчетном весе противолодочного варианта самолета, равном 21 350 кгс при полностью заполненных внутренних баках, так и при повышенном весе с двумя подвесными топливными баками, равном 23 650 кгс, ни требования к минимальной скорости управляемого полета, ни ограничения потери высоты не уменьшают возможности взлета с наклонной рампы при достаточной безопасности. Как видно на рис. 9, при расчетной скорости ветра над палубой 5 м/с и повышенной температуре воздуха 32°C траектория никогда не пересекает уровень палубы авианосца. Низшая точка траектории имеет место через 2,5 с после схода с палубы, затем самолет переходит на режим установившегося набора высоты.

Увеличение веса, связанное с модификацией самолета S-3A, составляет 385 кгс. Время патрулирования в заданном районе противолодочного самолета S-3 КВПА сокращается примерно на 0,3 ч. Аналогичным образом могут быть модифицированы и превращены в самолеты КВПА другие варианты самолета S-3A, изображенные на рис. 10.

Референт П. И. Курилкина.

Редактор Б. П. Круглов.

явлений и создание методов расчета, дающих численное решение задачи. При выборе ограниченного числа описывающих параметров существует опасность чрезмерного упрощения проблемы, приводящего к ошибочным результатам. С другой стороны, выбор слишком большого числа параметров может усложнить расчеты и сузить область практического применения модели.

МЕТОДЫ АНАЛИЗА ИК ИЗЛУЧЕНИЯ

Природа ИК излучения. При равномерном распределении температуры по образцу, его направленная спектральная интенсивность (яркость) излучения B_λ , соответствующая длине волны λ , определяется произведением двух величин:

$$B_\lambda = \varepsilon(T, \lambda) \cdot E_{\lambda_0}(T, \lambda),$$

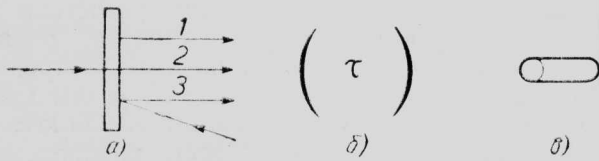
где $E_{\lambda_0}(T, \lambda)$ — спектральная интенсивность излучения абсолютно черного тела, определяемая формулой Планка

$$E_{\lambda_0} = C_1 \lambda^{-5} (e^{C_2/\lambda T} - 1);$$

$\varepsilon(T, \lambda)$ — направленная спектральная степень черноты, зависящая от температуры, длины волны, материала образца, угла наблюдения (угла между нормалью к поверхности образца и направлением к точке наблюдения).

* Gauffre G. Modelisation du rayonnement infrarouge des avions.

La Recherche Aérospatiale, 1981, VII—VIII, N 4, p. 245—265.



а—образец; б—атмосфера; в—система наблюдения
Рис. 1. Компоненты излучения

Для твердых непрозрачных тел величина ϵ слабо зависит от температуры и длины волны излучения. Напротив, в зависимости от угла, под которым наблюдается излучающая поверхность, величина ϵ может претерпевать существенные изменения, особенно при приближении угла наблюдения к 90° .

Газы резко отличаются от твердых тел по своим радиационным свойствам: степень черноты сильно изменяется в зависимости от длины волны, довольно сильно зависит от температуры, но не зависит от направления наблюдения (если оптическая толщина газового слоя остается неизменной).

Воспринимаемое излучение тела складывается из его собственного излучения (рис. 1, луч 1), излучения фона заднего полупространства (луч 2), отраженного излучения и излучения фона переднего полупространства (луч 3). Отражение здесь следует понимать в широком смысле: как зеркальное, так и диффузное.

Как и степень черноты, отражательная способность r и пропускательная способность t изменяются в функции температуры и длины волны. При термодинамически равновесном излучении коэффициенты ϵ , r и t связаны соотношением:

$$r(\lambda) + t(\lambda) + \epsilon(\lambda) = 1.$$

Не все излучение источника достигает наблюдателя, часть его поглощается атмосферой. Для оценки ИК излучения, воспринимаемого системой наблюдения, необходимо знать температуру и фотометрические характеристики любой точки объекта, а также фотометрические характеристики элемен-

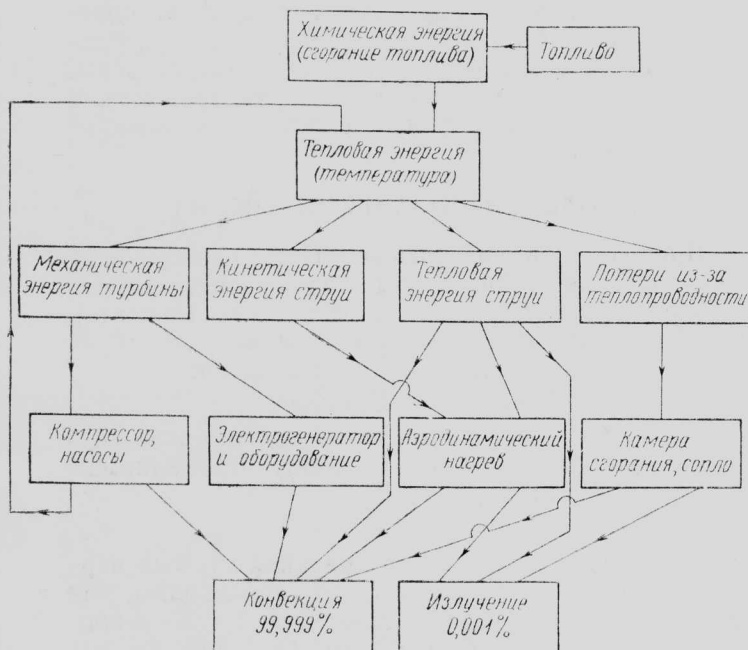


Рис. 2. Схема преобразования энергии

тов окружающей среды: солнца, неба, атмосферы и др.

Источники нагрева ЛА. Для твердых тел в инфракрасной области спектра собственное излучение часто гораздо важнее, чем отраженное. В этом случае необходимо знать распределение температур ЛА и источники его нагрева.

В случае тел типа ЛА в установившемся полете источники энергии имеют в основном химическую природу. На рис. 2 приведена схема преобразования и распределения этой энергии. Сначала в результате сгорания химическая энергия переходит в тепловую, а затем преобразуется в другие виды: механическую энергию, создаваемую в турбине и потребляемую главным образом компрессором и электрогенераторами; кинетическую энергию реактивной струи, используемую для приведения ЛА в движение; остаточную энергию, содержащуюся в реактивной струе; тепловую энергию, рассеиваемую путем конвекции и теплопроводности.

При полете с постоянной скоростью и при постоянной температуре среды вся энергия уходит в окружающую среду, причем средняя расходимая мощность составляет около $5 \cdot 10^7$ Вт. Соотношение конвекции и излучения в этом процессе равно приблизительно 10^5 . Таким образом, доля излучения в рассеянии тепловой энергии очень невелика.

Наиболее горячие элементы ЛА находятся внутри него, и их излучение большей частью поглощается другими элементами и плохо заметно при наблюдении снаружи.

Определенная часть этой энергии все же излучается во внешнее пространство путем многократного отражения от металлических поверхностей ЛА.

На рис. 3 показаны основные источники ИК излучения самолета, каковыми являются: сопло и металлические элементы, нагретые продуктами сгорания топлива; реактивная струя; крыло и фюзеляж, температура которых растет вследствие аэродинамического нагрева; элементы механических и электрических систем, потребляющих много энергии.

Аэродинамический нагрев поверхности ЛА. Теплопередача на поверхностях ЛА в процессе торможения потока в пограничном слое приводит к повышению температуры обшивки. При превращении кинетической энергии в тепловую в пограничном слое часть ее рассеивается и температура теплоизолированной стенки (адиабатная температура) определяется формулой:

$$T_a = T_\infty \left(1 + r \frac{k-1}{2} M_\infty^2 \right),$$

где T_∞ и M_∞ — температура и число M набегающего потока, k — отношение удельных теплоемкостей; r — коэффициент восстановления температуры, равный приблизительно 0,85 для ламинарного течения и 0,9 для турбулентного. Так как стенка не может быть абсолютно изолированной, ее фактическая температура определяется условием равновесия между конвекцией и теплопроводностью. Поскольку обшивка ЛА, как правило, металлическая, учет эффекта теплопроводности очень важен и температура стенки, таким образом, зависит от температуры внутренних элементов конструкции аппарата.

В то же время, по крайней мере в трех случаях, температура стенки ЛА оказывается весьма близкой к адиабатной температуре.

1. У передней кромки. В этой области коэффициент ламинарного конвективного теплообмена дается формулой:

$$\alpha = \frac{0,67}{\sqrt{Re}}$$

Он принимает большие значения при малых числах Re , когда конвекция может преобладать над теплопроводностью.

2. Когда стенки изготовлены с применением теплоизоляционного материала. В этом случае конвекция преобладает над теплопроводностью.

3. Когда элементы конструкции (законцовки крыла, хвостового оперения и т. п.) очень тонкие и самолет продолжительное время совершает полет с большой скоростью. При этом конструкция прогревается, теплопроводность снижается и температура стенок приближается к адиабатной температуре.

Нагрев от продуктов сгорания топлива. Значительную долю ИК излучения ЛА составляет излучение от нагретых газов реактивной струи и нагретых элементов двигателя.

В турбореактивном двигателе классической схемы воздух проходит последовательно через воздухозаборник, компрессор, камеру сгорания, турбину, форсажную камеру, сопло и выбрасывается в атмосферу в виде реактивной струи.

На рис. 4 показано распределение температуры и давления газа вдоль газогенераторного тракта двигателя. В воздухозаборнике поток испытывает квазиадиабатическое сжатие и повышение температуры в соответствии с формулами:

$$p_1 = p_\infty \left(1 + \frac{k-1}{2} M_\infty^2\right)^{k/k-1},$$

$$T_1 = T_\infty \left(1 + \frac{k-1}{2} M_\infty^2\right),$$

где p_1 и T_1 — давление и температура на выходе из воздухозаборника.

В компрессоре давление возрастает пропорционально степени сжатия π_k :

$$p_2 = p_1 \pi_k,$$

а температура растет по адиабатическому закону:

$$T = T_1 \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{k-1}{k}}$$

В камере сгорания давление меняется слабо, но за счет сжигания топлива растет температура:

$$p_3 = p_2, \quad T_3 \gg T_2.$$

Температура T_3 регулируется автоматически с тем, чтобы не допустить разрушения высоконагруженных частей турбины.

Работа газа в турбине должна уравновесить работу сжатия в компрессоре и потери. Изменения давления и температуры связаны соотношениями:

$$C_{34}(T_3 - T_4) = C_{21}(T_2 - T_1);$$

$$\frac{p_4}{p_3} = \left(\frac{T_4}{T_3}\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

В форсажной камере давление остается постоянным, но температура вновь повышается (если включен форсаж):

$$p_5 = p_4, \quad T_5 \gg T_4.$$

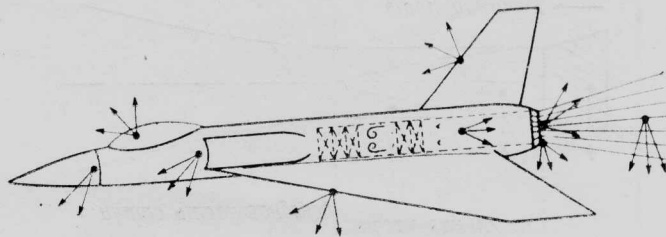


Рис. 3. Основные источники излучения самолета

Истечение газа через сопло сопровождается расширением потока и падением температуры:

$$\frac{p_5}{p_6} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_c^2\right)^{\frac{k}{k-1}},$$

$$\frac{T_5}{T_6} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_c^2\right).$$

При нерасчетных режимах истечения расширение газа не заканчивается на срезе сопла, а продолжается и за его пределами. Давление быстро падает и сравнивается с атмосферным давлением:

$$p_6 \rightarrow p_\infty, \quad T_6 \rightarrow T_\infty.$$

Температура еще остается высокой, но и она в результате смешения и диффузии постепенно приближается к атмосферной. Значения температур и давлений в различных сечениях двигателя зависят от его общих характеристик (степени сжатия, допустимой температуры газов перед турбиной и др.), а также от условий полета (скорости, высоты, уровня тяги, наличия или отсутствия форсажа).

Эффективная температура различных элементов двигателя устанавливается в результате энергетического баланса между конвективной теплопередачей от горячих газов, теплопроводностью в металлических элементах и излучением.

Структура течения в реактивной струе зависит от скорости истечения. Самая простая (классическая) структура имеет место в случае дозвуковой струи (рис. 5 и 6). Характерной особенностью начального участка такой струи является наличие центральной зоны постоянной скорости (потенциально-

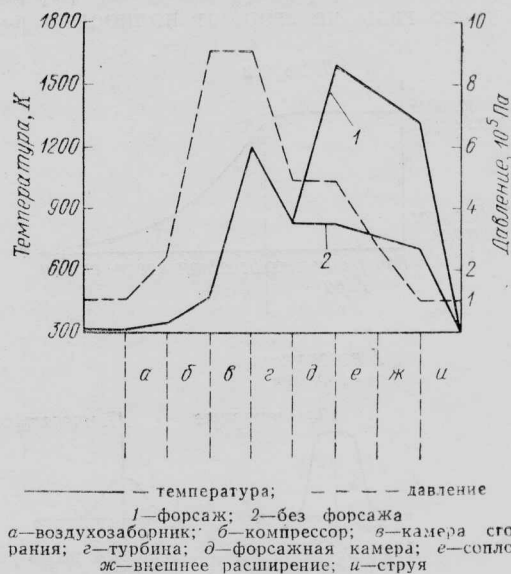
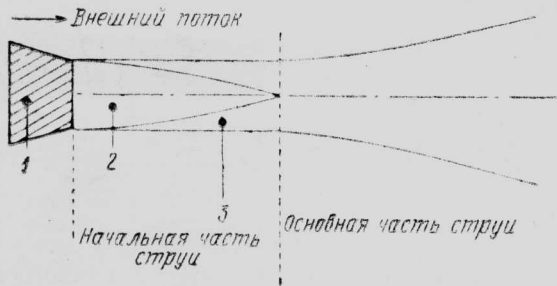


Рис. 4. Изменение температуры и давления в газоздушном тракте двигателя



1—сопло; 2—потенциальное ядро; 3—зона смешения
Рис. 5. Дозвуковая струя

го ядра) и окружающей ее зоны смешения, которая, смыкаясь, переходит в основной участок струи с развитым турбулентным течением. На этом участке изменение температуры вдоль оси струи подчиняется закону, близкому к обратной пропорциональности ($T \sim 1/x$).

Когда отношение давления в сопле к давлению во внешнем потоке превышает 1,85, реактивная струя становится сверхзвуковой, при этом в случае конического сопла устанавливается режим течения с недорасширением. После выхода из сопла струя продолжает расширяться, проходя через систему волн сжатия и расширения, образующих квазипериодическую бочкообразную структуру течения (рис. 7).

При еще большем относительном давлении в сопле струя становится гиперзвуковой. Этот случай, для которого характерно резкое расширение струи после выхода из сопла, встречается в основном в ракетных двигателях на больших высотах и гораздо реже — у самолетов с воздушно-реактивными двигателями.

Механические и аэродинамические препятствия на пути распространения струи изменяют ее структуру. Это случается, например, когда вектор скорости истечения струи не параллелен вектору скорости полета (поворотное сопло). В общем виде описания такой струи не существует и ее структура зависит от конкретной схемы сопла. На изменение температуры в реактивной струе могут влиять химические реакции. Например, в случае форсажа довольно часто газы не сгорают полностью и темпе-

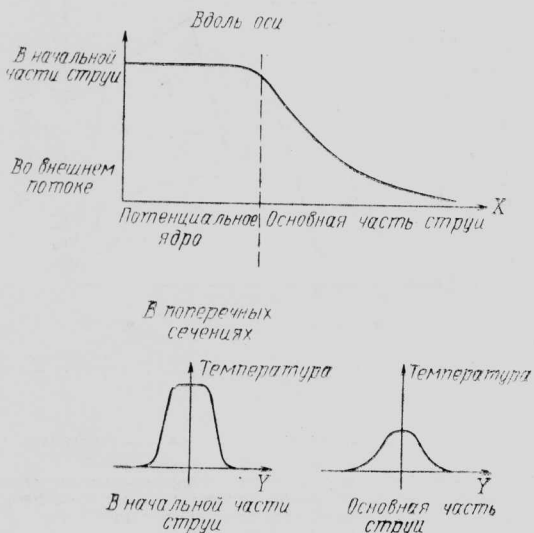
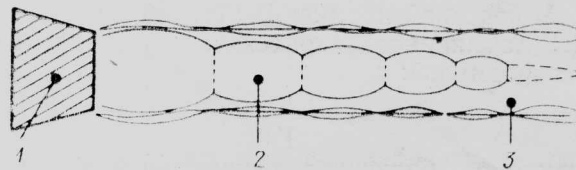


Рис. 6. Распределение температуры в струе



1—сопло; 2—бочкообразная структура; 3—зона смешения
Рис. 7. Сверхзвуковая струя

ратура продолжает повышаться в начале реактивной струи за счет догорания.

Излучение стенок. Металлические или окрашенные поверхности непрозрачны для ИК лучей ($t = 0, \epsilon + r = 1$), поэтому при расчете излучения определяющими являются только фотометрические свойства поверхности самолета. Для гладкой поверхности отражательная способность r определяется формулами Френеля, характеризующими зависимость перпендикулярной и параллельной составляющих отражательной способности от оптических постоянных материала (показателя преломления n и показателя поглощения χ) и угла падения лучей i :

$$r_{\perp} = \frac{(n - \cos i)^2 + \chi^2}{(n + \cos i)^2 + \chi^2},$$

$$r_{\parallel} = \frac{(n - 1/\cos i)^2 + \chi^2}{(n + 1/\cos i)^2 + \chi^2},$$

$$r = \frac{1}{2} (r_{\perp} + r_{\parallel}).$$

Индикатрисы рассеяния имеют разную форму для металлов и диэлектриков (красок). В первом случае при наблюдении в направлениях, близких к нормали (при малых углах наблюдения θ), направленная степень черноты невелика и почти постоянна, но резко увеличивается при больших углах θ (рис. 8). Индикатрисы для диэлектриков обычно не имеют выраженных максимумов и степень черноты более плавно уменьшается по мере приближения направления наблюдения к касательной к поверхности. Если поверхность негладкая и существуют неровности, размеры которых превышают длину волны, то формулы Френеля применять нельзя. Степень черноты такой диффузно излучающей поверхности изменяется монотонно во всем диапазоне углов наблюдения от 0 до 90° .

Когда рассматриваемая поверхность является частью внешней оболочки крыла или планера, поток излучения включает в себя отраженное излучение компонентов окружающей среды: неба, солнца, земли, облаков. В случае внутренних поверхностей полых элементов конструкции, таких как выходной канал двигателей в воздухозаборник, суммарное излучение определяется условиями многократного отражения от всех поверхностей этой полости. Если поверхности полости имеют одинаковую температуру, излучение становится близким к излучению абсолютно черного тела. Если же температуры стенок полости различны, то структура излучения каждого элемента поверхности будет определяться как взвешенная сумма излучений от других элементов (рис. 9).

Излучение реактивной струи. Излучение газа отличается от излучения твердого тела тем, что его коэффициент отражения пренебрежимо мал ($r = 0$), а фотометрические характеристики в ИК спектре связаны в основном с молекулярной структурой и взаимодействием между молекулами.

Если газ содержит одноатомные и двухатомные молекулы, то он практически прозрачен для ИК излучения:

$$r=0, \varepsilon=0, t=1.$$

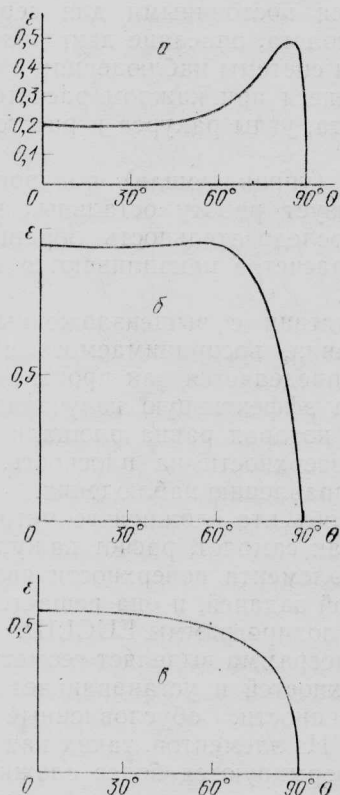
Другие газы, такие как CO, CO₂, пары H₂O, более активны в инфракрасной области спектра. Интервалы длин волн, для которых $t \neq 1, \varepsilon \neq 0$, хорошо известны и специфичны для каждого газа. С этим связана крайне нерегулярная зависимость радиационных свойств газов от длины волны. Другой особенностью газов является то, что изменение температуры и давления изменяет все характеристики спектра поглощения и излучения: форму, ширину и высоту спектральных линий и соотношение интенсивностей.

Коэффициенты поглощения газов по сравнению с твердыми телами обычно невелики, и вследствие этого воспринимаемое излучение испускается не только внешними слоями газа, но и всей толщей газовой среды. В расчетах, следовательно, необходимо учитывать распределение различных активных молекул в рассматриваемом пространстве. Газовая струя разбивается на ряд слоев, считающихся однородными по температуре, давлению и концентрации молекул, причем атмосфера также включается в расчетную схему.

Для монохроматического излучения с волновым числом k передача энергии через соседние слои газа происходит в соответствии с соотношениями:

$$B_1 = B_{\Phi} \tau_1 + E_{01} (1 - \tau_1),$$

$$B_i = B_{i-1} + E_{0i} (1 - \tau_i),$$



а—металлы; б—диэлектрики; в—диффузно рассеивающие поверхности

Рис. 8. Зависимость направленной степени черноты от угла наблюдения поверхностей

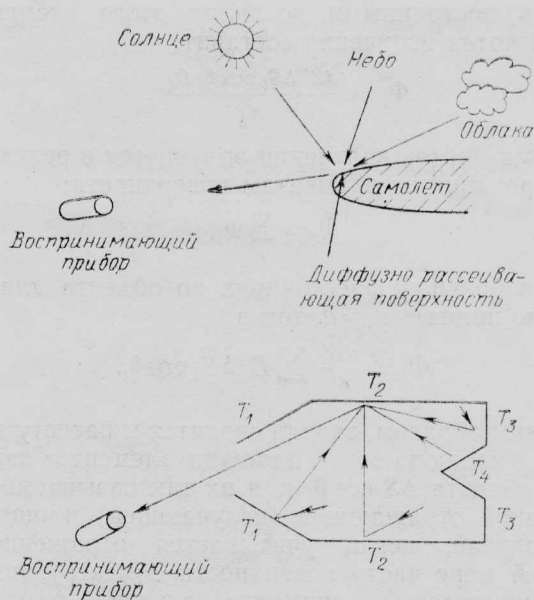


Рис. 9. Роль отражательных свойств в формировании воспринимаемого излучения поверхностей ЛА

где B_{Φ} — яркость фонового излучения; B_i — яркость излучения на выходе из i -го слоя; τ_i — пропускательная способность i -го слоя для данного волнового числа k ; E_{0i} — интенсивность излучения абсолютно черного тела при температуре i -го слоя.

Эти формулы справедливы, когда коэффициенты τ_i не изменяются в пределах интервала волновых чисел Δk . Поскольку ширина спектральных линий в среднем равна $0,05 \text{ см}^{-1}$, расчеты необходимо проводить с шагом минимум $0,01 \text{ см}^{-1}$ или даже $0,001 \text{ см}^{-1}$ (если давление низкое). В связи с этим возникают вычислительные трудности из-за необходимости хранения в памяти ЭВМ большого объема данных и недостаточности знаний о линиях излучения и их изменениях в зависимости от температуры. Поэтому приходится использовать аппроксимирующие формулы для спектров излучения, приведенные ниже.

Эффективная отражающая площадь объекта наблюдения. Поток излучения, падающий на элемент поверхности воспринимающей системы dS' , перпендикулярной к направлению наблюдения, определяется формулой:

$$\Phi = \frac{B}{d^2} dS \cos \theta dS',$$

где dS — элемент излучающей поверхности; θ — угол наблюдения; d — расстояние от источника излучения до точки наблюдения.

Поток, испускаемый объектом сложной геометрической формы, выражается следующим образом:

$$\Phi = dS' \int_S \frac{B \cos \theta}{d^2} dS.$$

Интегрирование проводится по всей внешней поверхности объекта, и интенсивность излучения всех его элементов должна быть известна. Вся поверхность объекта может быть разбита на площадки небольшого размера с постоянной интенсивностью излучения — элементы поверхности.

Если яркость излучения B_i , угол наблюдения θ_i и расстояние d_i для i -го элемента площадью ΔS_i

считать постоянными, то вклад этого элемента в общий поток излучения составит:

$$\Phi_i = \frac{dS' \Delta S_i \cos \theta_i B_i}{d_i^2}$$

Общий поток излучения получается в результате суммирования по элементам поверхности:

$$\Phi = \sum_i \Phi_i$$

При больших расстояниях до объекта для всех i можно принять $d_i \approx d$, тогда

$$\Phi = \frac{dS'}{d^2} \sum_i B_i \Delta S_i \cos \theta_i$$

Таким образом, задача сводится к расчету кажущейся (наблюдаемой) площади элементов поверхности объекта $\Delta S_i \cos \theta_i$ или их так называемой эффективной отражающей (излучающей) площади.

В случае, когда учитывается отражение (по крайней мере части поверхности объекта), необходимо принимать во внимание излучение фона. Для гладкой поверхности фон берется только по направлению зеркального отражения. Для диффузно рассеивающего участка поверхности имеет значение весь фон внешней полусферы этого участка.

Влияние окружающей среды. Атмосфера оказывает непосредственное влияние на восприятие излучения, поскольку ее собственное излучение служит фоном, на котором наблюдается самолет, и частично отражается от самолета и изменяет излучение от его поверхностей. Часть излучения самолета поглощается атмосферой.

Если поле обзора системы наблюдения больше угловых размеров объекта, то его «заметность» в ИК лучах определяется разностью между абсолютной величиной его собственного излучения и фоновым излучением, соответствующим угловым размерам цели.

Излучение фона зависит в основном от угла между направлением наблюдения и местной горизонтальной плоскостью (угла места объекта наблюдения). При положительной величине этого угла фон в основном составляют небо и облака. Это излучение создается атмосферными газами и аэрозолями. Его интенсивность обычно невелика и сильно зависит от длины волны. По мере приближения направления наблюдения к линии горизонта увеличиваются расстояния, проходимые лучами в однородных слоях атмосферы; при этом излучение приближается к излучению черного тела при температуре среды. Если условия наблюдения таковы, что объект наблюдается на фоне земли, то излучение фона приближается к излучению черного тела при температуре земной поверхности (некоторые исключения составляют голые скалы и снег).

Изменение видимого рельефа местности в процессе слежения за объектом сопровождается пространственными флуктуациями излучения вследствие локальных вариаций температуры. Фон земли существенно отличается от фона неба по абсолютной величине, по спектральному и пространственному распределению излучения. Фоновое излучение обоих типов в значительной степени зависит от наличия солнечного освещения, которое изменяет температуру излучающих компонентов среды и вносит вклад в их излучение за счет эффектов диффузного рассеяния.

На основе изложенных выше представлений в ONERA была создана программа для расчета на ЭВМ основных характеристик самолета как источника ИК излучения. Разработка программы численного моделирования ИК излучения самолета связана с поиском компромиссного подхода с учетом требований к точности результатов, сложности и стоимости расчетов, простоте использования. Стремление сделать программу пригодной для целей предварительного проектирования ведет к тому, что простота и скорость счета берут верх над точностью.

На первом этапе исследований, результаты которых представлены ниже, было решено создать программу, которая давала бы конечные результаты после одного цикла расчетов. Вместе с тем в программе предусмотрена возможность циклических повторений некоторых расчетов, например, для более детального изучения радиационных характеристик самолета при различных ракурсах и дальностях до приемника излучения.

Программа имеет модульную структуру, и каждая подпрограмма для моделирования определенного физического явления может быть или заменена другой, более сложной, или после ввода экспериментальных данных, заменяющих результаты расчетов, исключена из программы.

Задаваемые исходные данные можно разделить на три категории:

постоянные для всех расчетов: физические константы, спектроскопические характеристики газов, модели атмосферы;

остающиеся постоянными для серии расчетов: описание самолета, описание двигателя, спектральный диапазон системы наблюдения;

изменяющиеся при каждом расчете: параметры режима полета, углы ракурса и расстояния наблюдения.

Основная (управляющая) подпрограмма логически организует работу остальных подпрограмм, определяя последовательность обращения к ним. Результаты расчетов накапливаются и составляют банк данных.

В соответствии с вышеизложенным интенсивность излучения, воспринимаемого в данном направлении, определяется как произведение яркости излучения на эффективную излучающую площадь поверхности, которая равна площади проекции излучающей поверхности на плоскость, перпендикулярную к направлению наблюдения.

В случае объекта сложной геометрической формы, такого как самолет, расчет кажущейся площади каждого элемента поверхности является достаточно сложной задачей, и она решается с помощью специальной подпрограммы EUCLID.

Эта подпрограмма выделяет геометрические элементы поверхностей и устанавливает их топологические особенности, обусловленные связями и ориентацией. Из элементов, таких как точки, отрезки и т. п., формируются более сложные геометрические образцы (поверхности, объемы, фигуры), к которым применяются основные преобразования евклидовой геометрии: перемещения, симметрия, гомотетия, проекция.

Используются различные способы представления поверхностей: в виде проекций на координатные

плоскости и аксонометрических проекций. Поверхности разделяются на прозрачные и непрозрачные. При определении видимой поверхности самолета в проекции включаются только те элементы, которые не затеняются другими со стороны наблюдения.

В целях ускорения расчетов подпрограмма геометрического моделирования самолета строится на основе использования стандартных элементов, размеры и форма которых изменяются по мере необходимости (рис. 10).

В подпрограмме MOTEUR моделируется простой (одноконтурный) двигатель. Целью расчетов является определение температуры элементов двигателя и уточнение характеристик реактивной струи на срезе сопла: скорости, давления, температуры и концентрации газов. Перечень входных данных сведен к минимуму: расход воздуха, степень сжатия, температура газов перед турбиной, температура в форсажной камере. Другие данные для этого типа двигателей считаются стандартными. Расчет проводится с учетом конкретных условий работы двигателя: давления и температуры воздуха на входе, наличия форсажа, параметров режима полета и т. д.

Расчет проводится в два этапа: сначала моделируется работа двигателя в статических условиях, затем — с учетом условий полета. Используются классические допущения: постоянство термодинамического (теплового) КПД, идеальное регулирование рабочих режимов двигателя и соответствующих им температур газов за турбиной и диаметра выходного сечения сопла.

Точный расчет температуры для всех точек планера очень трудоемок, поэтому используется прагматический подход к этой задаче, при котором основное внимание уделяется аэродинамическому нагреву и получаемые значения температуры изменяются в зависимости от принадлежности элемента поверхности тому или иному компоненту планера. Температуры элементов конструкции вблизи передних кромок несущих поверхностей и носка фюзеляжа и мотогондол принимаются равными местным температурам для теплоизолированной стенки при ламинарном пограничном слое. Более массивные части крыла или других элементов планера имеют более низкую температуру, величина которой вычисляется по приближенной формуле:

$$T_{\text{мас}} = T_{\infty} \left(1 + \eta r \frac{k-1}{2} M_{\infty}^2 \right),$$

где $\eta = 0,9$ или $0,8$.

Температуры элементов, контактирующих с горячими газами, оцениваются как функции от температуры газа. Если элементы тонкие и полностью погружены в газ, то температура поверхности принимается равной температуре газа. Это, в частности, относится к лопаткам турбины (если они не охлаждаются).

Другие элементы поверхности обдуваются холодным газом, но влияние на их температуру внутренних источников тепла также необходимо учитывать. Однако точный расчет возможен, только если известно температурное поле силовой установки, что бывает редко. Обычно выбирается приближенное решение, основанное на имеющихся данных для аналогичных условий.

Одна из практических трудностей при расчете излучения связана с невозможностью применения

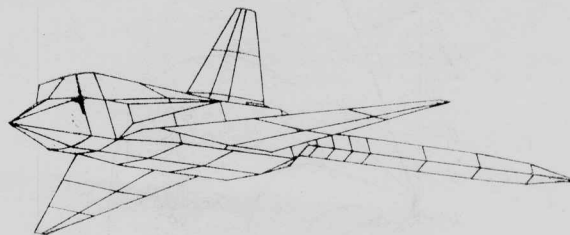


Рис. 10. Геометрическое представление поверхностей самолета и реактивной струи

формул Френеля для окисленных и недостаточно гладких, т. е. диффузно рассеивающих поверхностей. В большинстве случаев используются данные лабораторных измерений радиационных характеристик для аналогичных поверхностей.

Обычно внешние поверхности планера окрашены. Для таких условий принимается допущение, что эти поверхности являются частично поглощающими с коэффициентом поглощения α и частично рассеивающими. Следовательно, суммарное излучение такой поверхности имеет вид:

$$B = \alpha B_0(T) + (1 - \alpha) B_{\text{ф}},$$

где B_0 — яркость абсолютно черного тела при температуре поверхности; $B_{\text{ф}}$ — яркость фона. Фон в данном случае считается однородным. Достаточно точная аппроксимация получается путем использования средней яркости фона в разных направлениях и предположения, что она имеет два различных значения в зависимости от того, как ориентирован рассматриваемый элемент поверхности ЛА: к земле или от земли.

В отношении внутренних стенок двигателя, видимых снаружи, задача решается аналогично. Эти металлические, но окисленные и частично диффузно рассеивающие стенки образуют полость, в которой яркость фонового излучения определяется как средняя взвешенная величина для всех элементов поверхности с их различными площадями и фотометрическими характеристиками.

Расчет поля излучения струи проводится по двум подпрограммам, одна из которых служит для определения границ струи, другая — для ее разбиения на слои газа, что необходимо для последующего расчета яркости излучения.

Геометрически струя ограничивается пространством, в котором образуется наибольшая часть излучения. В излучении струи температура имеет первостепенное значение, а протяженность струи определяется по изотермам. Если ΔT есть разность между температурами в какой-либо точке струи и во внешнем потоке, а ΔT_c — разность температур на срезе сопла и во внешнем потоке, то граница струи может быть определена как поверхность, на которой выполняется условие

$$\frac{\Delta T}{\Delta T_c} = 0,1.$$

Контур осесимметричной струи описывается аналитически в виде произведения двух функций

$$f(x, r) = f_1(x) \cdot f_2(r).$$

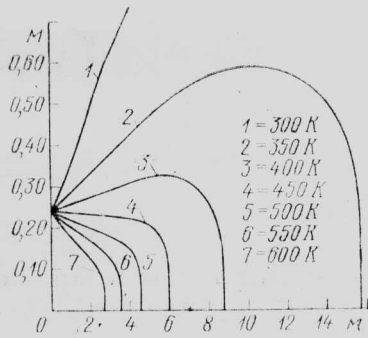


Рис. 11. Изотермы реактивной струи

Функция $f_1(x)$ характеризует развитие струи в направлении оси:

$$f_1 = \frac{\Delta T(x)}{\Delta T_0} = 1 - \exp\left(-\frac{1}{0,7 - \frac{x}{L}}\right),$$

где ΔT_0 — разность между температурой в начале расширенной части струи и температурой среды.

Длина потенциального ядра струи L вычисляется по следующей эмпирической формуле:

$$L = \frac{8R(1+M)}{0,15 + |1-\xi|} \sqrt{\frac{\rho_\infty}{\rho_c}},$$

где R — радиус расширенной струи; ξ — отношение скоростей внешнего потока и струи; M — число Ма, соответствующее скорости истечения струи; ρ_c — плотность газа в начале струи; ρ_∞ — плотность окружающей среды.

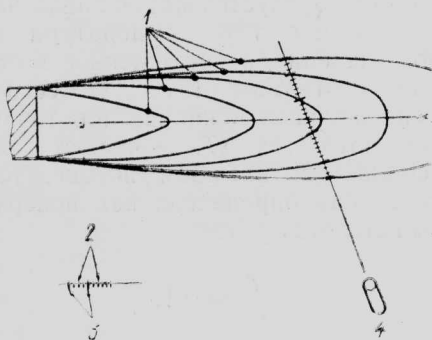
Поперечный температурный профиль струи характеризуется функцией $f_2(r)$:

$$f_2(r) = 0,5 \left\{ 1 + \operatorname{th} \left[\frac{R_{cp}}{\delta} \cdot \left(\frac{R_{cp}}{r} - \frac{r}{R_{cp}} \right) \right] \right\},$$

где R_{cp} — средний радиус струи; δ — толщина слоя смешения.

Параметры R_{cp} и δ изменяются по-разному на начальном ($x < L$) и основном ($x > L$) участках струи:

$$x < L \begin{cases} R_{cp} = R \frac{x}{L} \left[\frac{1+\xi}{f_1(L) (5\xi + 1,26(1-\xi)f_1(L))} \right]^{0,5} + R \left(1 - \frac{x}{L} \right), \\ \delta = \sqrt{2} R_{cp} \frac{x}{L}; \end{cases}$$



1—изотермы; 2—элементарные слои; 3—границы слоев; 4—точка наблюдения
Рис. 12. Разбивка реактивной струи на слои

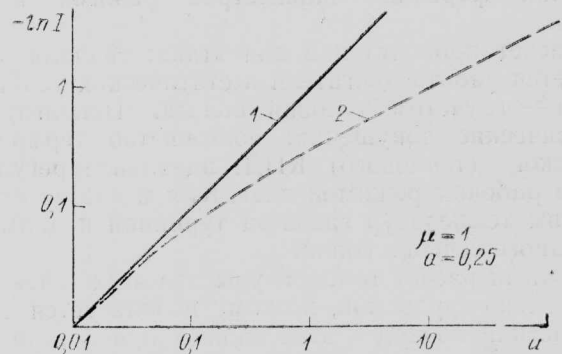
$$x > L \begin{cases} R_{cp} = R \left[\frac{1+\xi}{f_1(x) (5\xi + 1,26(1-\xi)f_1(x))} \right]^{0,5}, \\ \delta = \sqrt{2} R_{cp}. \end{cases}$$

В качестве примера на рис. 11 представлены изотермы струи со следующими параметрами:

$$T_c = 623 \text{ K}, T_\infty = 295 \text{ K}, M = 1,56, \xi = 0, R = 0,23 \text{ м.}$$

В данном случае изотермическую поверхность, соответствующую 327 K, можно считать границей струи.

Для расчета излучения струи в заданном направлении струя разделяется на ряд элементарных слоев с равномерным распределением интенсивности излучения. Излучение рассчитывается для центра элементарной площади поверхности слоя в направлении прямой, соединяющей центр площадки с точкой наблюдения. Эта прямая, представляющая собой траекторию светового луча, пересекает слои газа с различными значениями температур и концентрации (рис. 12).



1—закон Бугера—Ламберта; 2—закон Гуди
Рис. 13. Законы поглощения излучения в газовых слоях

Слои ограничиваются изотермами с шагом по температуре, равным

$$\Delta T = 0,1 \Delta T_c.$$

Таким образом, каждый луч пересекает максимум 20 слоев газа.

Спектральные линии ИК излучения имеют очень малую ширину и еще недостаточно изучены при высоких температурах. Поэтому метод точного расчета инфракрасного излучения «линия за линией» в настоящее время не используется. Расчет проводится приближенным методом для больших спектральных интервалов, включающих несколько десятков линий.

Для спектрального интервала Δk ослабление излучения за счет поглощения при прохождении газового слоя не подчиняется известной экспоненциальной зависимости от толщины слоя (закону Бугера — Ламберта):

$$I \neq e^{-\mu a},$$

где μ — средний коэффициент поглощения.

Достаточно точная аппроксимация обеспечивается формулой Гуди:

$$-\ln I = \mu a \left(1 + \frac{\mu a}{4a} \right)^{-0,5},$$

где a — отношение ширины линии к интервалу между линиями.

График изменения величины $-\ln I$ в зависимости от u , называемый кривой спектрального поглощения, представлен на рис. 13 в логарифмическом масштабе. На этой кривой можно выделить три области. При небольших толщинах газа зависимость близка к экспоненциальной функции Бугера—Ламберта. С увеличением толщины слоя наблюдается «насыщение» его поглощательной способности и кривая отходит от линейной зависимости и при очень больших толщинах поглощения растет в соответствии с формулой Гуди приблизительно пропорционально Vu .

Фактически форма кривой поглощения зависит от закона статистического распределения коэффициентов поглощения монохроматического излучения в рассматриваемом спектральном интервале (рис. 14). Для небольших значений u наклон кривой пропорционален среднему значению коэффициента поглощения μ :

$$\mu = \frac{1}{\Delta k} \int_k^{k+\Delta k} \mu_k dk.$$

Форма кривой в средней области связана с ве-

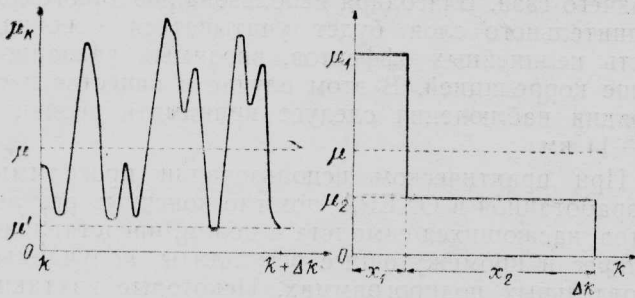


Рис. 14. Двухуровневая аппроксимация спектра поглощения

личной среднеквадратичного отклонения коэффициентов μ_k в интервале Δk :

$$(\Delta\mu)^2 = \frac{1}{\Delta k} \int_k^{k+\Delta k} (\mu_k - \mu)^2 dk,$$

$$-\ln I \approx u\mu \left(1 - \frac{u(\Delta\mu)^2}{2\mu}\right).$$

Сравнивая эту зависимость с формулой Гуди, можно получить:

$$\frac{(\Delta\mu)^2}{\mu^2} = \frac{1}{4a}.$$

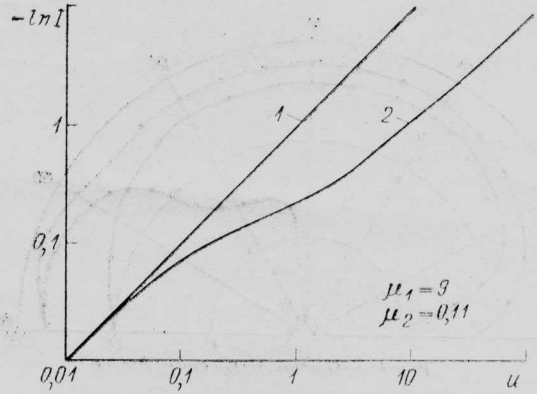
В соответствии с этой уточненной методикой расчета распределение коэффициентов поглощения в каждом рассматриваемом спектральном интервале представляется не средней величиной μ , а двумя значениями μ_1 и μ_2 соответственно для больших и малых значений коэффициентов поглощения («двухуровневая» аппроксимация).

При определении значений μ_1 и μ_2 используются следующие соотношения:

$$x_1 \mu_1 + x_2 \mu_2 = \mu \Delta k,$$

$$x_1 (\mu_1 - \mu)^2 + x_2 (\mu_2 - \mu)^2 = (\Delta\mu)^2 \Delta k,$$

$$x_1 + x_2 = \Delta k.$$



1—закон Бугера—Ламберта; 2—двухуровневая аппроксимация

Рис. 15. Закон поглощения для аппроксимированного спектра

Кривая спектрального поглощения, описываемая формулой

$$I = \frac{1}{\Delta k} (x_1 e^{-\mu_1 u} + x_2 e^{-\mu_2 u}),$$

близка к кривой Гуди при малых и средних толщинах газового слоя, но заметно отличается от нее в области больших толщин (рис. 15). Если же в рассматриваемом спектральном интервале коэффициенты поглощения ограничены снизу значением μ' (см. рис. 14), то кривая поглощения будет иметь в качестве своего нижнего ограничения экспоненту $e^{-\mu' u}$.

При рассмотрении ряда слоев газа одинакового состава, но с различными температурами и давлениями спектральные линии будут иметь различные ширину и интенсивность, однако в целом между спектрами этих слоев будет наблюдаться корреляция, проявляющаяся в сходности форм распределения коэффициентов поглощения (рис. 16).

Двухуровневый способ аппроксимации спектров позволяет учесть эту корреляцию в первом приближении, если исходить из предположения, что относительные размеры и расположение участков спектра, соответствующих слабому и сильному поглощению, мало изменяются при переходе от одного слоя к другому.

В отличие от реактивной струи для атмосферы характерны малые изменения температуры при переходе между слоями, поэтому фактор межслойной корреляции становится очень важным. Кроме того,

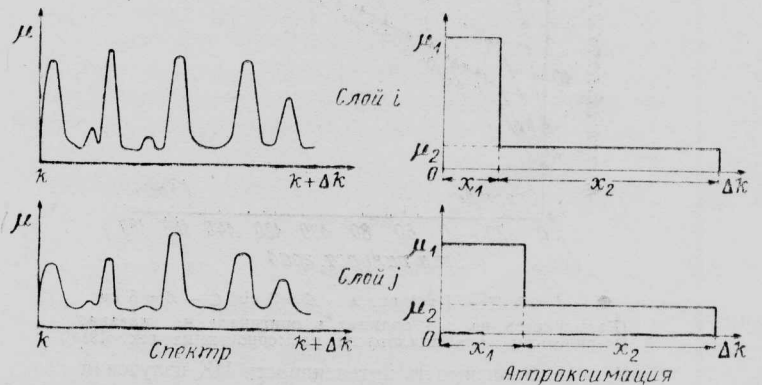


Рис. 16. Корреляция спектров поглощения двух слоев газа

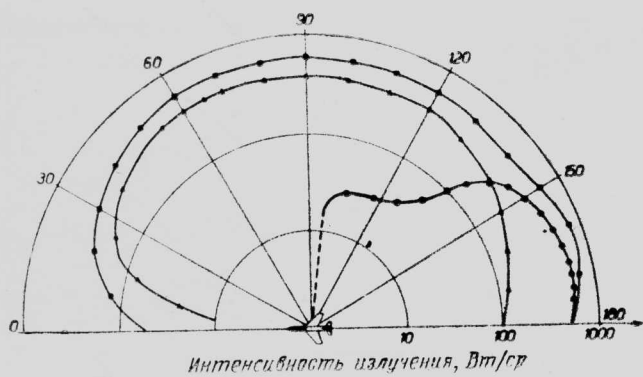


Рис. 17. Полярная диаграмма излучения самолета

в атмосфере содержатся аэрозоли, присутствие которых значительно изменяет пропускание излучения и не учитывается при рассмотрении струи.

Практический метод решения задачи о переносе излучения в атмосфере аналогичен принятому для расчета излучения струи и сводится к разделению атмосферы на слои и расчету пропускания излучения на больших спектральных интервалах с использованием приближенных формул. Проблема изучения радиационных характеристик атмосферы имеет большое значение, и здесь еще предстоит провести большой объем теоретических и экспериментальных исследований с целью создания совершенных и эффективных вычислительных алгоритмов.

В программе ONERA для расчета пропускания и излучения атмосферы используется подпрограмма LOWTRAN. Подпрограмма этого типа весьма эффективна при расчете пропускания излучения, испускаемого твердыми стенками, которое приближается к излучению абсолютно черного тела. Более сложной в теоретическом плане является задача об излучении газа струи. Идентичность молекул, испускающих излучение в струе, и молекул, поглощающих излучение в атмосфере, создает условия для корреляции явлений, происходящих в этих двух

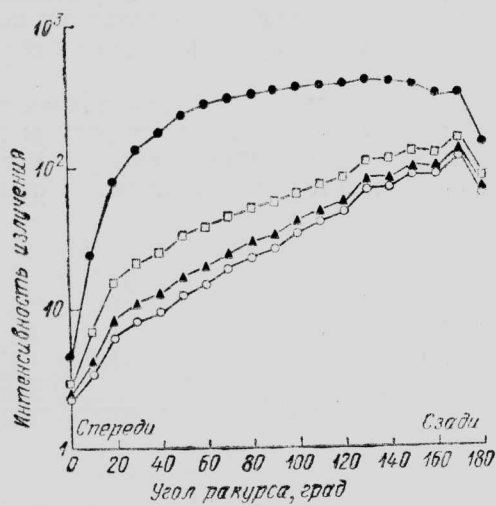


Рис. 18. Зависимость интенсивности ИК излучения от расстояния и ориентации самолета по отношению к направлению наблюдения

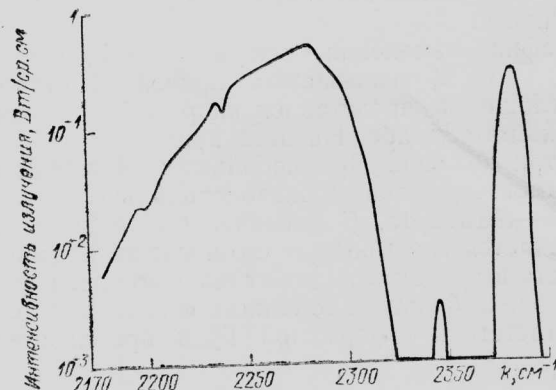


Рис. 19. Интенсивность излучения реактивной струи в интервале длин волн более 4,3 мкм (расстояние $d=20$ м)

средах, что не учитывается в подпрограмме LOWTRAN.

Возможным решением может стать добавление к струе слоя холодного газа толщиной порядка 1 км и расчет пропускания излучения через этот слой, который может проводиться теми же методами, которые используются для расчета излучения горячего газа. Благодаря использованию такого дополнительного слоя будет учитываться основная часть нелинейных эффектов, вводимых указанной выше корреляцией. В этом случае в качестве расстояния наблюдения следует принимать величину ($d=1$) км.

При практическом использовании программы, разработанной в ONERA, помимо конечных результатов, касающихся самолета в целом, представляют интерес и промежуточные результаты, получаемые в отдельных подпрограммах. Некоторые из таких результатов представлены на рис. 17—19.

Интенсивности излучения, рассчитываемые для каждого элемента поверхности (или группы элементов) в каждом спектральном интервале, относятся к числу промежуточных результатов и хранятся в памяти ЭВМ. Это дает возможность определить излучение отдельных частей поверхности ЛА или группы поверхностей (рис. 17).

Для исследования изменения интенсивности излучения в зависимости от расстояния до объекта наблюдения с учетом пропускательной способности атмосферы расчеты проводятся для каждого спектрального интервала в широком диапазоне углов наблюдения (рис. 18).

С целью обобщения результатов их можно группировать по различным критериям. Например, для моделирования наблюдений с помощью радиометра могут быть просуммированы промежуточные результаты для целой системы элементов поверхности и заданных интервалов спектра. В то же время для проведения теоретических исследований излучения струи и планера их можно рассматривать отдельно (рис. 19). Разделяя поверхности на видимые и невидимые со стороны наблюдения, можно оценить долю излучения, обусловленного эффектом затенения. Можно провести много других исследований, касающихся отдельных вопросов ИК излучения, представляющих самостоятельный интерес.

В настоящее время программа введена в ЭВМ IRIS-80 в виде файлов на дисках, эквивалентных

по объему 2000 карт, не считая библиотеки подпрограммы EUCLID и библиотеки спектральных данных. Благодаря всем использованным упрощениям программа требует относительно небольших затрат машинного времени. Например, для получения серии полярных диаграмм с 20 значениями угла наблюдения при различных расстояниях требуется менее 20 мин машинного времени.

Перед проведением полного расчета отдельно проводится численная аппроксимация геометрической формы объекта с использованием программы EUCLID. Опыт показывает, что для сложных пространственных конфигураций эту задачу приходится решать методом последовательных приближений. В этом отношении интерактивная (т. е. в режиме диалога с ЭВМ) процедура может быть более эффективной.

В существующем виде программа не позволяет выполнять некоторые расчеты от начала до конца либо по причинам, связанным с теоретическими трудностями, либо из-за отсутствия исходных данных. Это затрудняет непосредственную оценку точности расчетов. Только сравнение с экспериментальными данными может дать окончательный ответ на этот вопрос. Первые сравнения показали в некоторых случаях хорошее согласование результатов численного моделирования и экспериментальных данных, однако в случае сложных конфигураций наблюдались расхождения до 50%. Следует подчеркнуть, что в применении к вопросам ИК излучения подобные сопоставления должны проводиться очень аккуратно. Экспериментальные условия должны

быть тщательно выверены во всех отношениях, в частности касающихся описания объекта, параметров полета, характеристик спектра и расстояния наблюдения, метеорологических параметров и т. д. Наиболее эффективным сравнение было бы в случае, если бы представлялась возможность сопоставлять не только суммарные данные по излучению всего ЛА, но и его составляющие, относящиеся к двигателю, струе, а также данные по распределению температуры по планеру. Однако эти требования трудно выполнимы, что является одним из обоснований необходимости проведения моделирования.

Разработанная в ONERA программа моделирования ИК излучения является результатом первого этапа исследований. В будущем предполагается создать более совершенные программы, в которых будут использованы новые возможности, предлагаемые ЭВМ: увеличенные быстродействие и емкость памяти, файлы с быстрой выборкой, программное обеспечение высокого уровня. Эти новые возможности позволят усовершенствовать моделирование за счет использования более сложных и точных методов при сохранении приемлемого времени счета. Предполагается широко использовать ввод данных и проведение расчетов в интерактивном режиме. Критерием целесообразности усовершенствований программы останутся их теоретическая обоснованность и приближение результатов моделирования к экспериментальным данным.

Референты И. Г. Косарева, Г. И. Полищук.
Редакторы Б. П. Круглов, А. П. Мороз.

УДК 629.7.06

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СИНТЕЗАТОРА РЕЧИ — ПЕРСПЕКТИВНОЕ СРЕДСТВО УЛУЧШЕНИЯ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ КАБИН ЭКИПАЖА *

Увеличение насыщенности современных самолетов электронной аппаратурой и усложнение задач, которые ставятся перед военной авиацией, приводят к тому, что экипажам приходится работать в условиях всевозрастающего потока поступающей в кабину информации, что, в свою очередь, приводит к необходимости расширения возможностей восприятия информации и ее обработки. Важной предпосылкой для решения этой проблемы является прогресс, достигнутый в последнее время в области создания высокопроизводительных и малогабаритных микропроцессоров.

Можно представить следующую картину в кабине истребителя не слишком отдаленного будущего. Летчику необходимо выдерживать высоту порядка нескольких сотен метров, чтобы оставаться вне зоны обзора наземной РЛС ПВО противника. Он нажимает кнопку, маркированную «Контроль

местоположения», и когда метка положения его самолета появляется на коллиматорном индикаторе (индикаторе на лобовом стекле), он слышит по внутренней связи информацию: «Вы выходите на цель через три минуты». Через 60 с он слышит: «Две минуты до цели. Включайте систему обнаружения цели». Летчик включает систему захвата цели и видит, как загорается красная лампочка, сигнализирующая о включении системы, и слышит голос, сообщающий: «Цель обнаружена. Координаты цели подтверждены. Включайте систему управления оружием». Летчик выполняет эту команду и переводит систему управления оружием в автоматический режим. Теперь он следит за появлением светового сигнала готовности оружия к применению и слышит голос, уведомляющий, что система включена и будет вести стрельбу автоматически. По мере приближения к цели он переключает коллиматорный индикатор в режим индикации его собственного положения, положения цели, курса на цель и

* Martin J. Talking cockpits will aid fighter pilots. Defense Electronics, 1981, v. 13, I, N 1, p. 64—68.

времени полета до цели. За 30 с до цели голос внезапно объявляет: «Возможный противник: курс 130°, высота 2750 м». Летчик немедленно подключает к коллиматорному индикатору РЛС заднего обзора. В ожидании раздвоения метки самолета противника, свидетельствующего о том, что атакующий противник выпустил ракету, летчик ощущает вибрацию, указывающую на то, что система управления оружием автоматически произвела пуск снаряда в направлении цели. Вновь звучит голос: «Цель поражена. Ложные радиолокационные и инфракрасные отражатели запущены. Вы можете отражать нападение противника». После этого летчик разворачивает самолет для контратаки самолета противника.

Большая часть оборудования, необходимого для синтеза речевых сообщений, упомянутых выше, уже существует, другое находится в стадии разработки. Например, возможность фиксации с высот полета искусственных спутников Земли положения неподвижной цели с точностью до 10 м и определения с той же точностью положения атакующего самолета с помощью глобальной спутниковой навигационной системы (ГСНС) позволит хранить координаты цели в памяти БЦВМ самолета и использовать непрерывно поступающую от ГСНС информацию для определения курса на цель, расстояния до цели и других данных, требуемых для выполнения боевого задания.

Существенный прогресс в области полупроводниковой технологии позволяет создавать сложные и быстродействующие системы по сравнению с системами, которые можно было бы создать десятилетием ранее.

Уже разрабатываются автоматические системы обнаружения самолетов противника и предупреждения летчика об опасности. Одна из проблем, которая всегда возникает во время атаки цели, состоит в том, что большинство летчиков сосредотачивает все внимание на цели и часто не успевает следить за чем-либо, кроме цели, вплоть до полного выполнения задания. Автоматические системы защиты могут решить эту задачу теми же средствами, которые используются для наведения самолета на цель.

Синтез речи является совершенно новым направлением в области систем звукового информационного обеспечения установок и кабин экипажа самолетов. Проблема связана с тем, что в подобных системах используется голос, записанный на магнитной ленте. Лента в кассетах или на катушках может обрываться или заедать, поэтому, несмотря на относительно малое время ее использования, она нуждается в постоянной профилактике. Помимо этого, если запас слов на ленте не ограничен, время, необходимое для отыскания и воспроизведения одной или нескольких фраз, измеряется минутами.

Значительно большими быстродействием и надежностью будут обладать системы, создаваемые на основе полупроводниковой технологии. Средняя наработка на отказ современных полупроводниковых элементов составляет десятки тысяч часов, а время выборки информации и формирования фраз не превышает нескольких микросекунд.

Основу системы синтеза речи составляют речевой чип-процессор (РП) и речевое запоминающее

устройство (РЗУ). Когда эти два устройства объединяются с фильтром, усилителем и громкоговорителем, они образуют относительно простую систему, способную высококачественно воспроизводить речь, используя при этом интонации и выразительность элементов естественной речи, хранимых в РЗУ. Гибкость системы синтеза речи такова, что с ее помощью можно воспроизводить голоса мужчины, женщины и ребенка. Более того, эта система допускает применение нескольких языков по желанию пользователя (даже таких языков, как китайский, в которых смысл слов зависит от высоты тона, с которым они произносятся).

Для обеспечения нормального восприятия синтезируемой речи в системе должен использоваться низкочастотный фильтр с минимальной частотой полосы пропускания порядка 200 Гц. Величина этой частоты (частота среза фильтра) может изменяться в зависимости от тембра синтезируемой речи. Например, частота 100 Гц может соответствовать мужскому голосу низкого тембра, в то время как для женского или детского голоса более естественной может быть частота 300 Гц.

Речевой процессор может манипулировать с 256 различными выражениями, представляющими собой одиночные слова или целые фразы. Два РЗУ могут хранить 64 000 бит информации, рассчитанной на 140 слов. Расширенный вариант системы будет обладать увеличенным словарным запасом и допускать комбинации нескольких голосов внутри одного синтезатора речи. При использовании 8 декодеров и 8 постоянных РЗУ система позволит воспроизводить до 256 выражений, включающих в общей сложности 560 слов. Однако получать более 256 выражений без привлечения второго процессора невозможно.

Одна из задач, которую необходимо решать, заключается в том, что информация, которую необходимо передавать летчику в виде речевых сообщений, вырабатывается несколькими различными подсистемами бортового оборудования самолета. Имеющийся опыт свидетельствует о существовании определенных трудностей при передаче данных от одной системы к другой. Решение проблемы заключается в дальнейшей стандартизации линий связи авиационного оборудования и цифровых ЭВМ. Прогресс в этом направлении позволит преобразовать в речь информацию от различных источников с помощью одного транслятора.

Метод, который при этом будет использоваться, довольно прост. По существу, любые данные, которые можно выводить на экран дисплея, такие как дальность, скорость, угол, время и т. д., можно преобразовать в речевое сообщение. Например, любая информация о расстоянии до цели начинается словами: «Расстояние до цели...» и заканчивается количественным измерением в определенных единицах. Преобразование всех данных в одном трансляторе позволит широко использовать стандартные фразеологические единицы типа: является, по направлению к, ваша система, включен и т. д.

Исследования показали, что летчики-мужчины реагируют более четко на женский голос, чем на мужской. Поэтому система синтеза речи в кабине может быть наделена способностью изменения интонации и тембровой окраски голоса, причем мужской голос одного тембра можно использовать

для передачи обычной информации, другой мужской голос — для более важной информации и женский голос — для сообщений о потенциальной опасности.

Возможности речевых систем передачи информации в кабине экипажа велики.

Возможность снабжения летчика дополнительными данными, касающимися управления самолетом, или привлечения его внимания к особо важной информации, которую он не смог заметить в

разгар боя или из-за наличия чрезмерного количества других данных, делает синтезатор речи одним из наиболее перспективных направлений совершенствования оснащения кабины летчика, которое по значению можно сравнить с разработкой коллиматорных индикаторов для самолетов предшествующего поколения.

Референт *И. Г. Хвостова.*

Редактор *Б. П. Круглов.*

„ТИ“, ОНТИ ЦАГИ, 1982, № 11, 1—28.

Редакционная коллегия: *Г. В. Александров, Г. Е. Даньшина (секретарь), Р. Д. Иродов, А. Г. Мушин, Е. И. Ружицкий (председатель), В. М. Фролов, Ю. Я. Шилов (ответственный редактор)*

Корректор *Л. Д. Курдюкова*

Сдано в набор 29.04.82.	Подписано в печать 22.06.82.	Формат бумаги 60×90 ^{1/8} .	Типографская № 1.	Литературная гарнитура.	
Высокая печать.	Бум. л. 1,75.	Усл. печ. л. 3,5.	Уч.-изд. л. 4,34.	Тираж 2607 экз.	Цена 70 коп.

Типография ЦАГИ. Заказ 1581.

