

ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

| | |
|---|----|
| Использование САПР при проектировании авиационной техники | 1 |
| Система автоматизированного проектирования CADAM фирмы Локхид | 5 |
| Применение САПР при разработке транспортного самолета Боинг 767 | 9 |
| Использование мини-ЭВМ при разработке авиакосмических конструкций | 11 |
| Опыт фирмы Рокуэлл в проектировании самолета с помощью мини-ЭВМ | 13 |
| Комплексная система автоматизированного проектирования и производства DRACO фирмы Дассо-Бреге | 18 |
| Автоматизированное проектирование конструкций в научно-исследовательском центре им. Лэнгли (NASA) | 22 |
| Экспериментальные исследования системы активного управления для самолета Макдоннелл-Дуглас DC-10 | 28 |

УДК 629.735.33.01

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ САПР ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ*

Проектировщики военного самолета в наше время сталкиваются со все более сложными и часто противоречивыми требованиями — высокие летные данные, малые размеры, многоцелевое применение, сохранение работоспособности систем при отказах, сложные системы вооружения, использование новых технических решений. Необходимо обеспечить малые начальную стоимость, расходы за срок службы, а также простоту технического обслуживания при выполнении заказов в установленный срок и по установленной цене. Понятно, что столь разнообразные требования диктуют строгую координацию всех направлений проектных работ.

Сложность и взаимосвязь требований к самолету приводят к итеративности процесса проектирования (рис. 1). Однако проектировщик часто не в силах выполнить достаточное число итераций для оптимизации объекта, а усложнение современных самолетов еще более затрудняет его задачи. Использование монолитных нервюр и шпангоутов, композиционных материалов и других методов снижения веса не позволяет независимо изменять компоненты, как это было возможно на простых конструкциях прошлых времен. В настоящее время «местные» изменения влияют на систему в целом и требуют быстрого и точного проведения обширных проектно-графических работ в условиях постоянной нехватки опытных технических специалистов и расчетчиков.

В помощь конструктору в настоящее время созданы работающие в режиме диалога системы автоматизированного проектирования (САПР) с выводом графической информации. Автоматизация проектирования обеспечивает расчетчику и конструктору точность и быстроту работы в сочетании с визуализацией создаваемого объекта в любой проекции на экране ЭЛТ дисплея. Наличие графического дисплея связывает расчет на ЭВМ и проектирование в быстродействующую замкнутую систему. В этих условиях конструктор ведет диалог с ЭВМ, используя световое перо, клавишный пульт управления и библиотеку программ. ЭВМ воспри-

нимает нанесенное световым пером на экране дисплея изображение конструкции, выполняет расчеты и немедленно дает ответ на пульте в виде скорректированного изображения. Конструктор может либо принять полученный чертеж, либо продолжить процесс проектирования.

Значение автоматического проектирования с графическим представлением результатов состоит в том, что стандартные расчеты поручаются ЭВМ, которая наилучшим образом приспособлена для этих задач. Конструктор, освободившись от рутинных расчетов, может сосредоточить свою творческую энергию на решении более важных задач. Заменив чертежную доску графическим дисплеем, конструктор получил возможность немедленно видеть результаты внесенных изменений, обнаруживать и исправлять ошибки, улучшая конструкцию.

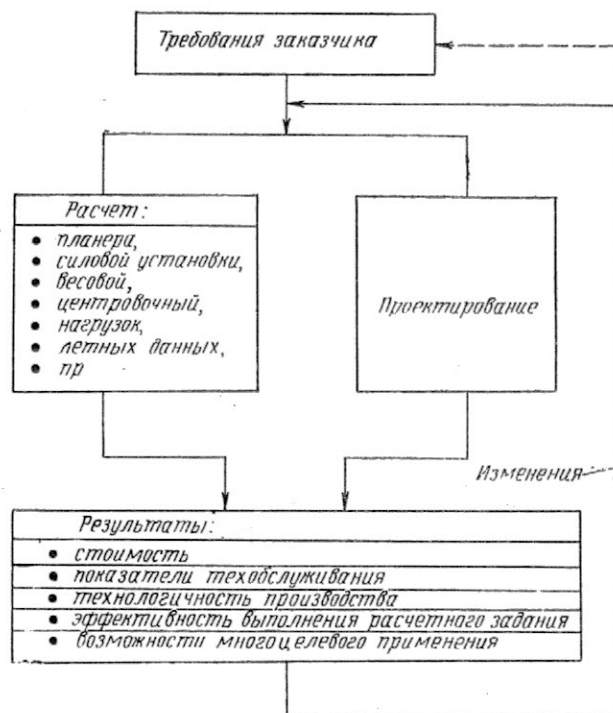


Рис. 1. Блок-схема итеративного процесса проектирования

* Feder A. Computer graphics create the new wave of design.

Astronautics and Aeronautics, 1979, v. 17, VI, N 6, p. 42—51.

На экран дисплея можно вывести пространственное изображение объекта проектирования, которое гораздо легче воспринимается чем цифровые выходные данные ЭВМ. Графический дисплей объединяет точность ЭВМ и возможности человека при оценке результатов.

Экономическая целесообразность внедрения автоматизированного проектирования будет со временем возрастать (рис. 2), так как стоимость расчетов на ЭВМ быстро уменьшается, а расходы на заработную плату растут.

Использование машинной графики не только повышает производительность труда конструктора, но и обещает привести к значительным перемещениям всей технологии производства. Так, хранящиеся в памяти ЭВМ геометрические параметры детали могут впоследствии использоваться при ее производстве. Пространственное изображение детали на экране дисплея упрощает разработку рабочей программы для изготовления этой детали на станке с ЧПУ (рис. 3). Перемещение режущего инструмента проигрывается на экране, что позволяет снизить непроизводительную загрузку станочного парка.

Геометрические параметры, хранящиеся в памяти ЭВМ, могут непосредственно использоваться в инструментальном отделе и в группе технического контроля, что позволяет устранить ошибки из-за неверного толкования и использования устаревших данных. Например, на фирме Нортроп прижимное приспособление для наклейки обшивки килля было спроектировано с помощью САПР в шесть раз быстрее, чем обычным способом. Новая техника проектирования обеспечивает более точное согласование детали и технологического приспособления, чем при работе по чертежам, выполненным вручную.

Автоматизация проектирования коренным образом изменяет средства хранения и обработки информации. Результаты проектирования визуализируются на экране дисплея и одновременно передаются в производство и в отдел технического контроля (рис. 4).

Электронная техника передачи информации заменяет медленный и ненадежный процесс пересыл-

ки чертежей и передачи изменений в производственные отделы.

Автоматизированная передача данных осуществляется эффективно, если они полностью описывают геометрию в соответствующем формате, требующем минимальных изменений в производстве и содержащем всю необходимую информацию: допуски, коэффициенты расширения, технологические отверстия, опорные точки и поверхности и т. п.

Ряд фирм весьма успешно применяет автоматизированное проектирование и производство компонентов самолета, требующих фрезерования, резания, гибки трубопроводов, причем все станки работают в поточной линии и управляются центральной ЭВМ. Контроль качества и размеров производится на потоке автоматически, путем сравнения измерений, выполненных датчиками, с размерами, хранящимися в памяти ЭВМ.

Использование автоматизированного проектирования и машинной графики при разработке перспективных систем, в проектных исследованиях и при рабочем проектировании имеет свои особенности.

Так, например, разрабатывая проект перспективного сверхзвукового самолета, конструктор должен, удовлетворяя тактико-техническим требованиям и ограничениям, определить форму фюзеляжа, осуществляя перебор вариантов компоновок и вычерчивая для каждого варианта плавные обводы и сечения фюзеляжа с тем, чтобы обеспечить размещение внутренних систем, а также плавное изменение площадей поперечного сечения с целью минимизации волнового сопротивления. Одновременно необходимо предусмотреть достаточные объемы для размещения топлива и учесть прочие требования, касающиеся центровки, обзора из кабины и т. д. Изображение вручную плавных обводов требует больших затрат времени и труда, чтобы выполнить приближения, обеспечивающие достаточную точность.

Совсем иначе обстоит дело при использовании машинной графики. САПР дает возможность проектировщику вызвать из памяти ЭВМ геометрию компонентов, отобразить обводы контура, разработать точные чертежи сечений и рассчитать их пло-

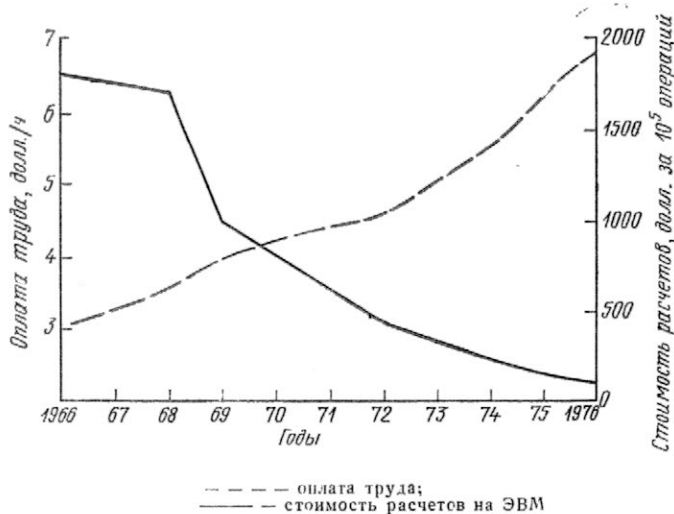


Рис. 2. Тенденции изменения оплаты труда и стоимости расчетов на ЭВМ (согласно журналу «Уолл стрит джорнел», 1977 г.)

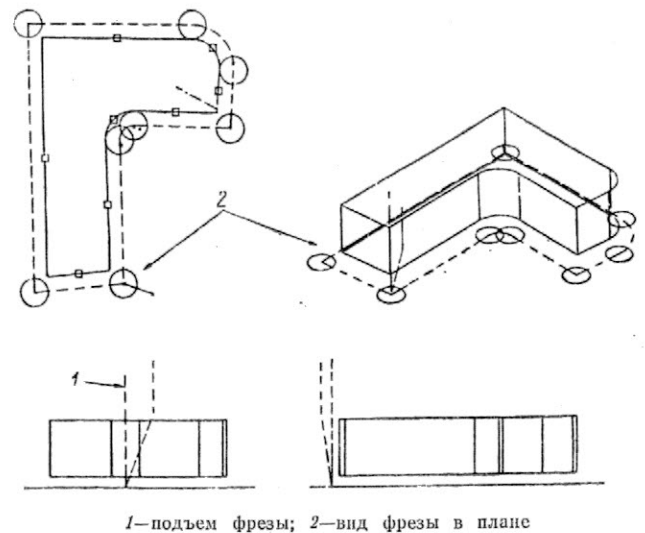


Рис. 3. Траектория движения фрезы, управляемой ЭВМ в соответствии с программой и информацией о геометрии детали

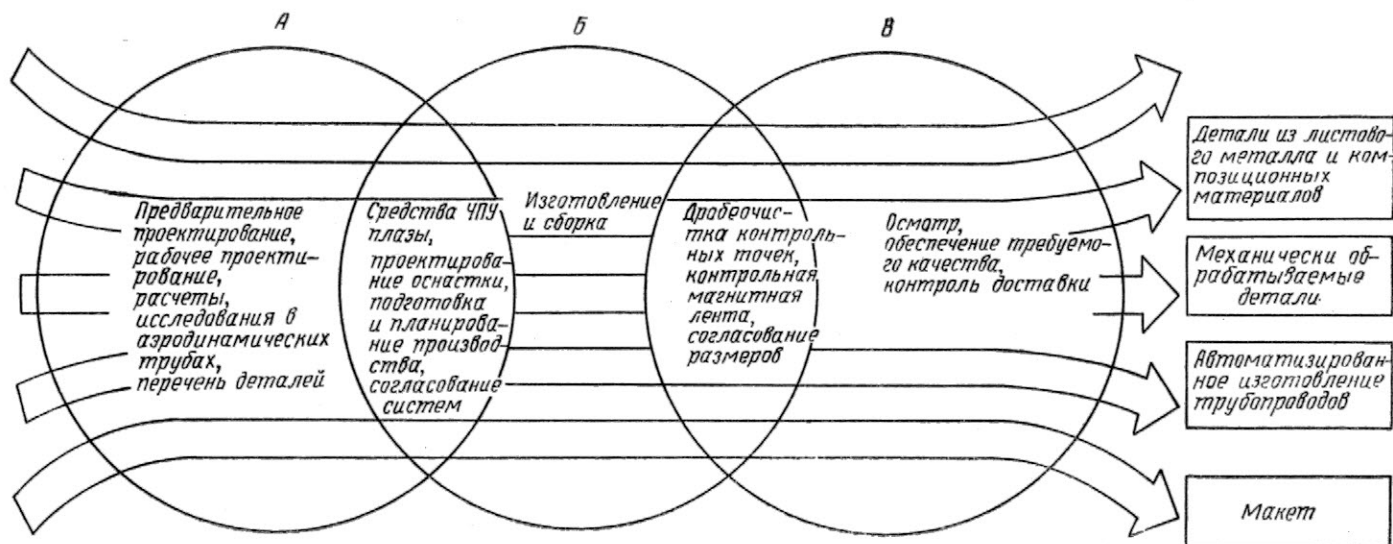


Рис. 4. Схема потока информации при разработке, производстве и техническом контроле в 1980-х годах

щадя, определить внутренние объемы. Пример выполненного ЭВМ чертежа обводов фюзеляжа показан на рис. 5. При разработке этого чертежа выполнено втрое больше последовательных приближений, чем это обычно практикуется. На каждом этапе уточнялись обводы, оптимизировались площади и объемы. Все эти изменения ЭВМ выполняет быстрее и точнее, чем конструктор, вооруженный циркулем, линейкой и лекалом. С помощью машинной графики достигается примерно трехкратное увеличение числа итераций за одинаковое время по сравнению с работой вручную. Эти преимущества обеспечиваются использованием библиотеки программ, возможностью пространственного изображения и, самое главное, быстротой построения конфигурации, ее частичного или полного изменения, возможностью восстановления любого ранее отклоненного варианта.

висимостей. Результаты расчетов можно целиком или частично ввести в память ЭВМ, а затем по команде использовать в требуемом формате в качестве входных данных для очередной программы.

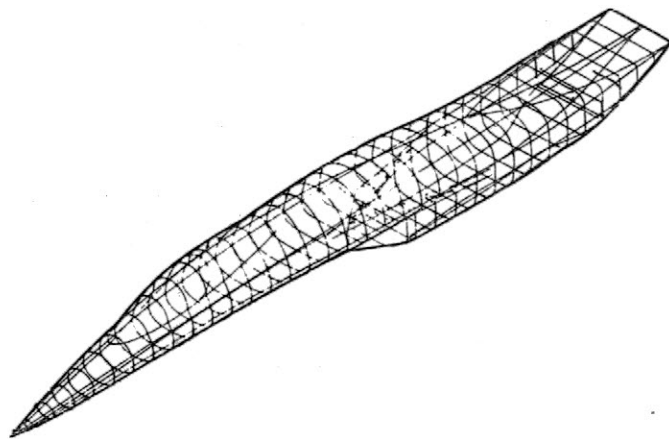


Рис. 5. Обводы фюзеляжа сверхзвукового самолета, рассчитанные и вычерченные САПР

Дополнительная экономия времени достигается благодаря возможности расчета изменения лобового сопротивления, летных данных, прочности и других особенностей каждой компоновки. Точное математическое представление геометрии может использоваться при автоматическом изготовлении моделей для испытаний в аэродинамических трубах, для вычерчивания плазов и в серийном производстве для управления станочным парком с ЧПУ.

В процессе проектных исследований постоянно требуется использовать результаты расчетов, выполненных по одной программе, в качестве входных данных для другой программы. Если при этом подготовка геометрической информации осуществляется без помощи ЭВМ, то затраты времени становятся чрезмерными и растет вероятность появления ошибок.

Объединение ЭВМ и графического дисплея позволяет обойти эти трудности. В процессе автоматизированного проектирования межэтапный обмен информацией осуществляется через банк данных. Пример такого подхода показан на рис. 6. Вместо выдачи результатов расчетов в табличной форме ЭВМ строит сетку графиков на экране дисплея. В этом случае выявляются и корректируются выпадающие точки, осуществляется сглаживание за-

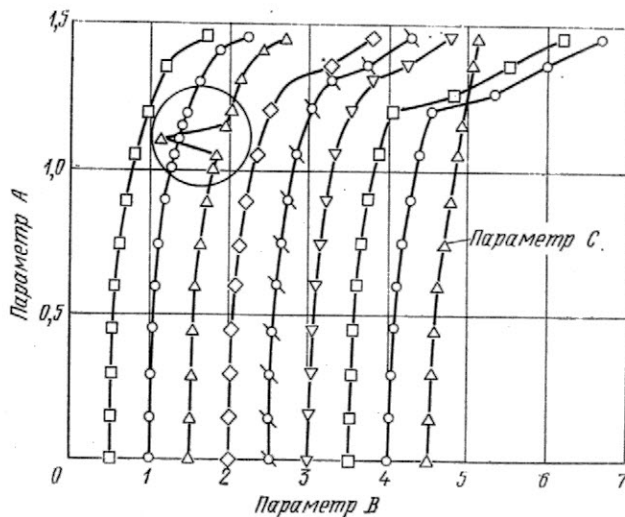


Рис. 6. Пример использования графического дисплея для выявления ошибок в расчетах. Кружком отмечен участок с выпадающей точкой

Методы автоматизированного проектирования могут применяться при обработке данных в ходе летного эксперимента, материалов исследований в аэродинамических трубах, при сравнении экспериментальных результатов с расчетными и введении поправок. В процессе проектирования можно рассчитать все основные данные для полученной методом машинной графики конфигурации: волновое сопротивление, летные и прочностные характеристики, вес. Производительность труда по сравнению с ручным проектированием возрастает в 3—6 раз.

Методом машинной графики можно выполнять как пространственные изображения, так и рабочие обычные чертежи деталей и узлов. Пространственные изображения на экране дисплея можно получать под любым углом зрения, что обеспечивает особые преимущества при разработке устройств сложной геометрии (например шасси), кинематическом анализе, проверке возможности размещения в заданных объемах, проектировании поверхностей, подлежащих обработке на станках с ЧПУ.

На рис. 7 показана стойка шасси в убранном положении, чертежи которой были разработаны за несколько дней с помощью САПР. Обычным путем до изготовления стойки в металле, ее испытаний и последующей доработки не удавалось исключить конструкторские ошибки.

Пространственные изображения, получаемые при автоматизированном проектировании, весьма эффективно используются при макетировании. Обычно при разработке самолета размещение трубопроводов, жгутов электропроводки, элементов конструкций, различных подсистем, блоков аппаратуры и других частей проверяется на натурном макете. При работе на макете постоянно выясняются несоответствия различных деталей и узлов, вызывающие необходимость последующих доработок.

При использовании САПР все вариации компоновки моделируются на ЭВМ до полной уверенности в согласованном размещении всех узлов и

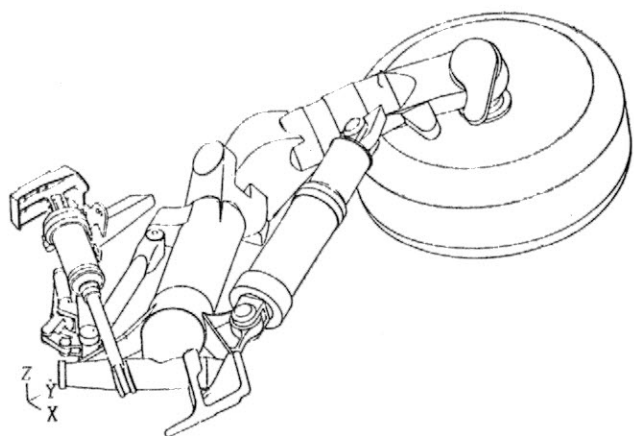


Рис. 7. Пространственное изображение стойки шасси в убранном положении, полученное средствами САПР

элементов конструкции. После этого при макетировании обнаруживается лишь незначительное количество ошибок. Метод машинной графики примерно в три раза ускоряет компоновку в заданных объемах по сравнению с обычным проектированием. Машинная графика делает постройку маке-

та вообще излишней, когда будут созданы голографические системы визуализации и изменятся методы управления производством. Постройка первого опытного образца объекта станет возможной непосредственно на основе его пространственного представления, выполненного САПР.

Современное производство самолетов пока что требует выпуска двумерных чертежей. Средства машинной графики обеспечивают ускорение изготовления этих чертежей в шесть раз. Чертежи выпускаются на основе хранящихся в памяти ЭВМ плазовых обводов. На них указываются все размеры и даются необходимые сечения. Законченный чертеж и рабочие копии с него изготавливаются автоматическим графопостроителем.

В настоящее время находят применение два вида САПР, различающихся в зависимости от производительности и объема памяти ЭВМ и типа дисплея, — с регенерацией изображения или с запоминающей ЭЛТ. Первая строится на основе мощной ЭВМ (500 000 байт или более), обслуживающей большое число дисплеев с регенерацией изображения. В системах другого типа применяются мини-ЭВМ (от 32 000 до 200 000 байт) с несколькими дисплеями. Мини-ЭВМ может быть связана с мощной центральной ЭВМ. Такая система лучше приспособлена к работе индивидуального пользователя, но, конечно, не предоставляет ему той гибкости использования, хранения и передачи данных, какие свойственны большим системам.

Стоимость рабочего часа САПР с мини-ЭВМ на один дисплей составляет ~10 долл., а системы на основе большой ЭВМ и ЭЛТ с регенерацией изображения порядка 100 долл.

В будущем возможны заводы, на которых процессы производства, сборки и контроля будут автоматизированы. Когда-нибудь станут возможными ввод в САПР требований заказчика и автоматическая разработка оптимального проекта самолета.

Несмотря на очевидные преимущества машинной графики, ее внедрение происходит не так интенсивно, как, казалось бы, заслуживает столь прогрессивный метод. Причина этого состоит в новизне технических средств и метода в целом, в необходимости преобразования обычного рабочего процесса. Внедрению нового препятствуют сторонники традиционных методов проектирования. Возможности ЭВМ и их надежность, так же как дисплеев и САПР в целом, пока еще недостаточны, а их стоимость весьма высока.

Особую проблему представляют административные аспекты создания систем автоматизированного проектирования и производства. Управление потоком информации требует не только полного понимания процессов, планирования, организации взаимодействия между конструкторскими отделами и производством, но и внедрения новых методов эффективного контроля. Для разработки и внедрения новых методов потребуются время и значительные усилия, чтобы преодолеть складывавшиеся годами связи и методы, использовавшиеся при «ручном» процессе. В изменившихся условиях возникает проблема снижения роли административного руководства, зачастую незнакомого с вычислительной графикой и не знающего ограничений и преимуществ метода.

Референт *Е. В. Малютина.*

СИСТЕМА АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ CADAM ФИРМЫ ЛОКХИД*

Повышение летно-технических характеристик летательных аппаратов приводит к их усложнению и удорожанию. Одним из путей снижения стоимости, уменьшения трудозатрат и времени проектирования и производства является использование систем автоматизированного проектирования (САПР), работающих в интерактивном режиме и оснащенных средствами машинной графики.

Внедрение САПР началось на фирме Локхид в 1965 г. Первая программа математического обеспечения для проектирования летательных аппаратов была готова в марте 1966 г. Развитие этой программы привело к созданию САПР CADAM (Computer—graphics Augmented Design and Manufacturing).

Система CADAM оснащена высокофункциональным графическим оборудованием общего назначения, содержащим ряд аналитических и графических вспомогательных средств. Вычислительные программы системы осуществляют как взаимодействие с центральным процессором, так и пакетную обработку информации. Эта система позволяет получать ленты для станков с числовым программным управлением (ЧПУ). Проектировщик управляет системой CADAM, используя терминал с графическим дисплеем, световое перо, буквенно-цифровую и функциональную клавиатуры. На рис. 1 представлен типовой терминал системы. Геометрическая информация, задаваемая пользователем, вводится в ЭВМ в виде математических моделей. Все введенные данные (как буквенно-цифровые, так и геометрические) можно вызвать с помощью графического дисплея. Вывод данных осуществляется в различных формах (в виде графиков, микрофильмов, лент для станков с ЧПУ и распечаток различных форматов).

Система CADAM использовалась при разработке планов для самолетов Локхид L-1011 «Тристар», S-3A «Викинг» и для анализа внешних обводов перспективных аппаратов. Более половины всех деталей самолетов «Тристар» и «Викинг» изготавливается на станках с ЧПУ, запрограммированных с помощью системы CADAM. Более половины всех проектов новых самолетов фирмы было разработано с использованием системы CADAM.

Быстрому успеху системы CADAM способствовало ее удобство для пользователя. Кроме того, система CADAM может взаимодействовать с программами и базами данных других САПР.

Главной особенностью системы CADAM является ее общая база данных и общая система управления данными при решении различных задач. В качестве самостоятельной части системы CADAM фирма Локхид разработала математическое обеспечение управления базой данных и файлами специально для обработки геометрической информации (как двумерной, так и квазитрехмерной).

В 1975 г. фирма Локхид организовала продажу системы CADAM. Среди 50 фирм, пользующихся

системой CADAM, можно назвать Бич, Дженерал Дайнемикс, Грумман, Мартин-Марьетта, Нортроп (США), Агуста (Италия), Аэропасьяль и Дассо-Бреге (Франция), Фудзи и Мицубиси (Япония) и МВВ (ФРГ).



Рис. 1. Терминал системы CADAM

Фирма Локхид постоянно совершенствует систему CADAM. Добавлены новые программы математического обеспечения машинной графики, в том числе программы SURFACE DESIGN, NETWORKS и KINEMATICS, описание которых дается ниже.

КОНЦЕПТУАЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ

При разработке концепции перспективного самолета осуществляется оценка и отбор его альтернативных компоновок. Проектировщик создает большую матрицу вариантов самолетов в виде различных комбинаций компонентов. Эти компоненты представляют крыло в виде формы в плане (допускающее высокое или низкое его расположение на фюзеляже), двигатели (которые можно размещать на крыле или внутри фюзеляжа и число которых можно варьировать), воздухозаборники различных типов, виды полезной нагрузки. Из этих деталей проектировщик формирует компоновки самолета и выбирает наиболее удачные для дальнейшего рассмотрения.

Концептуальное проектирование начинается с исходной базы данных системы CADAM, которая расширяется и обогащается на каждой фазе проектирования. Компоненты могут быть объединены в различные комбинации и введены в память под новым номером для использования впоследствии. С помощью программы-функции TRANSLATE можно за считанные секунды изменить расположение крыла, двигателя или хвостового оперения.

После завершения начальной компоновки переходят к программе ASSET (Advanced Systems Synthesis and Evaluation Technique), с помощью которой определяется соответствие данной компоновки требуемым характеристикам и стоимости.

* Smyth S. J. CADAM data handing from conceptual design through product support.

Journal of Aircraft, 1980, v. 17, X, N 10, p. 753—760.

Программа ASSET пересчитывает размеры самолета для обеспечения минимума прямых эксплуатационных расходов, минимального взлетного веса или максимума дальности. ASSET представляет собой пакет подпрограмм для расчета веса, лобового сопротивления, летных характеристик, уровня шума на местности и стоимости, соответствующих требуемому заданию и выбранной конфигурации и характеристикам двигателей.

Программа CADATA позволяет проектировщику получить геометрическое описание составленной компоновки. Эти данные передаются в программу ASSET и другие аналитические расчетные программы. Проектировщик использует световое перо для выбора линии или двух точек; ЭВМ записывает длину фюзеляжа, хорду крыла и т. д. Данные, которые не появляются на экране дисплея в виде геометрического изображения (также как взлетный вес, тяга, удлинение крыла и т. д.), вводятся с помощью буквенно-цифровой клавиатуры.

После обработки компоновки программой ASSET проектировщик заново анализирует полный чертеж компоновки на дисплее. Если требуется уменьшить размеры крыла, то это делается с помощью программы-функции TRANSLATE. В качестве примера на рис. 2 представлена схема перспективного СПС NASA, полученная с помощью системы CADAM.

После завершения формирования общей компоновки аппарата проектировщик может приступить к разработке внутренней компоновки, размещению топлива, проектированию шасси и т. д. Каждый из специалистов может вызвать на свой терминал хранящуюся в ЭВМ общую конфигурацию самолета и соответствующую ей базу данных для решения своих задач.

Программа SURFACE DESIGN позволяет формировать поверхности или контуры самолета в трех проекциях. Программа SURFACE DESIGN требует, чтобы проектировщик точно определил на экране графического дисплея, какая из линий будет частью поверхности и как они связаны между собой. В зависимости от размера модели формирование поверхности может занять от нескольких минут до 1—2 ч, после чего о поверхности можно получить любую информацию.

Программа SURFACE DESIGN может генерировать различные сечения планера самолета. Выбранное сечение появляется на экране дисплея менее чем через 15 с. Проектировщик может получить любой желаемый вид самолета или повернуть его на любой угол относительно каждой из трех

осей, что также требует менее 15 с. На рис. 3 представлена модель аппарата, повернутая с помощью программы SURFACE DESIGN на графическом дисплее терминала. Имеется возможность рассчитать смачиваемые поверхности, объемы, а также координаты точек линии, по которой плоскость пересекает поверхность.

При расчете большого количества геометрических данных специальными программами проектировщику нет надобности передавать эти результаты системе CADAM через терминал. Для этой цели имеется специальная программа NETWORKS, которая позволяет результаты анализа преобразовать в так называемые модели системы CADAM и записать их в виде специальных файлов под определенным кодом. Примером может служить программа NASA по вычислению крутки и кривизны дозвукового крыла с определенным профилем. В этой программе рассматривается 12 и более сечений крыла, каждое из которых задается с помощью значений трех координат 48 точек. Эти точки выдаются в виде математической модели системы CADAM и могут быть связаны между собой с помощью программы-функции SPLINE. По желанию они также легко могут быть использованы в программе SURFACE DESIGN.

Помимо программы CADATA, SURFACE DESIGN и дополнительных данных, получаемых от пакетных программ, специалисты в области аэродинамики, двигателей, весовых характеристик и прочности имеют в распоряжении другие программы математического обеспечения, которые позволяют взаимодействовать с системой CADAM. Такими программами являются NETWORKS, MESH и VORLAX. Программа MESH является программой интерактивного моделирования методом конечных элементов. Она связана с программами CADAM и SURFACE DESIGN и позволяет создавать, модифицировать и отображать на экране дисплея терминала модель конечных элементов с использованием геометрической базы данных системы CADAM. Эти данные могут быть использованы как входные данные для программы NASTRAN. В качестве примера на рис. 4 представлена конечно-элементная модель на экране графического дисплея. Программа VORLAX также может использовать геометрические данные системы CADAM и применяться при расчете нагрузок и аэродинамики.

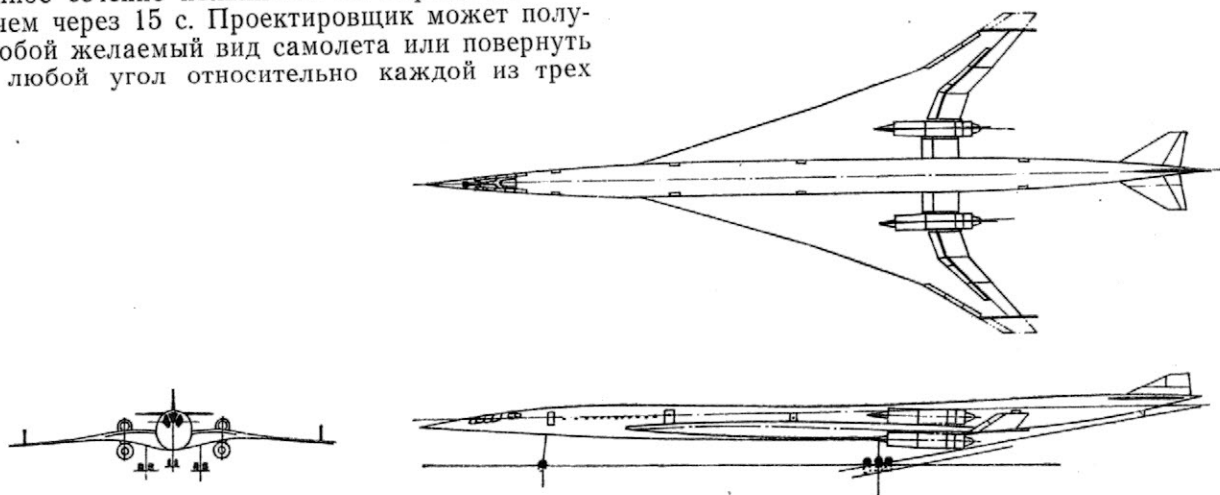


Рис. 2. Схема перспективного СПС (проект NASA), полученная с помощью системы CADAM

Программа KINEMATICS позволяет проектировщику использовать геометрические данные рассматриваемого механизма для определения траектории, скорости, ускорения каждого звена и нагрузок на звенья при любом их положении.

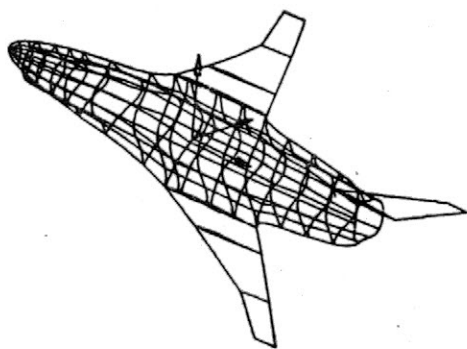


Рис. 3. Изображение самолета на экране терминала

После завершения концептуального проектирования система CADAM будет содержать описание геометрии компоновки, достаточное для изготовления ее аэродинамической модели или натурального деревянного макета. Полноразмерные плазы можно получить, используя планшетный графопострой-

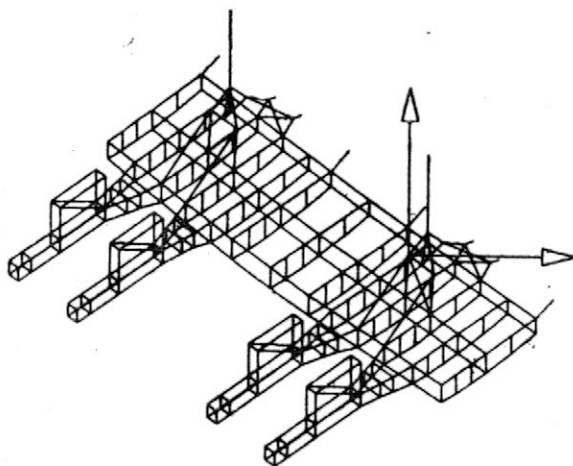


Рис. 4. Конечно-элементная модель кессона крыла с пилонами двигателей В/КВП

тель, а для изготовления аэродинамической модели на станках с ЧПУ можно использовать ленту, получаемую с помощью программы SURFACE DESIGN.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ

На этапе предварительного проектирования компоновка, выбранная на предыдущей стадии, разрабатывается более детально.

Используя общий вид компоновки, расположение силовых элементов конструкции, размещение двигателя, шасси и некоторых подсистем, проектировщики с помощью терминала могут уточнить эту компоновку и добавить к ней многие детали. Каждый из основных компонентов самолета может быть отделен от планера с помощью подпрограмм-функций TRAP и TRANSFER. Так, например, геометрические данные крыла могут быть использо-

ваны для создания габаритного чертежа или чертежа силового набора. Используя контуры крыла на экране дисплея, можно проектировать поверхность крыла, передний и задний лонжероны, нервюры, силовые элементы для подвески шасси, отсеки для топливных баков.

С помощью программы-функции DETAIL можно начертить на графическом дисплее тот или иной компонент конструкции, занести его в файл как деталь и затем использовать по мере надобности, указывая только соответствующие точки на экране дисплея.

После начала этапа предварительного проектирования группа специалистов по плазам создает окончательные контуры всего самолета. Они используют результаты предыдущего этапа проектирования и вычерчивают полные обводы на экране графического дисплея с помощью программы SURFACE DESIGN и системы CADAM.

Специалисты по аэродинамике, двигателям, прочности и т. д. продолжают анализировать проект и оценивают альтернативные решения, используя все упомянутые в предыдущем разделе интерфейсные программы.

По окончании этапа предварительного проектирования конфигурация самолета уже достаточно полно определена с помощью чертежей силовой конструкции и подсистем, хранящихся в виде файлов.

ИНФОРМАЦИОННАЯ ПОДГОТОВКА ПРОИЗВОДСТВА

На этом этапе требуется подготовить полную информацию по производству и сборке самолета в виде огромного числа чертежей и размерных данных. Благодаря большой памяти ЭВМ и способности системы CADAM быстро формировать изображения, добавлять или исключать информацию, записывать ее под новым шифром можно за короткий срок получать требуемые чертежи.

Файл системы CADAM с чертежом общей компоновки становится основой для этапа подготовки производственной информации. Проектировщик крыла будет использовать уже находящийся в файле чертеж типичной нервюры крыла как отправную точку. Детали нервюры, которые типичны для многих мест, будут спроектированы на терминале и записаны как деталь системы CADAM в стандартную библиотеку. Проектировщик начинает с обводов нервюры. Используя программу-функцию OFFSET системы CADAM, он вычерчивает линии, параллельные линии контура для изображения фланца нервюры. Используя программу-функцию POINT-SPACE, на нижней и верхней обшивке крыла помечаются точки в местах расположения каждого подкрепляющего элемента. С помощью программы-функции DETAIL выбирается типичный подкрепляющий элемент обшивки вместе с прикрепленной к нему нервюрой. Каждый раз при прикосновении световым пером в точке расположения подкрепляющего элемента на обшивке система CADAM в этой точке изображает все остальные детали. Затем добавляются полки лонжерона, детали соединения стенок лонжерона. На рис. 5 в качестве примера приведен полученный с помощью системы CADAM чертеж нервюры горизонтального оперения самолета Локхид L-1011. Нервюру можно изобразить в виде отдельного

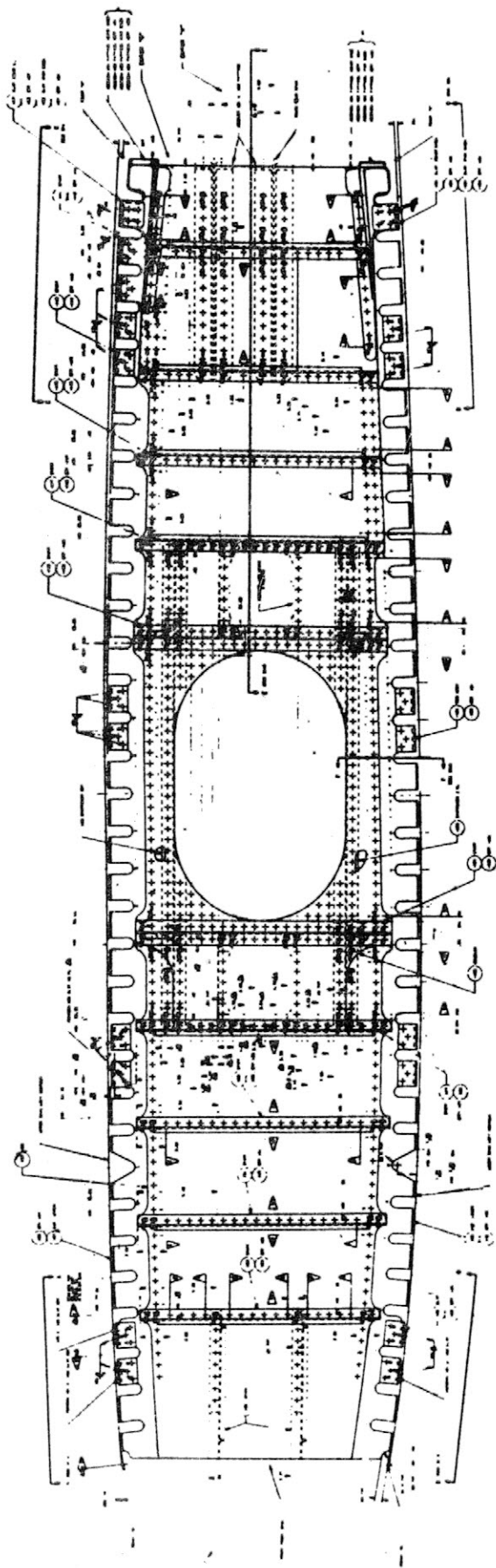


Рис. 5. Чертеж нервюры стабилизатора самолета L-1011, полученный с помощью системы CADAM

чертежа, выделив его из общего компоновочного чертежа с помощью программы-функции TRAP.

Используя чертежи конструкции, проектировщик размещает блоки оборудования, сформированные специальным модулем системы CADAM.

После вычерчивания на экране дисплея силовой конструкции пола и его панели проектировщик с помощью программы-функции OVERLAY может вызвать на экран дисплея оба этих чертежа. При их наложении легко выявить, например, несовпадение крепежных элементов.

РАЗРАБОТКА ПРОИЗВОДСТВЕННЫХ ОПЕРАЦИЙ

Базу данных системы CADAM можно использовать для подготовки большого числа различных производственных операций. Разрабатываются графики работ, плазы, производственная оснастка, меры по обеспечению качества, операции на станках с ЧПУ. Хранящиеся в памяти ЭВМ чертежи просматриваются и быстро модифицируются для проектирования производственной оснастки, изготовления плазов или программы числового управления путем исключения лишних деталей и информации.

Траектория режущего инструмента, например, фрезы, определяется на основе геометрии детали и контролируется с помощью программы-функции REPLAY, причем движение фрезы по траектории отображается на экране дисплея, что является очень эффективным средством для обнаружения возможных ошибок в программе. Информация о траектории фрезы и соответствующие инструкции заносятся в постпроцессорную часть вычислительной программы. Окончательную проверку программа проходит непосредственно на заводе.

Прежде, до использования машинной графики, требовалось в среднем четыре проверки на станках для получения приемлемой ленты числового управления. Поскольку же станки с ЧПУ используются весьма интенсивно, часто требовалось больше недели между двумя проверками улучшенной программы, так что для получения приемлемой ленты числового управления мог потребоваться месяц. С использованием системы CADAM среднее число проверок на станках снизилось до двух.

ПОДГОТОВКА ТЕХНИЧЕСКОЙ ДОКУМЕНТАЦИИ К ИЗДЕЛИЮ

Базу данных нового самолета, спроектированного с помощью системы CADAM, можно использовать для составления описаний и руководств, схем электро- и гидропроводки и т. д. Описание электропроводки гражданского самолета содержит 1200—1500 чертежей. Использование системы CADAM значительно упрощает выпуск такой документации.

Отделение, занимающееся схемами электропроводки самолета Локхид L-1011 «Тристар», каждый квартал выпускает до 6000 новых чертежей для всего парка самолетов «Тристар». С помощью системы CADAM шесть человек на четырех терминалах полностью обеспечивали все запросы, выпустив к 1980 г. 250 000 чертежей.

Наглядной мерой экономической эффективности системы CADAM может служить коэффициент повышения производительности, который выражает отношение времени, затраченного на терминале с интерактивной машинной графикой к времени,

затраченному у чертежной доски или на ручное программирование для станков с ЧПУ. На фирме Нортроп, использующей систему CADAM, этот коэффициент колеблется от 4 до 17. Аналогичные значения этого коэффициента получены и фирмой Локхид, однако в одном случае (при использовании программы-функции SURFACE DESIGN) этот коэффициент был равен 40.

Интерактивная машинная графика в авиакосмической промышленности является относительно

новым средством и требует ломки традиционных методов проектирования и производства. В 1980-х и 1990-х годах роль интерактивных систем будет непрерывно возрастать, а сами системы будут совершенствоваться. В частности, увеличатся размеры экранов дисплеев, расширится применение цветных ЭЛТ, возможно обеспечение голосовой связи человек — машина.

Референт В. Г. Коняев.

УДК 629.735.33.01

ПРИМЕНЕНИЕ САПР ПРИ РАЗРАБОТКЕ ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА БОИНГ 767*

Фирма Боинг при разработке транспортного самолета Боинг 767 впервые за рубежом широко и последовательно использовала системы автоматизированного проектирования на основе ЭВМ.

Еще в 1960-е годы фирма начала работы по «машинному» описанию аэродинамических поверхностей. Кроме того, уже в 1950-х годах она стала применять станки с числовым программным управлением (ЧПУ). В начале 1970 г. фирма разработала следующие элементы САПР: программы анализа, программы АРТ (Automatically Programmed Tools) для обеспечения станочного парка с ЧПУ и средства графопостроения.

Первые попытки объединения средств автоматизированного проектирования начались при разработке опытного военно-транспортного самолета УС-14 как в интересах проектирования, так и возможного серийного производства. Опыт постройки самолета УС-14 показал эффективность использования программ АРТ, особенно при проектировании семейства геометрически подобных деталей (например, нервюр и рам фюзеляжа).

Цель фирмы Боинг состояла в разработке обобщенных программ, обеспечивающих проектировщику возможность учитывать все параметры (толщину листового материала, симметрию детали, требования к расположению крепежных элементов, представление внешних обводов и т. д.) для получения почти законченного рабочего чертежа с помощью графопостроителя. Были составлены две важные программы параметрического расчета: одна для кессона крыла, другая для фюзеляжа монококовой конструкции.

Фирма провела обучение инженеров и чертежников обращению с САПР и графопостроителями. Обученные специалисты в каждой из проектных дисциплин возвращались в свои отделы для подготовки программы дальнейших работ.

Планами предусматривалась проверка возможности использования САПР при проектировании ~100 000 элементов конструкции планера с помощью программ АРТ и/или интерактивных дисплеев. Была создана централизованная система сбора информации, вырабатываемой объединенной системой автоматизированного проектирования и

производства CIIN (Computer-aided design/computer-aided manufacturing Integrated Information Network), схема которой представлена на рис. 1. Система CIIN имеет около 100 интерактивных терминалов.

Фирма Боинг использовала две интерактивные системы: одну для проектирования элементов конструкции, другую для прокладки электрических цепей и шин передачи информации электронных систем.

В связи с большими капитальными затратами оценка экономической эффективности САПР представляла важную задачу. С помощью САПР рабочие чертежи получались примерно втрое быстрее, чем обычным способом. Однако в целом некоторое время преимущества, обеспечиваемые САПР, будут сводиться на нет затратами времени и средств на ввод в действие этой системы.

Основным запланированным эффектом от применения САПР было улучшение качества разрабатываемого изделия и соответствующая экономия в производстве.

Применение САПР потребовало определенных структурных изменений конструкторских бюро. Графопостроители было решено установить группами непосредственно в конструкторских отделах. Каждой группе придан специалист по САПР с большим опытом проектирования. Предусмотрено подразделение, призванное формировать новые требования и оценивать новые методы и оборудование.

По программе самолета Боинг 767 с помощью САПР было получено более 7000 чертежей (~35% общего числа чертежей) по всем основным компонентам конструкции.

С помощью САПР был разработан кессон крыла и выполнены его чертежи. Используя исходные данные, конструктор проектирует с помощью интерактивного дисплея обобщенную модель кессона. Эти данные обрабатываются с помощью специальной программы параметрического расчета кессона крыла. Конструктор вводит в эту программу также такие общие проектные данные, как толщина материала, тип элементов жесткости, параметры, описывающие поверхность, характеристики крепежных элементов и т. д. В результате система выдает первый контрольный вариант чертежей шириной 91,5 см, полученных электростатическим способом.

Может потребоваться несколько итераций про-

* Harris D. H. W. Applying computer aided design (CAD) to the 767.

Astronautics and Aeronautics, 1980, v. 18, IX, N 9, p. 44—49.

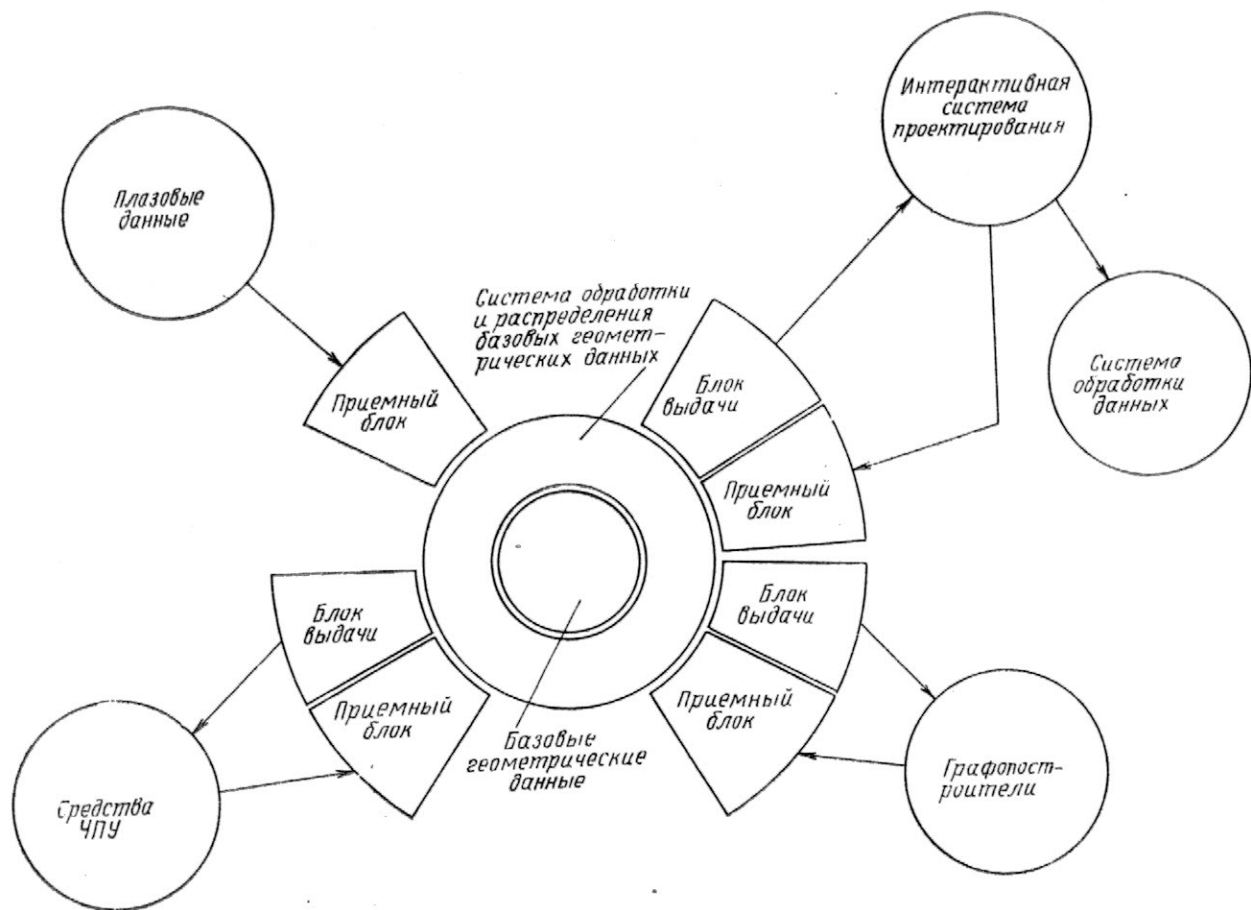


Рис. 1. Система централизованного сбора информации для автоматизированного проектирования и производства

ектирования, и все расчетные данные остаются в САПР. По завершении расчетов вся информация по кессону крыла поступает в банк геометрических данных, откуда эту информацию можно вызвать через интерактивный терминал. Конструктор или чертежник может вызвать на экран отдельный элемент кессона (лонжерон, например) и либо изменить конструкцию, либо просто проверить этот узел. Эта информация затем идет в чертежный центр для выполнения производственных чертежей на майларовой пленке. К этому моменту вычисленные САПР данные передаются из предварительного накопителя в банк выходных данных, откуда

их можно вызывать для нужд производства (изготовления производственной оснастки и т. д.).

САПР способствовала улучшению обмена информацией между различными проектными отделами. Например, чертежи, подготовленные отделом проектирования фюзеляжа, имеет в своем распоряжении отдел разработки. Проектировщики внутренних стенок и потолка могут отобразить на дисплее рамы фюзеляжа и спроектировать соединительные узлы и фитинги.

САПР позволяет фактически «собрать» весь самолет 767 в ЭВМ. Имея данные расчетов на ЭВМ всех элементов конструкции, проектные отделы могут объединять элементы в узлы и выводить их на дисплей или представить в виде крупномасштабных чертежей. Эта возможность значительно уменьшает вероятность конструкторских ошибок.

На рис. 2 дан пример использования общей информации, заложенной в САПР, при проектировании отводного воздухопровода в гондole двигателя самолета 767. Проектировщик получает от САПР изображение двигателя, пилона и положение отводного патрубка на двигателе. Располагая такой информацией, проектировщик может точно рассчитать требуемую геометрию воздухопровода с учетом ограничивающего влияния других элементов конструкции.

В целом САПР, созданная фирмой Боинг в интересах программы само-

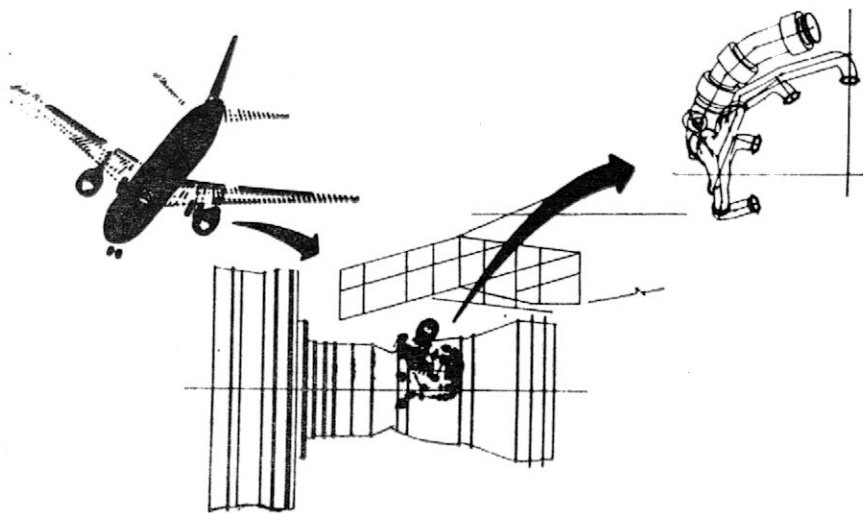


Рис. 2. Проектирование отводного воздухопровода с помощью САПР

лета 767, в своем законченном виде обеспечит на годы вперед следующие преимущества:

более точный анализ конструкции вследствие применения ЭВМ;

снижение ошибок в расчетах и чертежах, а следовательно, значительное уменьшение доработок конструкции при производстве;

потенциальное повышение усталостной прочно-

сти конструкции вследствие более точной подгонки деталей в узлах;

улучшение соответствия требованиям деталей и узлов, получаемых от субподрядчиков;

создание банка данных, упрощающих проектирование и производство новых вариантов самолета.

Референт С. В. Петухов.

УДК 629.735.33.01

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МИНИ-ЭВМ ПРИ РАЗРАБОТКЕ АВИАКОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ*

Еще недавно для проведения большинства расчетов при создании авиакосмических систем требовались большие и дорогие ЭВМ. Однако в настоящее время созданы достаточно мощные и относительно дешевые мини-ЭВМ, которые находят все большее применение, особенно при расчетах в интерактивном режиме, когда требуется контроль или визуализация на дисплее промежуточных результатов в процессе решения задачи. Поворотным моментом в этом стала возможность реализации принципов виртуальной памяти. Теперь мини-ЭВМ способны решать почти любую задачу, за исключением тех, решение которых требует применения центральных процессоров высокого быстродействия и точности представления чисел, превышающей 64 двоичных разряда.

Бесспорной прерогативой больших ЭВМ были расчеты многокомпонентных конструкций методом конечных элементов. Но даже и эти задачи становятся доступными современным мини-ЭВМ. Для выяснения возможностей мини-ЭВМ при решении сложных комплексных проблем в НИЦ им. Лэнгли (NASA) было проведено специальное исследование, заключавшееся в

выборе сложной конечно-элементной модели конструкции, предназначенной для анализа на большой ЭВМ;

переведе задачи расчета этой конструкции на мини-ЭВМ;

сравнении показателей работы больших ЭВМ и мини-ЭВМ при решении широкого круга задач, связанных с расчетом сложных конструкций методом конечных элементов.

Для проведения этих исследований была выбрана система вычислительных программ SPAR, основанная на методе конечных элементов. Эта система создана для расчета сложных конструкций на ЭВМ UNIVAC 1100 и CDC CYBER. Комплекс программ обеспечивает расчет напряжений, деформаций, вибраций и влияния нагрева для линейных конечно-элементных моделей сложных конструкций (число степеней свободы модели может превышать 50 000). Система SPAR, используя технику оперирования с разреженными матрицами и эффективные методы управления массивами данных, минимизирует стоимость расчетов, время

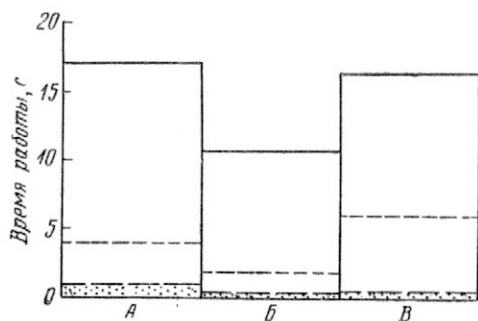
решения задач и объем потребной оперативной и внешней памяти. Эта система представляет собой средства, которые дают пользователю возможность эффективно контролировать и выбирать наиболее целесообразные методы решения задачи. Система содержит около 35 000 операторов на языке ФОРТРАН и может работать как в интерактивном, так и в пакетном режимах. Однако такие возможности системы, как ввод данных на свободные поля, автоматический выбор величины сетки разбиений, многомерные системы координат, опробованные ранее программы ведения базы данных и интерактивной графики, а также возможность контроля со стороны пользователя над объемами и форматами выводимой информации, делают интерактивный режим более предпочтительным для решения большинства задач. Эти и другие возможности системы SPAR позволяют уменьшить количество вводимой информации даже для очень больших задач.

ЭВМ CDC CYBER 173 предназначена для проведения сложных расчетов. Ее основная память содержит 131 072 двоичных 60-разрядных слов и имеет внешнюю память в виде большого числа дисков прямого доступа. В качестве мини-ЭВМ использовалась ЭВМ PRIME 400, основная память которой составляла 196 608 двоичных 16-разрядных слов, внешняя память состояла из двух дисков по 40 млн. слов каждый, и, кроме того, обеспечивалась возможность организации виртуальной памяти (каждый пользователь мог адресовать 1 млн. слов). Установленные в НИЦ им. Лэнгли терминалы Тетроникс 4014 управляются семью высокоскоростными линиями связи с пропускной способностью $(4,8-9,6) \cdot 10^3$ бот. Располагая главной линией связи, пропускающей $4,8 \cdot 10^3$ бот, каждый пользователь с помощью одной команды может передать выполнение вычислений от мини-ЭВМ к большой ЭВМ. Результаты расчетов на большой ЭВМ автоматически возвращаются к файлу, находящемуся в ведении пользователя мини-ЭВМ.

Стоимость большой ЭВМ составляет несколько миллионов долларов, средней ЭВМ — приблизительно 150 000 долл., а стоимость мини-ЭВМ около 90 000 долл. Для сравнения, стоимости 1 ч работы центрального процессора большой ЭВМ и мини-ЭВМ составляют 600 и 15 долл. соответственно.

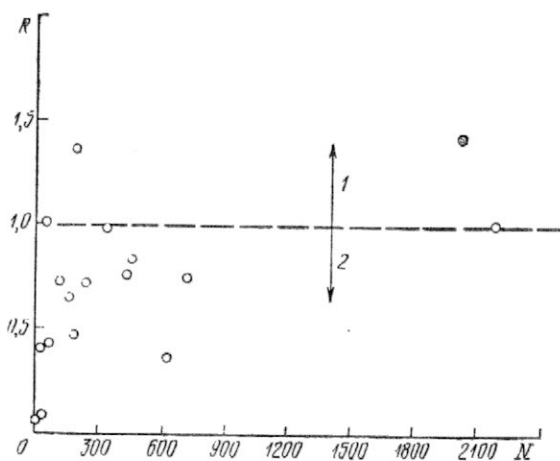
При переводе системы SPAR с большой ЭВМ на мини-ЭВМ пришлось модифицировать програм-

* Storaasli O. O., Foster E. P. Cost-effective use of minicomputers to solve structural problems. Journal of Aircraft, 1979, v. 16, XI, N 11, p. 775-779.



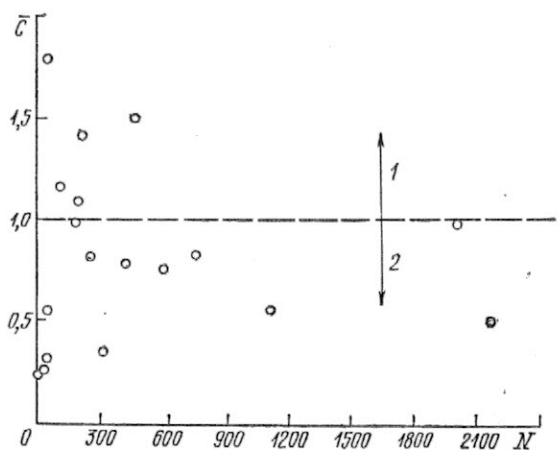
— ЭВМ CDC CYBER 173; — мини-ЭВМ PRIME 400; — мини-ЭВМ PRIME 400 с виртуальной памятью
 А—ввод исходных данных; Б—расчет жесткости; В—решение задачи

Рис. 1. Сравнение времени работы центрального процессора (ЦП) при расчете балки



1—быстрее большая ЭВМ; 2—быстрее мини-ЭВМ

Рис. 2. Сравнение времени решения задачи на разных ЭВМ в зависимости от ее сложности (R — отношение времени прохождения задачи на мини-ЭВМ к времени ее прохождения на большой ЭВМ; N — число степеней свободы модели рассчитываемой конструкции)



1—дешевле большая ЭВМ; 2—дешевле мини-ЭВМ

Рис. 3. Сравнение стоимости решения задачи в зависимости от ее сложности (\bar{C} — отношение стоимости решения задачи на мини-ЭВМ к стоимости ее решения на большой ЭВМ; N — число степеней свободы модели рассчитываемой конструкции)

мы и решить ряд других вопросов. Программы управления базой данных из активных были переведены в разряд подпрограмм с записью их в библиотеке мини-ЭВМ. В библиотеку базы данных были добавлены также программы интерактивной графики.

После адаптации системы SPAR к мини-ЭВМ были просчитаны все 16 классов задач, для которых предназначалась исходная задача, а после сравнения полученных результатов с аналогичными результатами расчетов на большой ЭВМ были введены необходимые изменения в форматах выходных данных и в критериях сходимости.

Кроме того, система SPAR была опробована на еще меньших мини-ЭВМ, что оказалось возможным, поскольку работающие процессоры в версии SPAR для мини-ЭВМ занимают менее 10% объема памяти малого диска на 1,5 млн. слов.

Для оценки потенциальной возможности решения задач по комплексному расчету сложных конструкций на мини-ЭВМ было решено 16 тестовых задач и две другие задачи с использованием комплекса программ системы SPAR как на большой ЭВМ CDC CYBER 173, так и в ее версии для мини-ЭВМ PRIME 400. Задачи эти составляли диапазон от расчета небольшой многозвенной балки (11 узлов, 10 элементов, 60 степеней свободы) до расчета модели кабель-мачты стартового ракетного комплекса, имеющей 2208 степеней свободы. В дополнение был проведен статический расчет модели крыла изучаемого NASA проекта самолета (модель имеет 450 узлов, 1102 элемента и 1120 степеней свободы), а также модель балки крупногабаритного космического объекта (63 узла, 243 элемента, 136 степеней свободы).

На рис. 1 показано время, необходимое центральному процессору ЭВМ при решении задачи по расчету небольшой многоэлементной балки. Как видно из рисунка, на всех стадиях решения задачи (ввод исходных данных, расчет жесткости и решение) время, затрачиваемое процессором большой ЭВМ, в 3—4 раза меньше аналогичного времени для мини-ЭВМ с виртуальной памятью, что в основном объясняется меньшей скоростью выполнения элементарных операций у мини-ЭВМ.

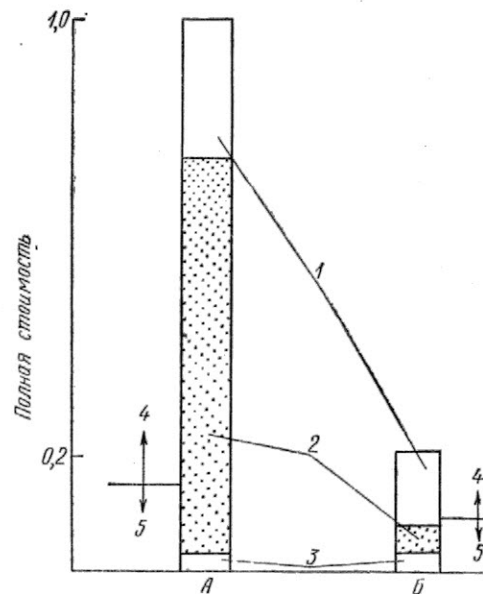
Однако для инженеров-пользователей более важным оказывается не время работы центрального процессора, а время прохождения всей задачи на ЭВМ, т. е. полное время, прошедшее от момента ее сдачи на ЭВМ и до получения результатов счета. На рис. 2 показано время прохождения 18 задач на мини-ЭВМ в зависимости от их сложности (числа степеней свободы модели). Для большей наглядности это время отнесено к времени прохождения задачи на большой ЭВМ при ее нормальной загрузке. Характерно, что для 12 небольших задач время прохождения задачи на мини-ЭВМ меньше, чем на большой ЭВМ, и только для некоторых очень сложных задач предпочтительными оказываются большие ЭВМ.

На рис. 3 приведены относительные стоимости решения указанных задач на обеих ЭВМ. Видно, что стоимость вычислений на мини-ЭВМ несколько ниже, чем на большой ЭВМ (кроме пяти задач). Это объясняется тем, что хотя время работы центрального процессора мини-ЭВМ больше, чем время его работы в большой ЭВМ, однако стоимость

этого времени для мини-ЭВМ составляет лишь долю стоимости времени работы центрального процессора большой ЭВМ.

Проводились также сравнения точностей решения задач на обеих ЭВМ. Оказалось, что точность результатов, полученных на мини-ЭВМ, соответствует 4—5 правильным значащим цифрам, в то время как для большой ЭВМ число правильных значащих цифр равно 10—13. Следовательно, хотя точность решения задач на мини-ЭВМ меньше, она может быть достаточной для многих задач, кроме того, ее можно повысить введением расчетов с двойной точностью.

Полная стоимость выполнения работы по решению задачи включает не только стоимость вычислений, но также и стоимость труда инженеров-программистов. Это проиллюстрировано на рис. 4, где показана полная стоимость решения задачи на обеих ЭВМ. Как видно из диаграммы, на мини-ЭВМ дешевле создавать программу и проводить ее отладку, зато большая ЭВМ более выгодна при проведении очень трудоемких расчетов. Меньшая стоимость работ на мини-ЭВМ определяется большей скоростью коммуникаций, средствами интерактивной графики, простотой в обращении. Согласно рис. 4, время, затрачиваемое инженером на программирование и отладку задачи, преобладает в общем времени решения задачи, а эта составляющая при использовании мини-ЭВМ значительно меньше. Поэтому даже сложные задачи можно решать с помощью системы SPAR на мини-ЭВМ, если высокая точность и скорость вычислений, присущие большим ЭВМ, не являются определяющими требованиями.



1—написание программы; 2—отладка программы; 3—работа ЭВМ; 4—оплата труда инженера-программиста; 5—стоимость времени работы ЭВМ
Рис. 4. Сравнение полной стоимости (оплата труда персонала + расходы, связанные с ЭВМ) решения задачи (А — большая ЭВМ, Б — мини-ЭВМ)

Таким образом, ввиду низкой начальной стоимости мини-ЭВМ и стоимости их обслуживания, а также из-за возрастания возможностей их операционных систем, отвечающих требованиям пользователей, мини-ЭВМ могут успешно применяться для решения сложных задач.

Референт В. Г. Коняев.

УДК 629.735.33.01

ОПЫТ ФИРМЫ РОКУЭЛЛ В ПРОЕКТИРОВАНИИ САМОЛЕТА С ПОМОЩЬЮ МИНИ-ЭВМ*

В последние годы существенно возросли требования к летно-техническим характеристикам разрабатываемых самолетов наряду с требованием ограничить рост их стоимости. Если гражданский самолет должен минимально воздействовать на окружающую среду и расходовать как можно меньше топлива, то военный самолет должен выполнять все более широкий круг заданий в условиях возрастающего противодействия. Бюджетные ограничения и рост эксплуатационных расходов требуют уменьшения закупочной стоимости самолета и его жизненного цикла. Эти противоречивые факторы наиболее ощутимы при разработке проекта нового самолета.

В процессе проектирования приходится делать большое число итераций, начиная от малых вариаций и до полной замены неудачного варианта, что связано с большими затратами труда и времени.

В последние годы были созданы многочисленные системы автоматизированного проектирования

(САПР) на основе ЭВМ. Эти системы оказались весьма эффективными, особенно для обеспечения нужд производства. Однако большая стоимость САПР прежде затрудняла их использование на ранних стадиях проектирования самолета. Этот недостаток постепенно устраняется появлением достаточно дешевых мини-ЭВМ (около 100 000 долл.), обеспечивающих сложную работу средств машинной графики. После снижения стоимости работы системы ниже 10 долл./ч автоматизированные методы проектирования стали широко использоваться и на ранних стадиях проектирования самолетов.

В середине 1977 г. фирма Рокуэлл начала создавать САПР CDS (Configuration Development System — система проектирования конфигурации) для интерактивного графического проектирования самолета, имеющую программы анализа компоненты и построения внешних обводов, написанные на языке ФОРТРАН. В настоящее время система оснащена мини-ЭВМ Сперри-Юнивак V-76 и терминалами Тектроникс 4014.

Формирование системных команд и процедур осуществлялось по аналогии с гипотетическим способом проектирования самолета путем задания

* Raymer D. P. Developing an aircraft configuration using a minicomputer. *Astronautics and Aeronautics*, 1979, v. 17, XI, N 11, p. 26—34.

инструкций для группы специалистов, конструирующих полноразмерную модель самолета. Проектировщик может видеть макет на экране дисплея и может общаться с членами группы по телетайпу. Эта аналогия способствовала созданию «очень гибких и естественных» команд.

К концу 1979 г. система CDS была завершена на 80%. Все программы-команды, реализующие перевод соответствующих директив в графические элементы чертежа, отлажены. Они позволяют конструктору в интерактивном режиме вызвать нужные элементы компоновки, разместить их по своему желанию, определить и провести плавные линии внешних обводов компонентов самолета для уточнения размещения внутренних узлов и агрегатов. Система CDS позволяет выполнять все это в трех измерениях, изобразить самолет под любым углом зрения, получить любые проекции и сечения.

Система CDS работает с объектами в трех измерениях. Это обеспечивает возможность автоматического вычерчивания любой проекции, выбора изометрического или аксонометрического способов проецирования на дисплей, а также непосредственного использования базы данных для программ анализа. Однако трехмерный подход требует полного описания каждого компонента самолета в трех измерениях. Например, для обычного чертежа необходимо около 15—20 сечений для описания его главных особенностей. На предварительной компоновке можно изобразить только два-три сечения фонаря кабины самолета, что недостаточно для полного определения геометрии остекления. Полное его описание возможно только после разработки всей конфигурации. С помощью трехмерной системы это должно быть выполнено в процессе разработки конфигурации самолета. Однако полное описание остекления кабины самолета с помощью системы CDS занимает меньше времени, чем вычерчивание двух-трех его сечений на чертежной доске.

Система CDS представляет самолет в виде совокупности отдельных его компонентов, таких как фонарь кабины, фюзеляж, двигатель, крыло и т. д. Каждый компонент определяется набором сечений плоскостями, параллельными плоскости YZ местной системы координат (рис. 1). Местоположение компонента на самолете определяется заданием начала координат местной системы (X, Y, Z) и углов

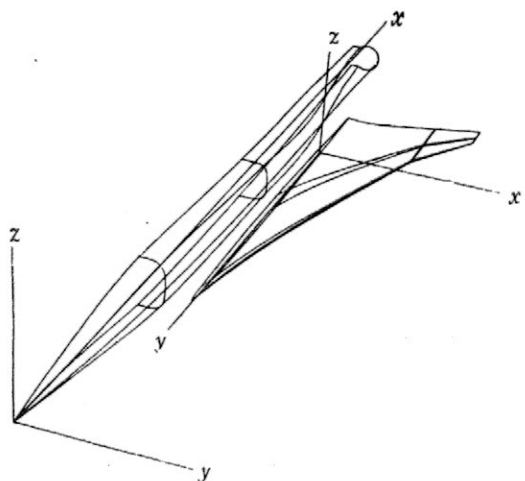


Рис. 1. Системы координат, связанные с фюзеляжем и крылом

ориентации (креп, тангаж и рыскание). Единственным образом представления компонентов уменьшает сложность программной реализации системы CDS по сравнению с системой, у которой различные виды компонент самолета используют различные форматы при их описании и хранении в памяти ЭВМ. Кроме того, имеется также признак, который определяет, являются ли точки данного сечения просто точками поверхности или они представляют собой узловые точки, используемые при изображении поверхности самолета с помощью бичетверичных сплайн-функций.

Метод описания поверхности с помощью указанных бичетверичных сплайн-функций позволяет проводить непосредственное проектирование таких поверхностей, как фюзеляж, крыло или входной канал воздухозаборника, с математически заданной точностью внешних обводов. Используемые сплайны допускают изменения кривизны с помощью двух параметров, что позволяет использовать минимальное число узловых точек для описания очень сложных форм. Поверхность, описываемая с помощью бичетверичных сплайнов, формируется путем задания поперечных сечений с использованием команд-директив.

С помощью системы CDS можно достичь любого уровня детализации. Проектировщик может конструировать нервюры, шангоуты и даже заклепки.

Помимо работы в «чертежном» режиме система CDS имеет другие возможности. Ее банк данных по компонентам самолетов содержит свыше 150 часто используемых агрегатов и систем, таких как двигатели, катапультируемые кресла, вооружение, различные типы шасси, радиолокаторы и аэродинамические поверхности. Проектировщик за 15 мин может сам создать и поместить в банк данных описание нового компонента самолета, а затем вызвать его, промасштабировать и «установить» на самолет.

Система CDS также позволяет проводить быструю проверку выполнения различных ограничений, таких как требуемый обзор из кабины летчика, клиренс концов крыла и предельный угол опрокидывания. Так, если для точного определения угла опрокидывания обычным путем требуется затратить 5 мин, то его определение с помощью системы CDS займет 1 с. Проверка других ограничений проводится с помощью специальных искусственных приемов. Например, проверка углов обзора из кабины летчика состоит в определении круга, который может описать голова летчика, и прямой линии, исходящей от точки предполагаемого расположения глаз летчика (рис. 8). Эта линия может быть повернута до получения границы обзора (рис. 9).

Системе CDS приданы различные средства анализа, помогающие проектировщику в отработке концепции. Можно рассчитать размеры и вес самолета для выполнения конкретного задания, размеры хвостового оперения, стоек шасси и колес, стоимость самолета, сопротивление трения и волновое сопротивление, положение аэродинамического фокуса. Эти средства являются лишь вспомогательными, и для более глубокого анализа используются другие программы.

Возможности системы CDS поясняются следующим примером. Прежде чем сесть за терминал,

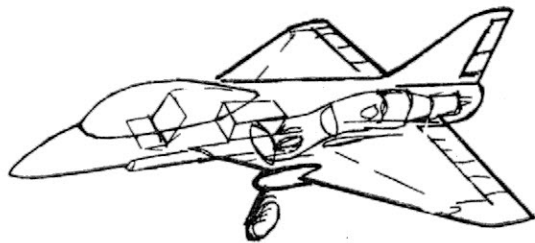


Рис. 2. Предварительный набросок самолета, сделанный до начала разработки его конфигурации

разработчик получает основные данные дешевого протivotанкового штурмовика, вооруженного двумя модифицированными одноствольными пушками GAU-8, например, такие:

| | |
|---|---------------------|
| Максимальный взлетный вес | 2722 кгс |
| Вес топлива | 544 кгс |
| Двигатель | один ТРДЛ АТФЗ-6 |
| Площадь крыла | 16,7 м ² |
| Относительное удлинение крыла | 5 |
| Относительное сужение крыла | 0,2 |
| Стреловидность по передней кромке | 50° |
| Объем фюзеляжа | 5,1 м ³ |
| Относительное удлинение фюзеляжа | 7 |

Для уменьшения уязвимости самолета все топливо должно помещаться в крыле, что приводит к толстому треугольному крылу. Для минимизации стоимости, веса и смачиваемой поверхности самолета он должен иметь расположенный под фюзеляжем воздухозаборник с коротким каналом и убирающееся в обтекатели шасси. Летчик должен иметь хороший обзор из кабины (углы переднего и бокового обзора 15 и 70° соответственно). Исходя из указанных требований и допущений, проектировщик делает предварительный набросок конфигурации самолета (рис. 2), прежде чем он начинает формировать его облик с помощью системы СДС.

Начав с фюзеляжа, проектировщик формирует исходные поперечные сечения фюзеляжа (рис. 3). На основе этих сечений, объема фюзеляжа и его относительного удлинения определяется форма фюзеляжа, соответствующая минимуму волнового сопротивления (рис. 4). Это трехмерное тело дает проектировщику все необходимые данные для размещения оборудования, топлива и боевого груза. В дальнейшем исходная форма фюзеляжа изменяется с целью наилучшего размещения в нем всех внутренних систем.

Затем из банка данных системы вызывается профиль серии 64А, представляемый в виде замкнутой выпуклой кривой (рис. 5). На основе этого профиля проектировщик создает трапециевидное крыло (рис. 6) путем набора на клавиатуре дисплея значений его площади, удлинения, сужения, угла стреловидности, толщины и угла поперечного V. Аналогично получается вертикальное оперение. Затем внутри самолета размещаются системы, агрегаты и боевые грузы (рис. 7—8).

При размещении внутренних систем и агрегатов форма фюзеляжа модифицируется для удовлетворения всем ограничениям. Изменяя, например, форму верхней линии сечения фюзеляжа плоскостью симметрии, проектировщик добивается желаемого переднего обзора из кабины и возможности размещения антенны РЛС (рис. 9, 10).

После изменения геометрии продольных сечений проектировщик модифицирует поперечные се-

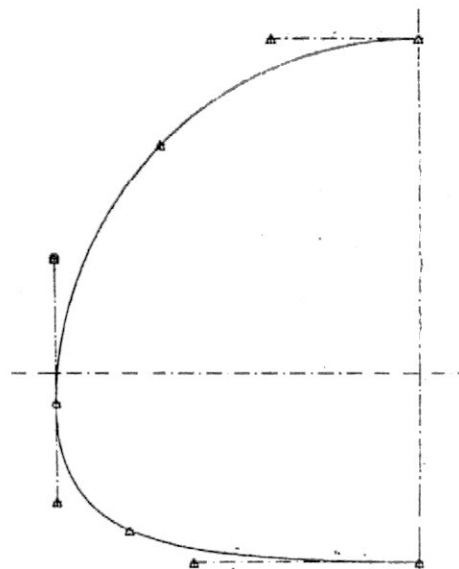


Рис. 3. Одно из исходных сечений фюзеляжа



Рис. 4. Фюзеляж минимального волнового сопротивления, полученный на основе данных о поперечных сечениях

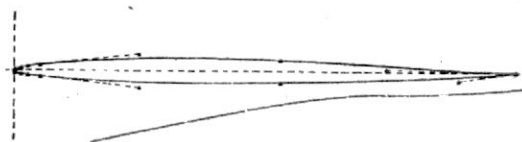


Рис. 5. Аэродинамический профиль 64А с отогнутой вверх хвостовой частью

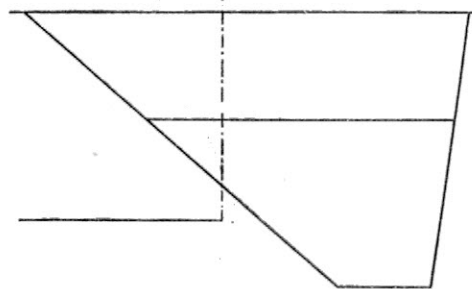


Рис. 6. Вид крыла в плане

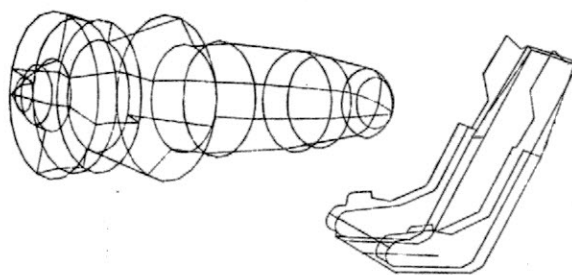


Рис. 7. Изображение двигателя и катапультируемого кресла

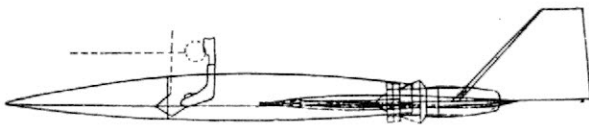


Рис. 8. Несогласованные компоненты конструкции и систем самолета

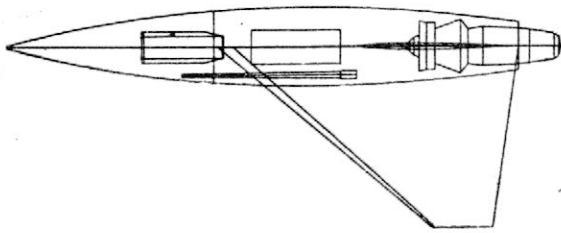


Рис. 9. Согласованные компоненты самолета

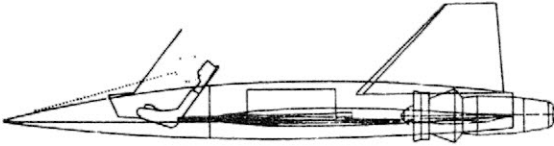


Рис. 10. Выбор геометрии обтекателя антенны бортовой РЛС с учетом требуемого обзора из кабины

чения. На рис. 11 показано сечение фюзеляжа в месте расположения кабины летчика, где пунктирными линиями изображены катапультируемое кресло, границы бокового обзора и зона перемещений

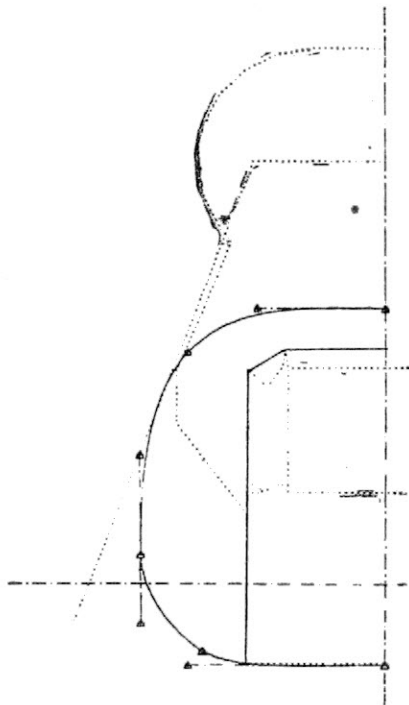


Рис. 11. Варьирование формы поперечного сечения фюзеляжа для размещения внутренних систем

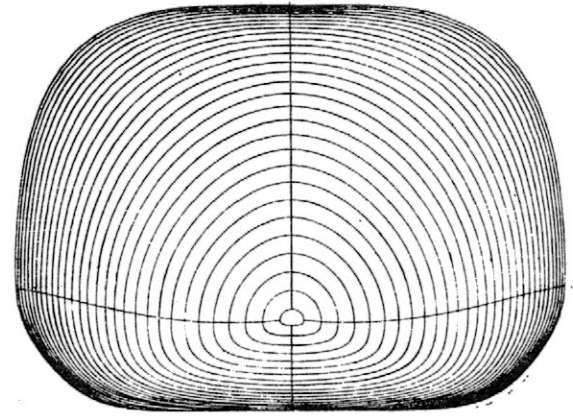


Рис. 12. Поперечные сечения носовой части фюзеляжа

руки летчика. Путем перемещения узловых точек проектировщик добивается обводов, отвечающих всем условиям.

Аналогично изменяется форма сечений обтекателя антенны бортовой РЛС, фюзеляжа на входе в двигатель и в зоне выхлопного сопла. Затем осуществляется модификация продольных линий до получения плавных обводов. После этого проектировщик формирует и улучшает геометрию фонаря кабины и канала воздухозаборника двигателя. Отображение на дисплее контуров сечений позволяет проверить внешние контуры фюзеляжа.

Полученные окончательные обводы (рис. 12) позволяют изготовить модели самолета для испытаний в аэродинамической трубе и определения его ЭОП.

Затем производится детализация конфигурации. Проектировщик «вырезает» из проекции крыла в плане кессон для уточнения его формы, как это показано на аксонометрической проекции самолета на рис. 13. Подобным же образом проектиров-

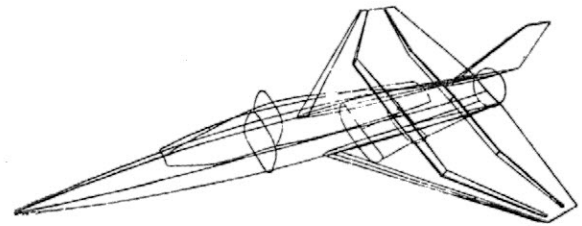


Рис. 13. Лонжероны крыла

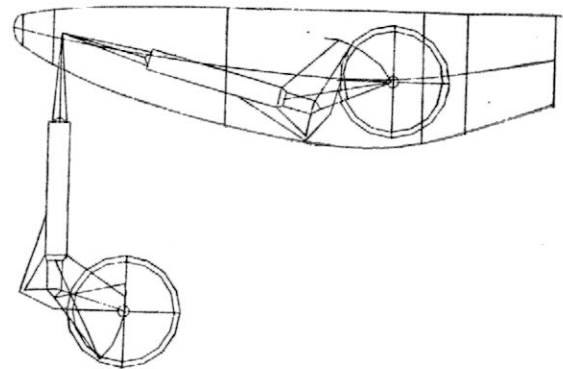


Рис. 14. Компоновка основной стойки шасси

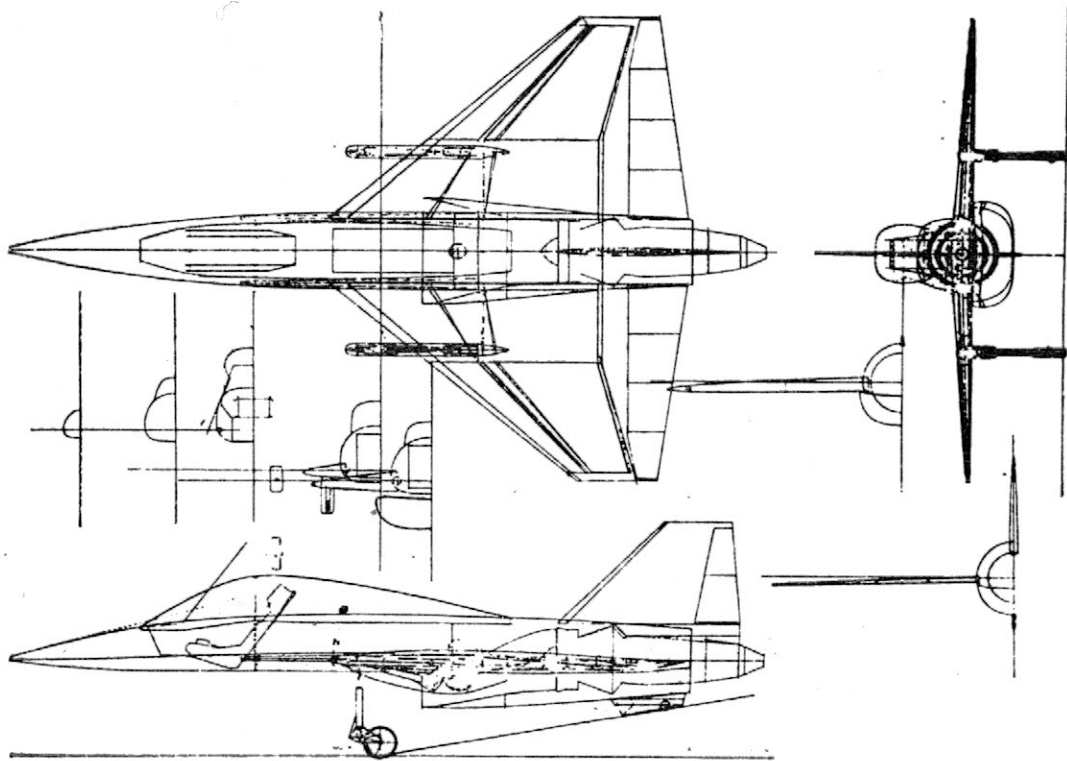


Рис. 15. Схема самолета

щик «вырезает» оба крыльевых топливных бака и рассчитывает их объемы. Точно так же он «вырезает» управляющие поверхности крыла и киля.

Основная стойка шасси и колесо формируются отдельно, а затем перемещаются в нужное положение и «окружаются» обтекателем (рис. 14).

Вычислением аэродинамического фокуса для системы крыло—фюзеляж с помощью специальной программы завершается начальная аэродинамическая компоновка штурмовика. Время, прошедшее с момента построения исходной конфигурации до получения окончательной схемы самолета (рис. 15), составило 6 ч. При стоимости машинного времени 6 долл./ч проектирование обошлось в 36 долл. Полученное аксонометрическое изображение самолета в целом (рис. 16) дает достаточно полное представление о его геометрии.

Для дальнейшего анализа вычисляется распределение площади смачиваемой поверхности различных компонентов планера (рис. 17) и внутренних объемов (рис. 18). Кроме того, система CDS способна вычислить и сверхзвуковое волновое сопротивление.

Использование мини-ЭВМ дает много преимуществ при интерактивном формировании компонов-

ки самолета. Для приведенного примера ее использование дает экономию во времени и расходах по крайней мере на 60%. В случае использования традиционных методов потребовалось бы 30 ч на чертежные работы и 20 ч на проведение расчетов волнового сопротивления и положения аэродинамического фокуса самолета. Приближенный расчет волнового сопротивления, веса и центровки для конкретной компоновки позволяет проектировщику быстро оценить и улучшить компоновку прежде, чем приступить к ее детальному анализу.

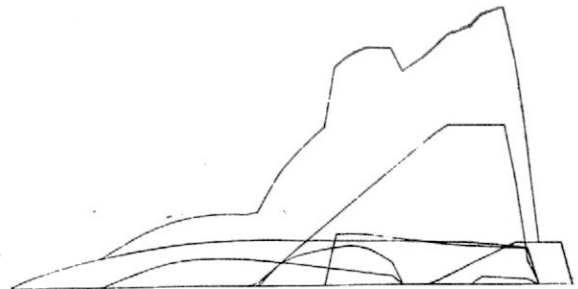


Рис. 17. Распределение площадей смачиваемых поверхностей компонентов планера штурмовика

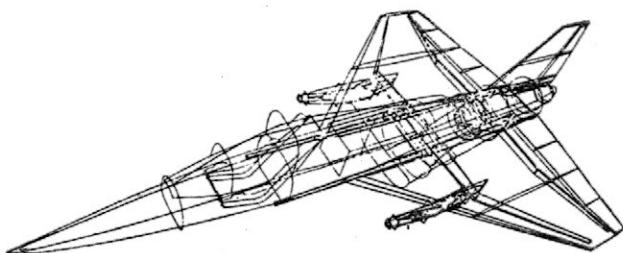


Рис. 16. Аксонометрическая проекция самолета



Рис. 18. Распределение объемов компонентов планера

Создание системы CDS потребовало трудозатрат ~5 чел.-лет. Это оказалось возможным прежде всего потому, что использовавшаяся на фирме Рокуэлл методика предварительного аэродинамического анализа подготовила почву для внедрения устройств интерактивной графики и перспективных методов проектирования. Во-вторых, передача разработки системы CDS в руки ее будущих пользователей и составление программ ее математического обеспечения опытными программистами также способствовали удешевлению работ.

Опыт, приобретенный фирмой Рокуэлл при эксплуатации системы CDS, доказал целесообраз-

ность применения рассредоточенных вычислительных систем на основе мини-ЭВМ. После разработки компоновки самолета с помощью системы CDS полученные данные передаются на большую ЭВМ для более детального и исчерпывающего анализа, например, с помощью известной программы NASTRAN. В будущем весь процесс создания самолета от его проектирования до управления производственными процессами будет осуществляться вычислительной системой с рассредоточенными компонентами, но в функциональном отношении объединенными в единый комплекс.

Референт В. Г. Коняев.

УДК 629.735.33.01

КОМПЛЕКСНАЯ СИСТЕМА АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ПРОИЗВОДСТВА ДРАПО ФИРМЫ ДАССО-БРЕГЕ*

Французская авиационная фирма Дассо-Бреге при разработке авиационной техники уже более 12 лет использует комплексную систему автоматизированного проектирования и производства ДРАПО (Définition et Réalisation d'Avions par Ordinateur).

Развитие вычислительных методов аэродинамики и прочности, создание высокопроизводительных ЭВМ и расширение станочного парка с ЧПУ стимулировало создание систем автоматизированного проектирования и информационного обеспечения производства. Использование единого, практически неограниченного банка данных гарантирует согласование результатов всех направлений процесса проектирования. Техника, обеспечивающая возможность диалога проектировщика с ЭВМ с помощью высокоэффективных терминалов, значительно повысила качество прогресса подготовки технических решений.

Системой ДРАПО, схема которой представлена на рис. 1, оснащены шесть заводов фирмы Дассо-Бреге. В системе применяются ЭВМ фирмы IBM. На заводе в Сан-Клу используется ЭВМ IBM 3033 с ЗУ на 12 000 килобайт, на других заводах (в соответствии со спецификой работ) — ЭВМ серий 370 и 4300.

Терминалы системы включают буквенно-цифровые дисплеи IBM 3278 и интерактивные графические дисплеи IBM 2250 и 3250, ADAGE GT/2250 и 4250. На шести заводах установлено приблизительно 60 графических дисплеев.

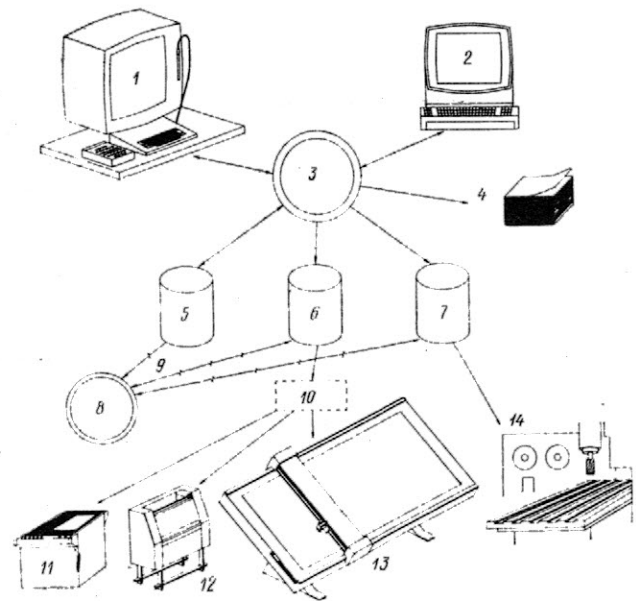
Оператор располагает по крайней мере одним клавишным пультом и одним дисплеем. Интерактивный терминал оборудован дисплеем, отображающим точки, векторы и цифровые данные, световым пером и пультом с 32 функциональными клавишами. Каждая клавиша выполняет специфические функции. Нажимая одну из них, оператор получает возможность работать с ЭВМ в интерактивном режиме, используя буквенно-цифровую клавиатуру и световое перо.

* Bernard F. ДРАПО integral computer-assisted design and manufacturing system.

ICAS 1980. 12th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. Munich, F. R. G. October 12—17, 1980.

Каждый пункт размещения терминалов оснащен одним или несколькими графопостроителями, связанными с «местной» ЭВМ, либо непосредственно, либо через мини-ЭВМ. В последнем случае обеспечивается повышенная гибкость в получении графической информации нужного вида и разгрузка центрального процессора. Фирма использует простые барабанные графопостроители или планшетные графопостроители (с размером стола до 7,2 × 1,8 м), способные выдавать высокоточные рабочие чертежи на майларовой пленке или чертежи для калькирования.

В последнее время в проектных отделах нашли применение электростатические графопостроители. По точности и разрешению они сравнимы с графопостроителями барабанного типа. За несколько



1—графический дисплей; 2—буквенно-цифровой дисплей; 3—ЭВМ фирмы IBM; 4—печатная информация; 5—банк данных; 6—файл для графопостроителей; 7—файл для программного обеспечения станочного оборудования; 8—другие пункты пользования; 9—телефонные линии; 10—мини-ЭВМ; 11—ксерокс; 12—барабанный графопостроитель; 13—планшетный графопостроитель; 14—ленты для станков с ЧПУ

Рис. 1. Структура системы ДРАПО

минут могут быть получены, например, полные чертежи основного шпангоута самолета.

Пока еще не удается обеспечить дальнюю передачу информации в реальном времени между ЭВМ: поток информации, требуемый системой DRAPO, больше максимального обеспечиваемого потока. Однако ЭВМ на различных заводах связаны телефонными линиями, допускающими передачу файлов на магнитных дисках на всех уровнях и на всех этапах операционных процедур системы DRAPO. Благодаря этому информация о геометрии компонентов самолетов, разработанной в конструкторских отделах, может быть передана в производственные подразделения. Эти связи способствуют более равномерному распределению работ между проектными отделами и оптимальному использованию оборудования системы DRAPO.

Математическое обеспечение системы DRAPO можно условно разделить на два больших взаимосвязанных пакета, относящихся к плоским и пространственным конфигурациям, с соответствующими обслуживающими программами (рис. 2).

В настоящее время такая система удобна для операторов. Связи между двумерными и трехмерными пакетами программ автоматические и мгновенные, что обеспечивает почти оптимальное распределение ресурсов ЭВМ. Расчеты плоских конфигураций требуют в 3—4 раза меньших объема в ЗУ и машинного времени, чем оптимальные расчеты трехмерных конфигураций. Однако статистика показывает, что «плоскими» задачами занимается большая часть проектировщиков.

Фирма Дассо-Бреге расширяет возможности пакета программ CADAM (Computer Graphics Augmented Design and Manufacturing), купленных в 1975 г. у фирмы Локхид. Эта система содержит 85 000 операторов, из которых 15 000 были составлены фирмой Дассо-Бреге.

Пакет программ SATI (Conception Assistée Tridimensionnelle Interactive) полностью составлен фирмой Дассо-Бреге взамен старых программ. Новый пакет содержит около 90 000 операторов, число которых постоянно пополняется. С их помощью выполняется расчет сложных поверхностей и тел.

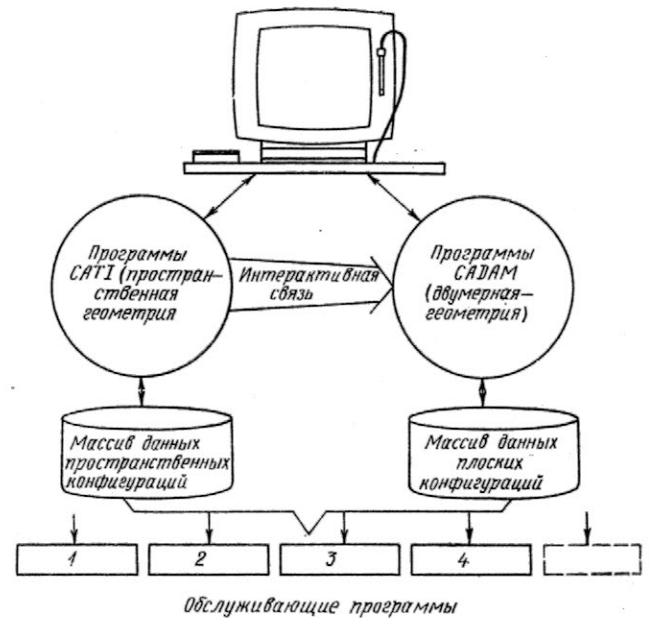
Обслуживающие программы обеспечивают функционирование ЗУ и графопостроителей, фиксируют показатели работы ЭВМ, с их помощью получают ленты для станочного парка с ЧПУ.

Математическое обеспечение SATI включает управляющую программу, системные программы и вспомогательные программы, связывающие системные программы с управляющей.

Управляющая программа, написанная на языке ассемблера, выполняет следующие основные функции:

- контроль работы системных программ (связь с дисплеем, автоматическое возвращение к началу счета в случае сбоя, распределение времени между дисплеями, загрузку программ из ЗУ на диски);
- обеспечение диалога (по командам с клавишного пульта или светового пера);
- доступ в основной массив данных;
- сбор и выдача статистических данных о работе ЭВМ.

Вспомогательные программы объединяют работу всех диалоговых и управляющих средств для расчета, отображения и запоминания двух- и трех-



1—управление загрузкой и разгрузкой ЭВМ; 2—статистические показатели; 3—чертежи; 4—ленты для станков с ЧПУ

Рис. 2. Программное обеспечение системы DRAPO

мерных геометрических элементов — точек, линий, поверхностей и тел.

Системные программы хранятся в дисковом ЗУ. Каждой программе соответствует специальная клавиша на функциональной клавиатуре. Нажатием клавиши программа переводится в оперативную память ЭВМ.

Оператор может выбрать из библиотеки программ от одной до 21 выполняющих определенные функции программ, которые могут использоваться одновременно для решения конкретной задачи (каждой программе соответствует одна из 21 клавиши на пульте, остальные 11 клавиш соответствуют вспомогательным программам, обеспечивающим стирание записи, отмену команды, управление изображением на экране дисплея, доступ к массиву данных и т. д.) К этим функциям могут относиться, например, описание точки, прямой линии, поверхности, тела, операций станка с ЧПУ, кинематики детали и т. д.

При разработке диалоговых процедур учитывались требования минимума времени подготовки оператора (несколько дней), объема выходной документации и взаимодействия программ. Во всех случаях программа, а не оператор, предлагает дальнейшие действия: выбор геометрического элемента, использование той или иной клавиатуры. При проектировании детали или узла оператор может работать с двумерной информацией об объекте (это упрощает диалог), даже если генерируемая информация соответствует трехмерным конфигурациям.

Различные варианты представления поверхности иллюстрирует рис. 3.

Каждый геометрический элемент характеризуется своим изображением и рядом цифровых параметров. Возможность манипуляции с изображением в любой момент независимо от хода вычислений позволит применить более совершенные дисплеи с процессором для поворота изображения и изменения его масштаба.

Анализу сложных изображений способствует

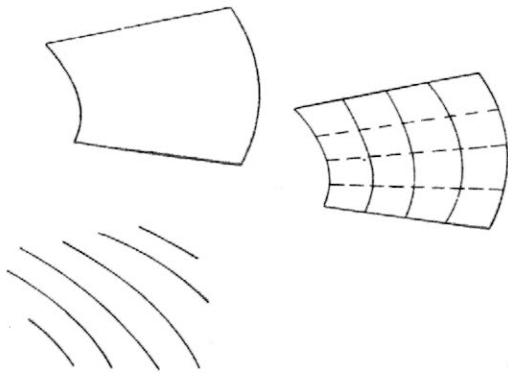


Рис. 3. Виды графического представления поверхности

обеспечение возможности выяснения математических, геометрических и логических аспектов (например, каково уравнение этой плоскости? Какое расстояние между этими двумя точками? На каких поверхностях располагается эта кривая?). На буквенно-цифровом дисплее можно выяснить историю получения данного геометрического элемента (например, как получена эта кривая). Кроме того, предусмотрено автоматическое воспроизведение топологически подобных объектов (ЭВМ хранит опыт оператора).

Для повышения производительности системы были разработаны специальные математические алгоритмы. Пересечение двух сложных поверхностей, получаемое в виде полиномиальной кривой (а не последовательностью точек), требует 1/50 с на ЭВМ IBM 3033.

В своем современном виде система DRAPO выполняет три основные функции: генерация геометрических объектов, построение чертежей и программное обеспечение производства.

Оператор формирует и использует следующие геометрические объекты в плоскости и пространстве: точки (полученные пересечением кривых, проецированием и т. д.), прямые линии (пересечением плоскостей, проецированием, двумя точками и т. д.), плоскости (уравнением, тремя точками, прямыми или кривыми линиями, нормалью к искомым плоскости и т. д.). Можно составить список размеров и других пояснений и выполнить линейные преобразования типа сдвига, вращения, симметричного отражения, геометрического подобия.

На рис. 4 дан пример изображения участков поверхностей, ограниченных замкнутыми кривыми.

Интерактивный графический дисплей стал новым рабочим инструментом проектировщика. Система DRAPO позволяет рассчитывать и выполнять чертежи шпангоутов, нервюр и других деталей пла-

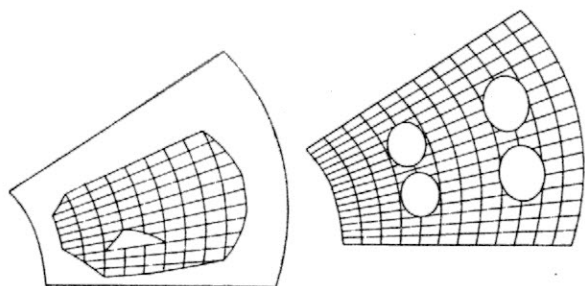


Рис. 4. Представление ограниченных участков поверхностей с вырезами

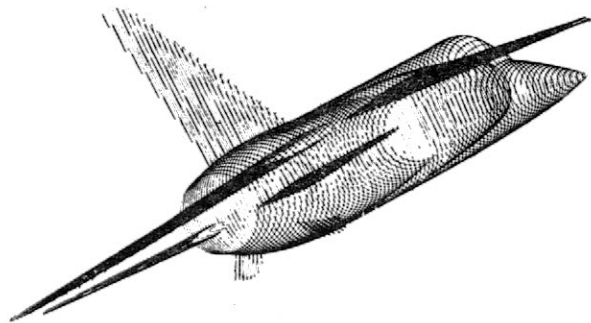


Рис. 5. Изображение истребителя

нера. Система DRAPO является средством получения перфо- и магнитных лент для управления станками с ЧПУ. Оператор использует интерактивный дисплей для определения пути движения режущего инструмента и его формы (сферической, цилиндрической и т. д.), число степеней свободы станка (3- или 5-координатный) и других необходимых данных технологического характера. Это позволяет автоматизировать изготовление модели для испытаний в аэродинамической трубе, панели с интегральным подкреплением и других деталей.

На шести заводах фирмы Дассо-Бреге системой DRAPO каждый день пользуются около 300 инженеров и техников. Чаще всего система применяется для получения чертежей проекций и сечений объектов и деталей их конструкции (рис. 5—8). Возможно последовательное изображение подвижного элемента конструкции для изучения его кинематики (рис. 9) или составление схемы, например, электропроводки.

Система DRAPO непрерывно совершенствуется, особенно это касается ее оборудования. Намечено применить цветные дисплеи с более высокой разрешающей способностью. Опыт показал необходимость более широкого использования пространственных представлений объектов разработки.

Применение «местных» процессоров для дисплея обеспечивает расширенные формы диалога: представление объекта под разными углами зрения, изменение масштаба и т. д. Кроме того, это обеспечивает разгрузку основной ЭВМ (экономия более 25% рабочего времени).

В качестве следующего этапа совершенствования терминалов предлагается обеспечить получение от ЭВМ информации о кривых в виде степенных уравнений. «Местный» процессор вычислит проекции каждой кривой и представит их в виде набора координат X, Y , причем детализация информации будет определяться оператором.

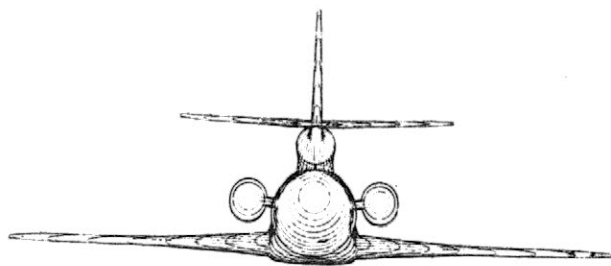


Рис. 6. Представление одной из проекций транспортного самолета

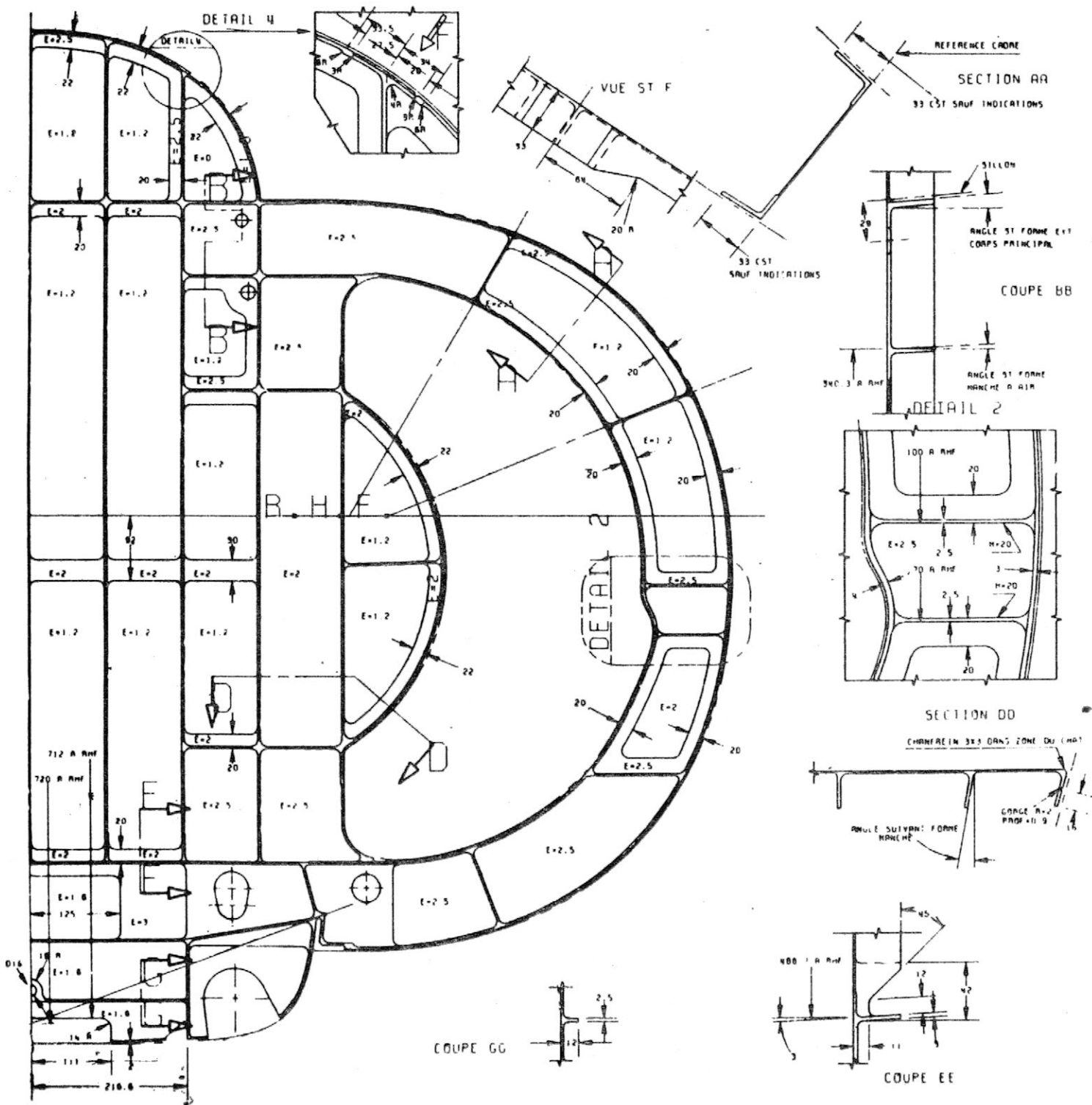


Рис. 7. Чертеж шпангоута боевого самолета

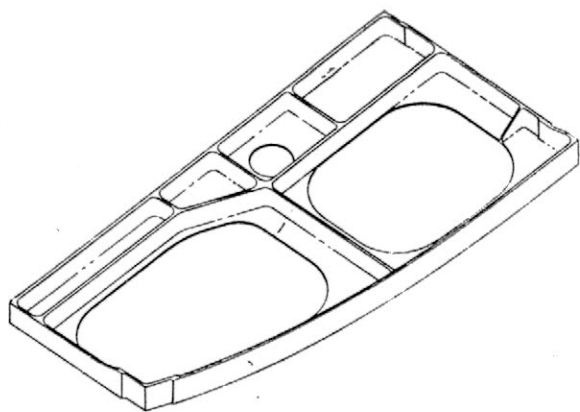


Рис. 8. Изображение силового элемента конструкции

В более отдаленном будущем намечено применить терминалы следующего поколения. Целесообразно повысить разрешение ЭЛТ увеличением числа строк развертки (>1000). ЭВМ будет поставлять терминалу информацию о поверхностях в виде стандартных математических формул. Тре-

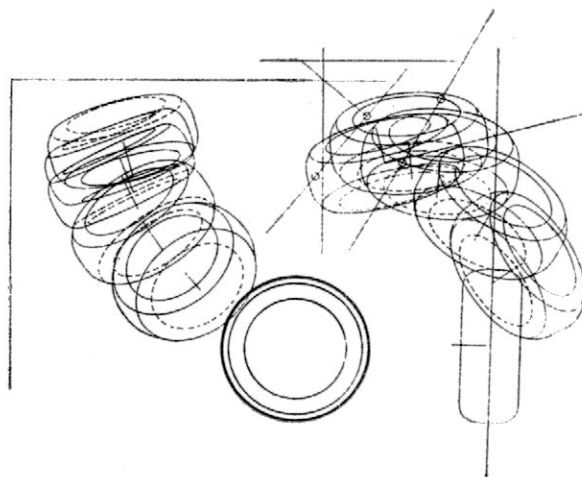


Рис. 9. Кинематика колеса основной стойки шасси при уборке

буемое изображение должно подготавливаться «местным» процессором.

Новые ЭВМ должны иметь архитектуру, обеспечивающую параллельные расчеты.

Референт Ю. Я. Шилов.

УДК 629.735.33.01

АВТОМАТИЗИРОВАННОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ КОНСТРУКЦИЙ В НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОМ ЦЕНТРЕ им. ЛЭНГЛИ (NASA)*

Уже около десяти лет в НИЦ им. Лэнгли (NASA) изучаются вопросы автоматизированного проектирования конструкций — от легких композиционных балок для космических объектов до планеров летательных аппаратов.

Ферменные балки. Такие агрегаты могут использоваться для сборки на орбите солнечных электростанций или больших крупногабаритных антенн. Рассматриваются, например, очень длинные балки (порядка сотен метров), которые будут изготавливаться в космосе. Другим примером может служить конусообразная конструкция небольших размеров, изготавливаемая на Земле. Эти балки вкладываются друг в друга для транспортировки как бумажные стаканчики. На орбите эти балки соединяются своими широкими торцами. Математическая модель такой балки показана на рис. 1. Поверхность балки — открытая решетка из узких полос композиционных материалов. Одни полосы расположены вдоль оси, другие — по винтовой линии под углом $\pm\beta$. Конструктивными переменными являются радиус R балки, шаг S между осевыми полосами, угол β , ширина и толщина полос. Если $\beta = 60^\circ$ и соответствующие размеры осевой и винтовой полос равны, решетка называется однородной.

Задача заключается в нахождении конструкции балки длины L минимальной массы, которая несла бы заданную нагрузку P без потери устойчивости по любой из трех следующих форм: (1) эйлеров-

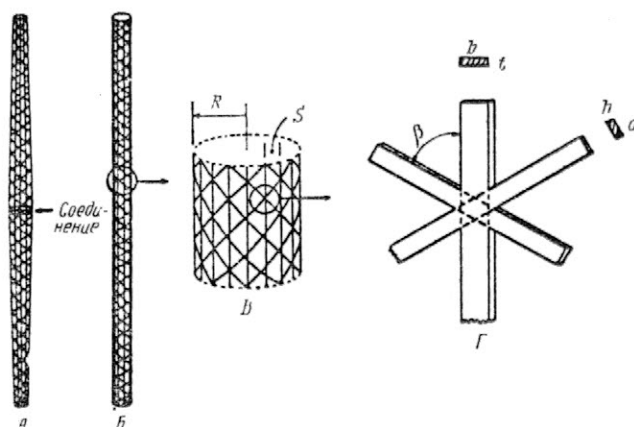
ская форма изгиба стойки, (2) потеря устойчивости стенки, (3) эйлеровская форма потери устойчивости осевой и винтовых полос между точками соединения.

При расчетах использовались поправочные коэффициенты $k \leq 1$:

$$N_{\text{крит}} = k \cdot N_{\text{расч}},$$

где $N_{\text{расч}}$ — расчетная нагрузка, при которой теряется устойчивость оболочка (ортотропная теория для цилиндра со сплошными стенками); $N_{\text{крит}}$ — нагрузка на решетчатую конструкцию.

В линейном приближении исследуется также влияние начального прогиба балки на ее несущую способность. Напряжения в стенке считаются рав-



А — балка; Б — математическая модель цилиндрической балки; В — решетчатая конструкция обшивки; Г — узел решетки

Рис. 1. Схемы легких балок для космических конструкций

* Stroud W. J., Sobieszczyński—Sobieski J., Walz J. E. and Buch H. G. Computerized structural sizing at NASA Langley research center.

AIAA Paper N 78—1550.

ными сумме напряжений от осевой нагрузки P и момента M , возникшего вследствие начального прогиба.

Момент считается равным

$$M = \frac{P \cdot e}{1 - \frac{P}{P_E}}$$

где e — начальный прогиб, P_E — нагрузка при эйлеровской потере устойчивости. Минимально допустимая толщина для осевой и винтовых полос составляет 0,38 мм. Длина балки принята равной 20 м. Для сравнения проводился расчет графитоэпоксидных балок минимальной массы со сплошными стенками толщиной 0,38 мм. 80% волокон направлены вдоль оси балки, 20% — по окружности.

Результаты расчетов приведены на рис. 2. Сплошные кривые соответствуют балкам со сплошными стенками. В этом случае поправочный коэффициент $k=1,0$ и балки не имеют начального прогиба ($e=0,0$). Остальные кривые соответствуют решетчатым балкам для двух случаев:

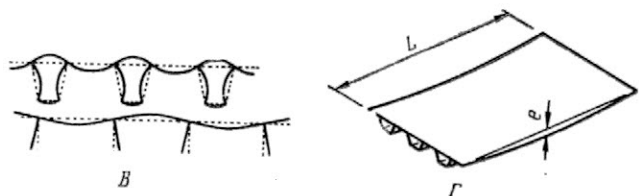
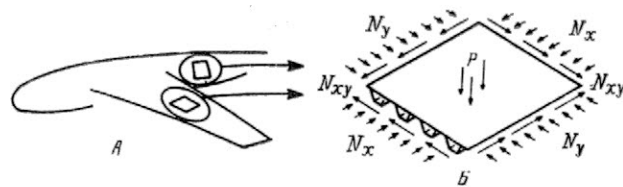
- а) $k < 1,0$; $e/L = 0,001$,
- б) $k = 1,0$; $e/L = 0,0$.

Результаты показывают, что при рассмотренных параметрах и нагрузках решетчатые балки существенно легче, чем балки со сплошными стенками.

В общем случае проектирования возможен учет таких ограничений, например, на собственные частоты всей системы балок или деформацию при заданной нагрузке.

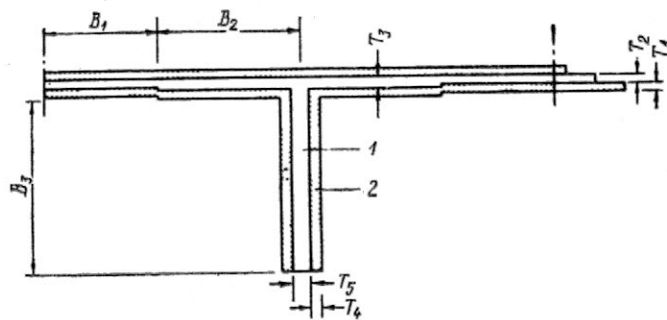
Подкрепленные панели. Для проектирования подкрепленных панелей разработана программа PASCO (Panel Analysis and Sizing COde). Рис. 3 характеризует возможности этой программы, которая позволяет рассчитывать композиционные или металлические панели при любой комбинации нагрузок в плоскости панели (растяжение, сжатие, сдвиг) и по нормали к ней.

Пример расчета подкрепленной панели дан на рис. 4. Конструктивными параметрами являются внешние размеры элементов B_i и толщины слоев T_j . В этом примере центральным является слой с



А—панели крыла и фюзеляжа; Б—нагружение; В—деформация; Г—начальный прогиб панели

Рис. 3. Программа расчета подкрепленных панелей PASCО

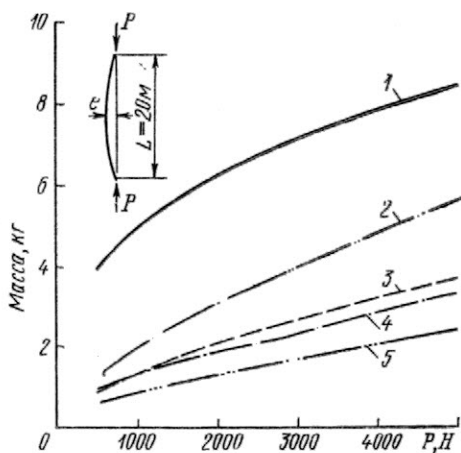


1—укладка волокон 0°; 2—укладка волокон ±45°

Рис. 4. Конструктивные параметры композиционной подкрепленной панели

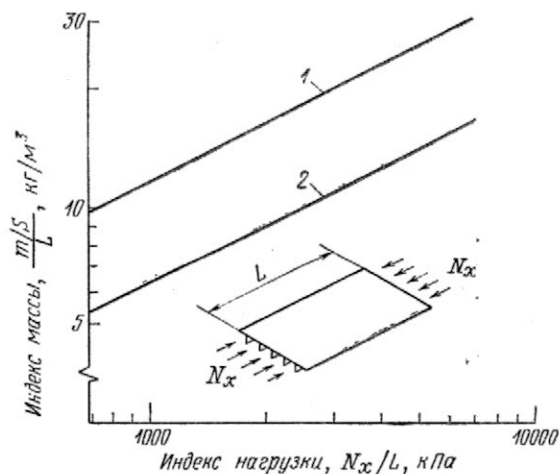
волокнами в направлении подкрепления. С обеих сторон от него находятся слои с волокнами, расположенными под углом ±45° к этому направлению.

На рис. 5 представлены результаты расчетов алюминиевых и графитоэпоксидных панелей. Относительная масса панелей $\frac{m/S}{L}$ (масса на единицу площади, деленная на длину панели) представлена как функция параметра N_x/L (распределенная



1—трубчатая конструкция со сплошными стенками, $e/L=0$, $k=1$; 2—изогридная балка, $e/L=0,001$, $k < 1$; 3—решетчатая балка, $e/L=0,001$, $k < 1$; 4—изогридная балка, $e/L=0$, $k=1$; 5—решетчатая балка, $e/L=0$, $k=1$

Рис. 2. Масса легкой графитоэпоксидной балки как функция осевой нагрузки P



1—алюминий; 2—графитоэпоксидный материал

Рис. 5. Конструктивная эффективность подкрепленных панелей (рассматривается только изгибная потеря устойчивости)

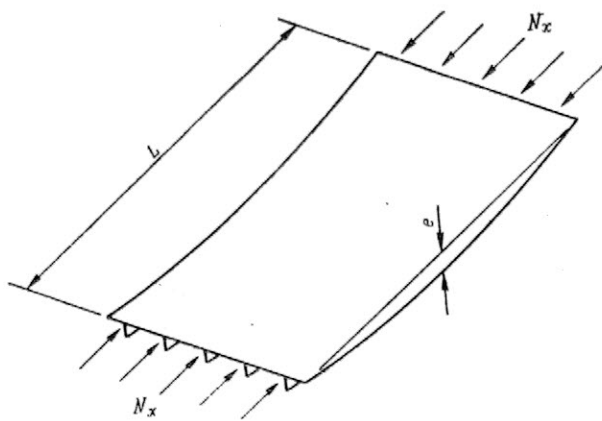


Рис. 6. Панель с начальным прогибом

нагрузка, деленная на длину панели). Для крыла типичного транспортного самолета панели у концов крыла имеют значения указанного параметра порядка 700 кПа, в корневых зонах — ~5000 кПа. В данном примере ограничением является только потеря устойчивости. Графики на рис. 5 позволяют

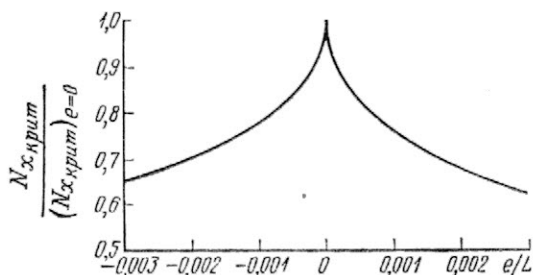
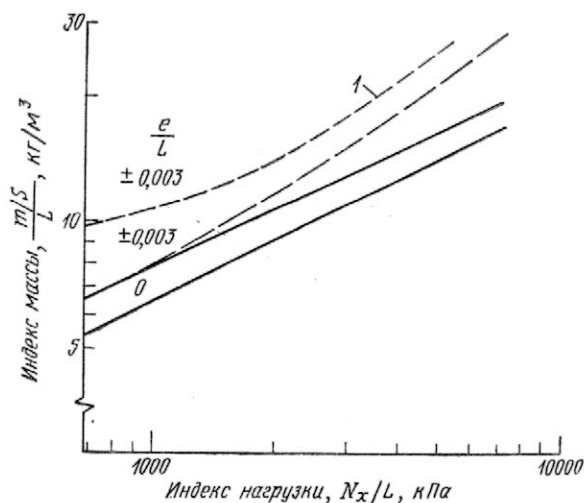


Рис. 7. Влияние начального прогиба на несущую способность панели

сделать вывод, что алюминиевые панели почти в два раза тяжелее графитоэпоксидных.

Программа PASCО позволяет рассчитывать панели неидеальной геометрии, в том числе с начальным прогибом (рис. 6). Вследствие начального прогиба возникают дополнительные напряжения.



1 — требования к жесткости
 — рассматривается только изгибная потеря устойчивости;
 - - - - - } допустимая относительная деформация $\pm 0,004$
 Рис. 8. Эффективность графитоэпоксидных подкрепленных панелей

В центре панели изгибающий момент максимален и равен

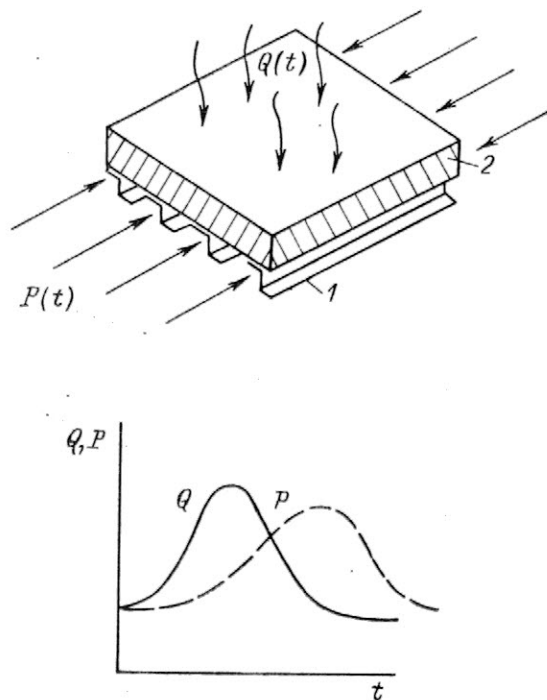
$$M = \frac{N_x \cdot e}{1 - \frac{N_x}{N_{xE}}}$$

где N_x — распределенная продольная нагрузка; N_{xE} — нагрузка, соответствующая потери устойчивости.

Влияние начального прогиба на несущую способность панели, спроектированной без учета этого эффекта, показано на рис. 7. При длине панели 76 см начальный прогиб величиной 0,25 см вызывает уменьшение несущей способности на 35%.

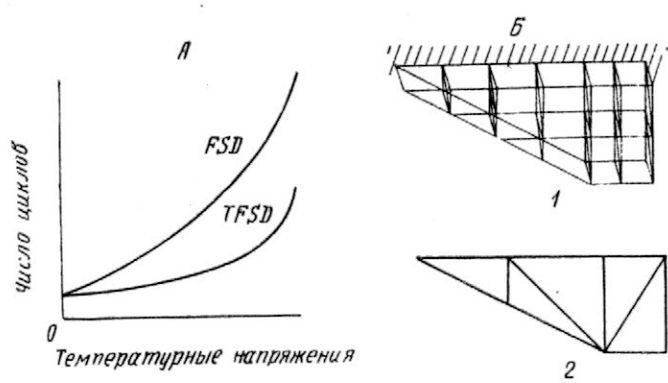
Увеличение массы панели вследствие учета ряда реальных факторов показано на рис. 8, где приведены результаты расчета графитоэпоксидных панелей. Плоские линии соответствуют ограничению в виде потери устойчивости, пунктирные линии — учету дополнительных требований к предельной деформации ($\pm 0,004$). Эти ограничения являются попыткой учесть возможные трещины, расслоения, отверстия и ударные повреждения. Для расчета одной точки приведенных кривых с помощью программы PASCО требуется от 2 до 5 мин на ЭВМ CDC Cyber 175.

Конструкции, работающие в условиях повышенных температур. При расчете таких конструкций должны рассматриваться и температурные, и механические нагрузки (рис. 9), как стационарные, так и изменяющиеся во времени. Задача состоит в выборе соотношения между массой термоизоляционного и конструкционного материала для того, чтобы суммарная система имела минимальную массу. Пример стационарной задачи дается на рис. 10. Эти результаты демонстрируют возможности простой программы температурного расчета



1 — конструкция; 2 — теплоизоляционный материал

Рис. 9. Проектирование конструкций, работающих в условиях повышенных температур (Q — температурная и P — механическая нагрузки, зависящие от времени)



А—влияние уровня температурных напряжений на сходимость процесса расчета; Б—конечно-элементная модель
1—ферменная конструкция; 2—мембранная конструкция (одна поверхность)

Рис. 10. Проектирование равнопрочных конструкций с учетом температурных напряжений для крыла малого удлинения при фиксированных нагрузках и установившихся температурах

равнопрочных конструкций TFSD, которая очень похожа на другую аналогичную программу FSD.

Для элемента в виде бруска в программах FSD и TFSD применяются следующие формулы:

$$(FSD) S_{i+1} = \frac{\sigma_{Mi} + \sigma_{Ti}}{\sigma_{доп}} \cdot S_i;$$

$$(TFSD) S_{i+1} = \frac{\sigma_{Mi}}{\sigma_{доп} - \sigma_{Ti}} \cdot S_i,$$

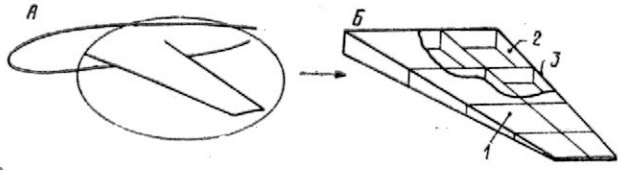
где S — площадь поперечного сечения элемента; i — номер итерации; σ_M — напряжение, обусловленное механическими нагрузками; σ_T — температурное напряжение; $\sigma_{доп}$ — допустимое напряжение.

График в левой части рис. 10 иллюстрирует сходимость решения задачи с использованием программ FSD и TFSD в виде зависимости потребного числа циклов от уровня температурных напряжений в конструкции.

Агрегаты конструкции. При расчетах агрегатов используются конечно-элементные модели. Одна из таких упрощенных моделей конструкции крыла изображена на рис. 11. Рассматриваются несколько типов ограничений, часть из них также показана на рис. 11. Разделяются два уровня расчетных требований: общий и локальный. Требования к деформациям крыла и ограничения на скорость флаттера являются примерами общих требований. Местная прочность и устойчивость панелей могут служить примерами требований локального уровня. Подобные требования, относящиеся к внутреннему нагруженному состоянию, могут быть символически описаны следующим образом:

$$N_{x \text{ крит}} \geq N_x,$$

где $N_{x \text{ крит}}$ — критическая нагрузка; N_x — действующая нагрузка.



А—пример конструкции крыла; Б—упрощенная конечно-элементная модель
1—панель; 2—стенка лонжерона; 3—полка лонжерона

Рис. 11. Проектирование компонентов конструкции

Проектирование равнопрочных конструкций осуществляется поэлементно с учетом только $N_{x \text{ крит}}$. При этом каждый элемент конструкции рассчитывается для фиксированного распределения внутренних нагрузок. Затем вычисляется новое распределение внутренних нагрузок. Итерационный процесс продолжается до тех пор, пока не будет получена приемлемая конструкция.

Процесс уточнения распределения внутренних нагрузок может быть описан следующим образом: изменения конструктивных параметров, изменения в распределении жесткостей, изменения в распределении внутренних нагрузок.

Аналогично уточняется распределение давления по поверхности крыла: изменения конструктивных параметров, изменения в распределении жесткостей, изменение деформаций крыла, изменение распределения давления по крылу.

Для проектирования панелей крыла с учетом перераспределения внешних нагрузок существуют два метода, описываемых ниже.

В первом происходит разделение задачи на два уровня:

- 1) локальный уровень, на котором удовлетворяются ограничения по местной прочности и устойчивости панелей для данного распределения внутренних нагрузок;
- 2) системный уровень, на котором минимизируется масса крыла и определяется распределение внутренних нагрузок.

Процедура расчета представляет собой итерационный процесс совместного решения задач двух уровней. Прием, позволяющий разделить задачи двух уровней, состоит в формулировании задачи на локальном уровне. Вместо минимизации массы панели в локальном цикле минимизируются изменения в жесткости панели при выполнении требований в отношении потери устойчивости и прочности.

Суть другого подхода состоит в том, что разделение ограничений на системный и локальный уровни не производится, а все ограничения рассматриваются одновременно.

В качестве примера рассматривалась задача проектирования дозвукового большого удлинения с кессоном из графитоэпоксидного материала (рис. 12) минимальной массы при выполнении тре-

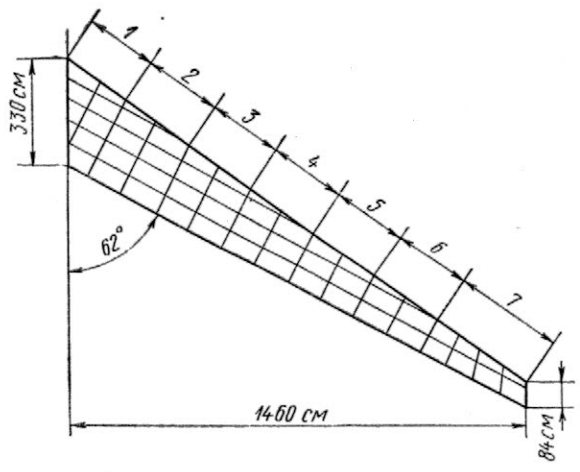


Рис. 12. Использование методики расчета компонентов конструкции для крыла из графитоэпоксидного материала при ограничениях на прочность материала, перемещения конструкции и устойчивость панелей

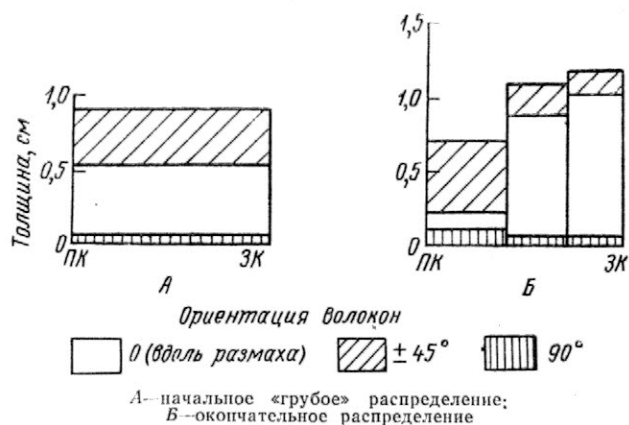
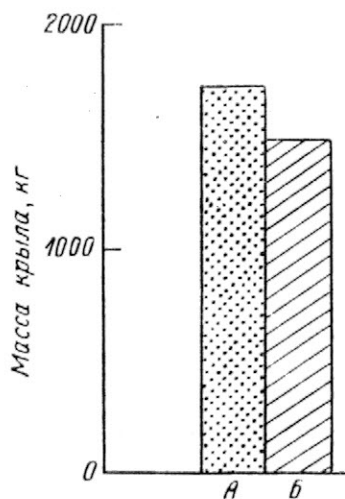


Рис. 13. Распределение толщины слоев обшивки на 40% полуразмаха крыла (ПК — передняя кромка; ЗК — задняя кромка)



А — грубый расчет;
Б — уточненный расчет

Рис. 14. Масса оптимальной конструкции крыла большого удлинения

бований к местной прочности, устойчивости панелей, изгибу и кручению. Конструктивные переменные — толщины панелей крыла, распределение толщины стенки лонжерона и площадей полок лонжерона. Рассматривались два варианта расчета:

1) «грубый» вариант, при котором конструктивные параметры не менялись по хорде в пределах каждой секции;

2) «уточненный» вариант, допускающий изменение конструктивных параметров вдоль хорды внутри каждой секции.

Расчеты результатов представлены на рис. 13 и 14.

При определении массы конструкции крыла грубый расчет на ЭВМ обошелся в 70 долл. при

времени работы центрального процессора 5 мин; в случае уточненного расчета соответствующие показатели будут 300 долл. и 24 мин.

Расчет планера в целом. Наиболее важной частью работ НИЦ им. Лэнгли в области автоматизированного проектирования является разработка систем расчета полной конструкции планера летательного аппарата. В связи со сложностью расчета всего аппарата пока не обеспечивается столь

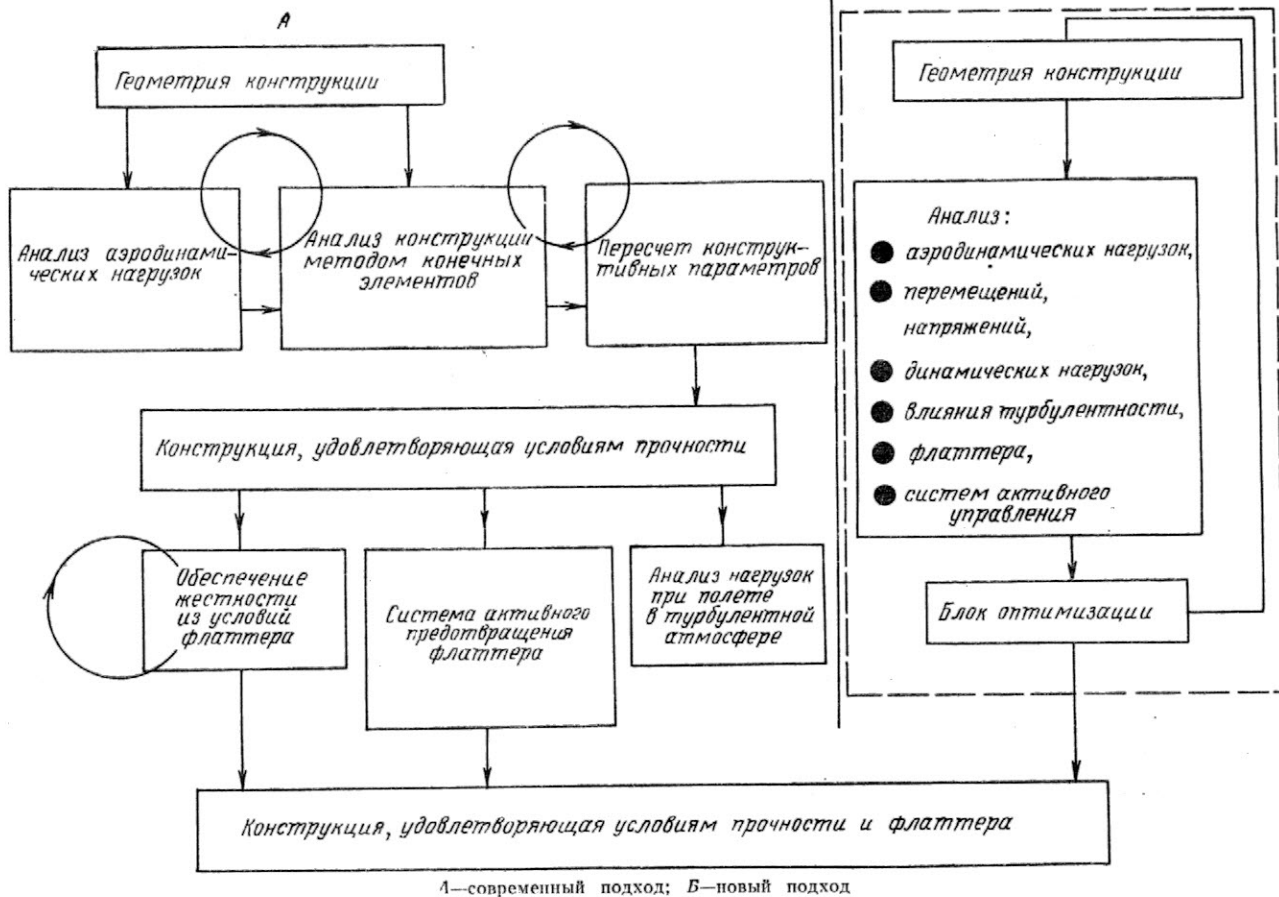


Рис. 15. Методика проектирования конструкции летательного аппарата в целом

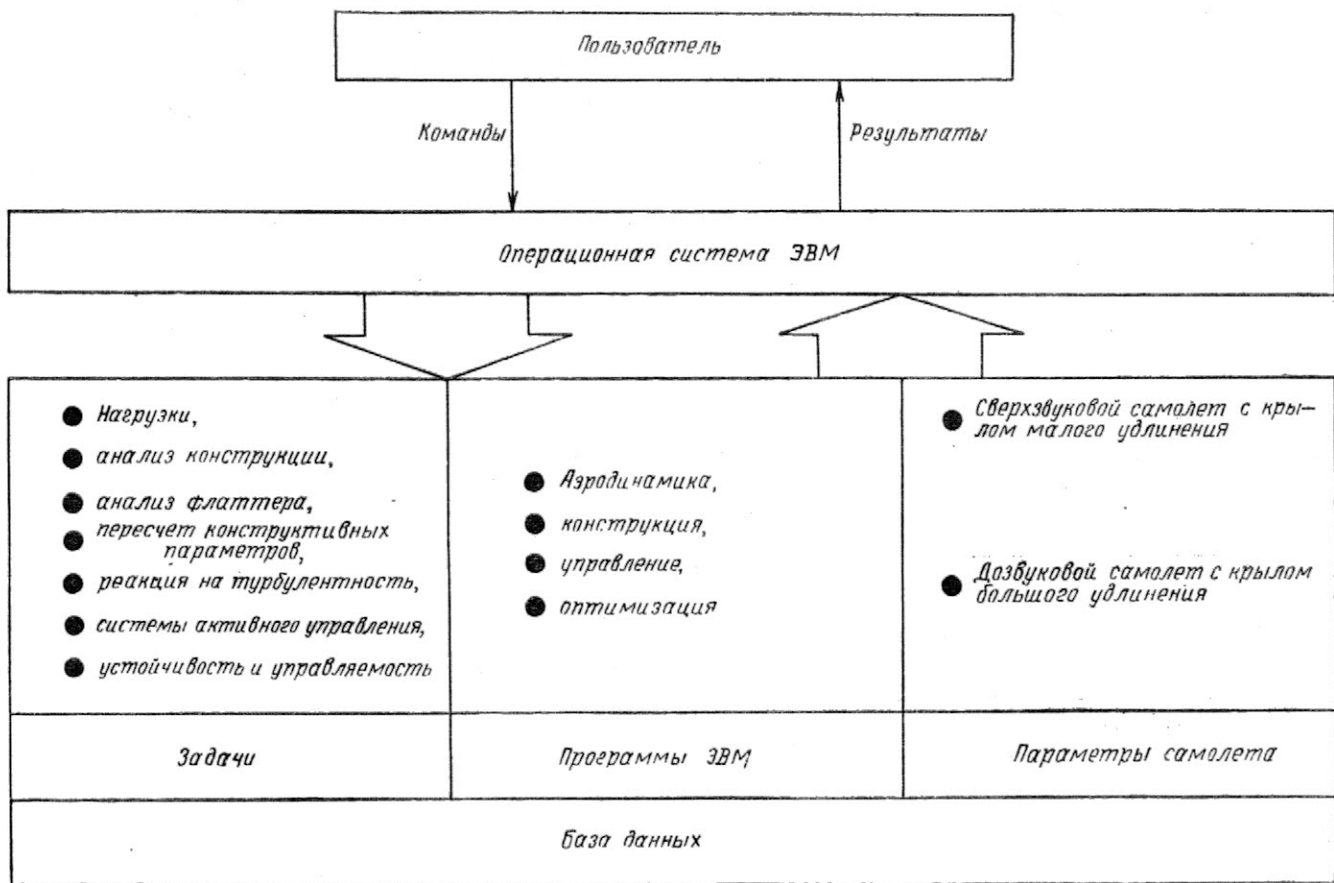


Рис. 16. Комплексная система проектирования

детальное проектирование, как при расчете отдельных агрегатов конструкции, однако это предусматривается обеспечить в будущем. Созданные программы позволяют рассчитывать массу конструкции, распределение жесткости, силовую схему и размеры элементов конструкции, определять статические и динамические аэроупругие характеристики самолета.

Методы расчета планера схематически показаны на рис. 15. Первый, уже используемый метод, требует выполнения последовательных приближений. При новом, разрабатываемом подходе, при изменении конструктивных параметров одновременно рассматриваются все ограничения. Для этой цели используется комплексная система синергического синтеза ISSYS (Integrated Synergistic Synthesis System), блок-схема которой приведена на рис. 16.

В качестве примера на рис. 17 показана конечно-элементная модель сверхзвукового пассажирского самолета с крылом малого удлинения. Результаты расчетов представлены на рис. 18. В этом случае оптимизировались толщины обшивки сотовых панелей крыла, расчет на прочность обошелся в 470 долл. при времени работы центрального процессора 14 мин, а расчет на флаттер — соответственно в 1600 долл. и 24 мин.

Размеры полок и стенок лонжеронов, толщина сотового заполнителя панелей были фиксированы. Рассматривались титановая конструкция и комбинированная конструкция крыла из титана и графитопластика.

Изучаются методы снижения объема вычислений при разработке сложных конструкций путем уменьшения числа независимых конструктивных

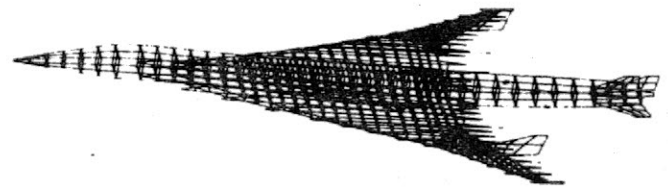


Рис. 17. Типичная конечно-элементная модель самолета (750 узловых точек, 2400 элементов, 720 конструктивных переменных параметров)

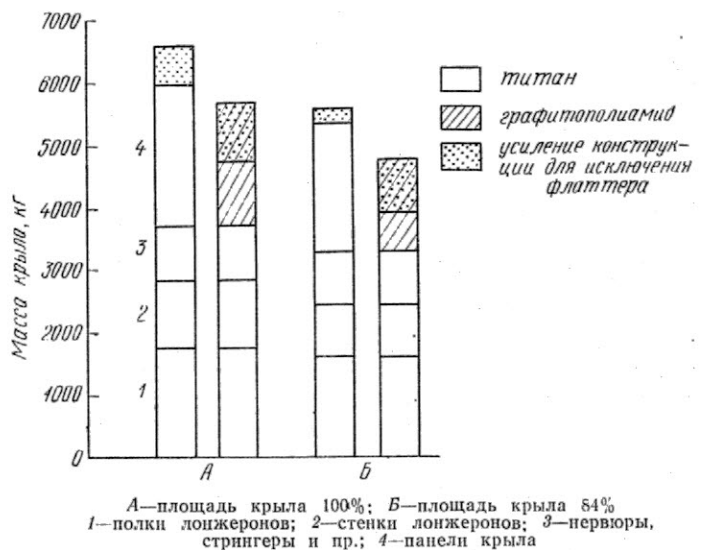
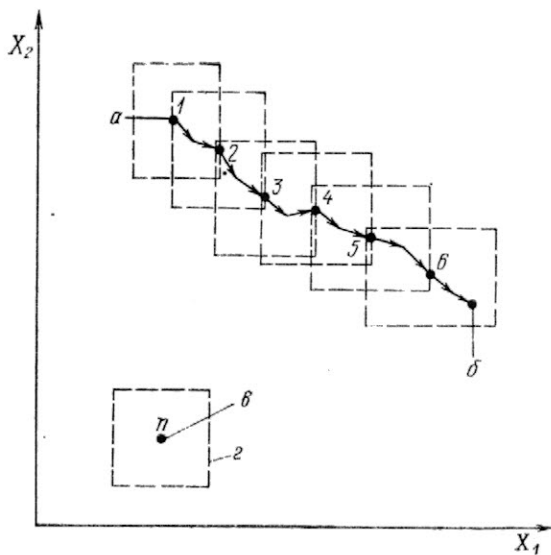


Рис. 18. Масса оптимального крыла малого удлинения



a —начальная точка; b —конечная точка; z —расчет при выбранных x_1 и x_2 ; $г$ —граница шага для n -го приближения

Рис. 19. Стратегия проектирования для приближенного анализа в пространстве двух варьируемых переменных (x_1 и x_2)

параметров благодаря введению эмпирических связей между ними;

уменьшения числа рассматриваемых ограничений;

приближенного учета ограничений;

улучшения алгоритма оптимизации.

Процедура расчета с приближенным учетом ограничений показана на рис. 19.

Алгоритм разделения ограничений на существенные и несущественные и приближенного анализа работает следующим образом:

анализ всех ограничений;

удаление из общей схемы несущественных ограничений;

формулирование приближенной задачи с учетом оставшихся ограничений;

выполнение одной итерации в приближенной постановке. Область изменения переменных выбирается из условий правильности приближенного анализа и удовлетворения существенным ограничениям;

при достижении границ допустимой области процесс возобновляется с анализа всех ограничений.

Референт С. В. Селюгин.

УДК 629.735.33.015(73) Макдоннелл-Дуглас DC-10

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СИСТЕМЫ АКТИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ САМОЛЕТА МАКДОННЕЛЛ-ДУГЛАС DC-10*

Начавшийся с 1973 г. рост цен на топливо привел к значительному увеличению прямых эксплуатационных расходов авиакомпаний. За пять последующих лет доля топлива в прямых эксплуатационных расходах возросла с 24 до 40% и в настоящее время приближается к 50%.

В связи с этим весьма важной становится проблема снижения расхода топлива транспортными самолетами. Один из путей решения этой проблемы заключается в применении системы активного управления. Уменьшение сопротивления и веса конструкции самолета может быть достигнуто путем активного использования поверхностей управления для выполнения функций повышения статической устойчивости и уменьшения нагрузок. Поскольку при этом система управления проектируется как многофункциональная и обладающая высоким быстродействием, не представляет большой проблемы приспособить ее и для целей повышения запасов устойчивости по флаттеру, что во многих случаях обеспечивает дополнительное снижение веса конструкции. Немаловажным является и то обстоятельство, что практическому применению таких современных средств повышения аэродинамического качества самолета, как концевые «крылышки» и сверхкритические профили, иногда препятствует сопутствующее этому снижению критической скорости флаттера. В подобных случаях

наличие противofлаттерной системы решает проблему.

Одно из направлений исследований, проводимых фирмой Макдоннелл-Дуглас в рамках осуществляемой NASA программы ACEE (Aircraft Energy Efficient), связано с изучением в аэродинамической трубе динамических характеристик системы активного подавления флаттера крыла и снижения нагрузок от порывов ветра. Некоторые результаты этих исследований изложены ниже.

Цель испытаний состояла в проверке полученных ранее результатов аналитических исследований и в подтверждении способности системы подавлять основные тоны упругих колебаний крыла при скоростях больше расчетной максимальной скорости полета со снижением V_D . Согласно существующим сертификационным критериям FAA на самолете не должен возникать флаттер при скоростях до $1,2 V_D$ и, кроме того, флаттер должен отсутствовать и при $V \leq V_D$ в некоторых аварийных условиях, включая отказ системы управления полетом. Внедрение систем активного подавления флаттера должно, вероятно, привести к такому увеличению запаса по флаттеру, чтобы критическая скорость флаттера возрастала от $V \geq V_D$ при отключенной системе до $V \geq 1,2 V_D$ при включенной системе. В этом случае критерий сертификации может быть удовлетворен и с учетом вероятности отказа системы. Проведившиеся фирмой Дуглас исследования были направлены на обеспечение увеличения запаса по флаттеру на 20% и снижения на 30% максимального изгибающего момента крыла, обусловленного турбулентностью атмосферы.

* Winther B. A., Shirley W. A., Heimbaurgh R. M. Wind tunnel investigation of active controls technology applied to DC-10 derivative.

AIAA Paper N 80—0771.

Для испытаний в аэродинамической трубе была изготовлена динамически подобная полумодель крыла одного из вариантов самолета DC-10 с относительным удлинением 8,56 и сужением 5,2. Угол стреловидности крыла по линии четвертей хорд равен 35° .

Модель крыла (рис. 1) состоит из 16 бальзовых сегментов, соединенных с лонжероном из алюминиевого сплава. Модель gondолы двигателя с протоком крепится к крылу с помощью балки, конструкция которой обеспечивает динамически подобную имитацию степеней свободы колебаний gondолы с пилоном. Испытания проводились в аэродинамической трубе малых скоростей фирмы Дуглас с размерами рабочей части $0,97 \times 1,37$ м и максимальной скоростью потока 67 м/с. Два троса, прикрепленные к концу крыла и gondоле, использовались для возбуждения колебаний модели или их прекращения при чрезмерном увеличении амплитуд.

Отклонение в пределах $\pm 15^\circ$ внешнего элерона, который использовался в качестве органа активного управления, осуществлялось с помощью вращательного гидропривода. Деформации изгиба и кручения измерялись тензодатчиками, установленными в трех точках вдоль лонжерона. Для измерения вертикальных и боковых ускорений использовались акселерометры, установленные в gondоле. Сигналы обратной связи для системы активного управления поступали от акселерометров, размещенных в концевой части крыла. На рис. 2 представлены блок-схема и закон управления системы.

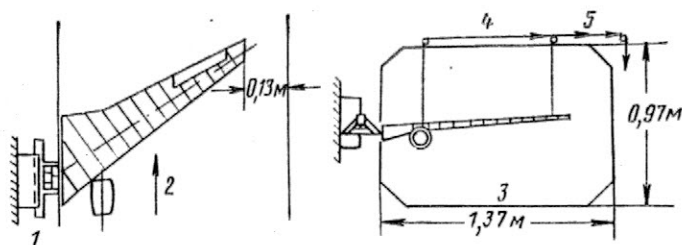
При проведении теоретического анализа систем активного управления деформации конструкции представляются в виде линейной комбинации выбранных функций перемещений (координатных функций), каждая из которых связана с зависящей от времени обобщенной координатой q_n . Функции перемещений выбираются из ограниченного числа низших форм собственных колебаний конструкции. В данном случае вращение поверхности управления и соответствующая этой функции обобщенная координата q_N представляли собой последние элементы этих двух совокупностей. Все перемещения предполагаются малыми, так что упругие восстанавливающие силы представляются в виде линейной комбинации линейных операторов, действующих на функции перемещений.

Аналогичная линеаризация применяется и к результирующим аэродинамическим силам. Из всех коэффициентов получающейся в конечном итоге системы линейных дифференциальных уравнений только те, которые связаны с аэродинамическими силами, зависят от времени и режима полета.

Динамическая реакция на внешнее возмущение $f_n(t)$ определяется решением системы линейных уравнений. Если возмущающее воздействие создается командным сигналом отклонения поверхности управления, то функция $f_n(t)$ имеет вид:

$$f_n(t) = \begin{cases} 0 & \text{для } k = 1, 2, \dots, N-1 \\ k_A \cdot \delta + d_A \dot{\delta} & \text{для } n = N, \end{cases}$$

где k_A и d_A представляют собой соответственно вращательную жесткость и демпфирование привода. Динамические уравнения решаются в предположении, что функция возмущения является гармонической (атмосферная турбулентность также



1—крепление модели; 2—поток; 3—пол рабочей части; 4—шкивы; 5—тросы для возбуждения колебаний

Рис. 1. Установка модели в аэродинамической трубе

представляется в виде совокупности случайных гармонических функций).

При исследовании флаттера внешнее возмущающее воздействие полагается равным пулю и ведется анализ устойчивости замкнутой системы. Задача формулируется как задача о нахождении приведенных частот колебаний аэродинамических сил, совпадающих с мнимыми частями собственных чисел системы при нулевых действительных частотах. Критическая скорость флаттера определяется как скорость полета, при которой коэффициент полного демпфирования системы g обращается в ноль. Коэффициент полного демпфирования включает в себя и коэффициент конструкционного демпфирования g_0 , который определяется при стендовых вибрационных испытаниях.

Для решения задачи синтеза системы активного управления необходимо в явном виде получить передаточные функции аэроупругих колебаний. С этой целью уравнения движения упрощаются с использованием аппроксимации аэродинамических коэффициентов $A(k)$ в частотной области:

$$A(k)q(t) = aq(t) + bq(t) + cq(t),$$

где a , b и c — действительные коэффициенты, зависящие от приведенной частоты k . Аппроксимация выполняется кусочно, с использованием значений $A(k)$ при $k=0$ и при значениях k , близких к выбранной приведенной частоте k_1 . Коэффициенты, используемые для аппроксимации аэродинамических сил, вместе с обобщенными силами, описываемыми массовые, демпфирующие и жесткостные характеристики конструкции, входят в общее матричное уравнение динамической системы:

$$M\ddot{q} + D\dot{q} + Kq = F(t).$$

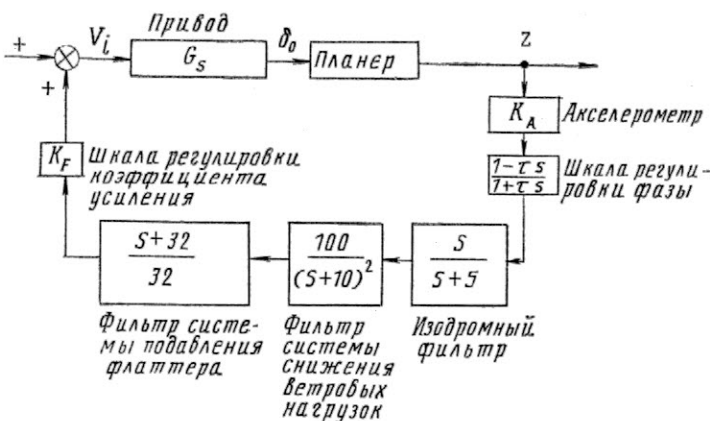


Рис. 2. Блок-схема системы активного управления, $(K_F)_{номин} = 15$; $\tau_{номин} = 0$; $K_A = 0,25$ В/ед; $G_S = 200\,000 / (S^2 + 200S + 60\,000)$ град/В

Собственные векторы, получающиеся в результате численного решения соответствующего однородного матричного уравнения, используются для преобразования обобщенных координат q в новую совокупность обобщенных координат, связанных с отдельными уравнениями движения. При известных собственных числах преобразованные уравнения сводятся к системе уравнений первого порядка, форма которых позволяет применять обычные методы исследования устойчивости динамических систем:

$$\dot{p} = C_p + G(t),$$

где C — матрица собственных значений.

Для анализа исследовавшихся фирмой Макдоннелл-Дуглас систем активного управления было рассмотрено 12 обобщенных степеней свободы (обобщенных координат).

Как показал предварительный анализ, максимальный изгибающий момент, вызванный турбулентностью атмосферы, у самолета DC-10 возникает в сечении крыла, близком к середине консоли при полном запасе топлива в крыльевых баках. Для противоблаттерной системы расчетным является случай нулевого запаса топлива в крыле. Эти две конфигурации модели были выбраны для проведения испытаний. Расчет флаттерной модели (без топлива) позволил выделить основные формы упругих колебаний крыла. Одна из них характеризуется слабой неустойчивостью во всем диапазоне скоростей и включает в основном колебания двигателя с пилоном в плоскости тангажа и первую форму крутильных колебаний крыла.

На основе классической теории устойчивости с использованием передаточных функций колебаний конструкции был выбран первоначальный (номинальный) закон управления, который обеспечивал уменьшение максимального изгибающего момента и увеличение критической скорости флаттера. Испытаниям в аэродинамической трубе предшествовали исчерпывающие вибрационные испытания, целью которых были проверка и корректировка предварительных расчетов.

Стендовые вибрационные испытания, демонстрирующие динамические характеристики упругой модели, проводятся с использованием возбудителей собственных форм колебаний конструкции. Измеренные на стенде частоты собственных колебаний для основных форм оказались близкими к

расчетным. Впоследствии при проведении трубных испытаний повторные вибрационные испытания применялись как метод контроля целостности конструкции.

Ветровые возмущения при испытаниях в аэродинамической трубе системы снижения нагрузок создавались с помощью полотнища шириной 0,3 м, установленного на расстоянии 5 м от входа в рабочую часть. Случайные колебания вертикальной составляющей скорости потока возбуждали аэроупругие колебания модели. С помощью спектрального анализатора в темпе эксперимента обрабатывались измерявшиеся изгибающий и крутящий моменты (в трех сечениях крыла), вертикальные и боковые ускорения гондолы, положения элерона, вертикальные ускорения конца крыла. Это позволяло экспериментаторам быстро оценивать эффективность работы системы путем сравнения спектральных характеристик при включенной (замкнутой) и выключенной (разомкнутой) системе. Нестационарные нагрузки создавались также при отклонениях элерона.

Хотя искусственно создаваемая в аэродинамической трубе турбулентность существенно отличалась от естественной турбулентности атмосферы (как по спектральной характеристике, так и по распределению интенсивности по размаху крыла), справедливость предположения о слабой поперечной корреляции вертикальной составляющей скорости потока подтвердилась результатами измерений.

На рис. 3 и 4 сравниваются измеренные и рассчитанные спектральные плотности изгибающего момента, действующего в середине консоли крыла при работающей и выключенной системе снижения нагрузок от порывов ветра. Сопоставление этих результатов позволяет судить об эффективности работы системы активного управления. Результат такого сопоставления представлен на рис. 5, где видно, что в данном случае система обеспечивает уменьшение максимального изгибающего момента на 25—40%.

Флаттерные характеристики модели при замкнутой и разомкнутой системе исследовались с применением импульсного возбуждения колебаний и возбуждения нестационарного поля аэродинамических сил с помощью отклонений элерона. Эти характеристики определялись главным образом динамическим взаимодействием первого тона изгибных

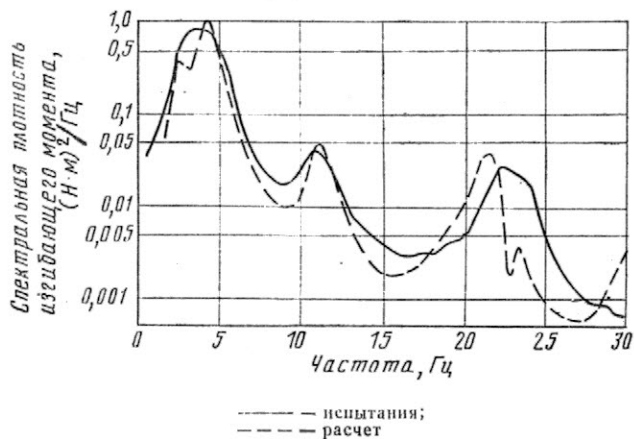


Рис. 3. Спектральная плотность амплитуд колебаний изгибающего момента в сечении крыла на 49% полуразмаха при разомкнутой системе (скорость 30,9 м/с, полный запас топлива)

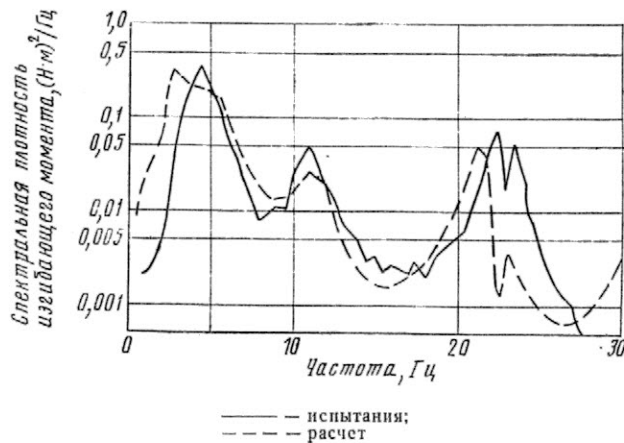


Рис. 4. Спектральная плотность амплитуд колебаний изгибающего момента в сечении крыла на 49% полуразмаха при замкнутой системе (скорость 30,9 м/с, полный запас топлива)

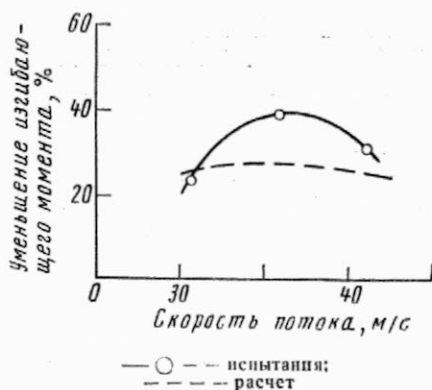


Рис. 5. Уменьшение среднеквадратичной величины изгибающего момента в сечении на 49% полуразмаха крыла (полный запас топлива)

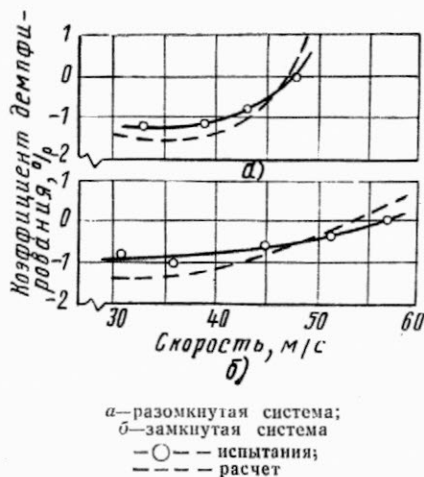


Рис. 6. Характеристики флаттера при пустых топливных баках

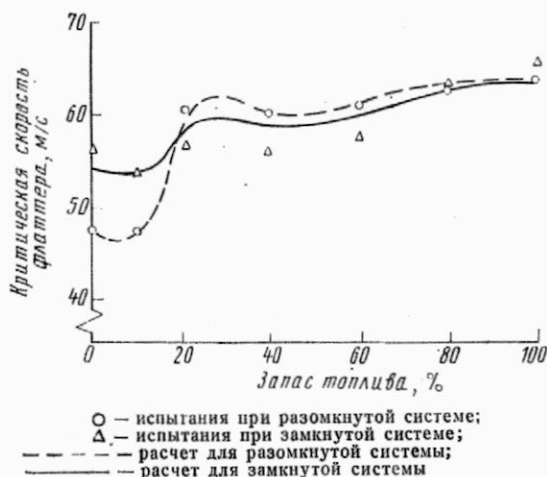


Рис. 7. Зависимость критической скорости флаттера от запаса топлива в баках

колебаний крыла и тона, включающего продольные колебания гондолы с пилоном и крутильные колебания крыла. При отсутствии потока частота собственных изгибных колебаний значительно меньше частоты колебаний гондолы, но с ростом скорости потока наблюдается сближение этих частот, приводящее к уменьшению коэффициента демпфирования (рис. 6). При пустых крыльевых баках и номинальном конструктивном демпфировании критическая скорость флаттера составляет 47,9 м/с.

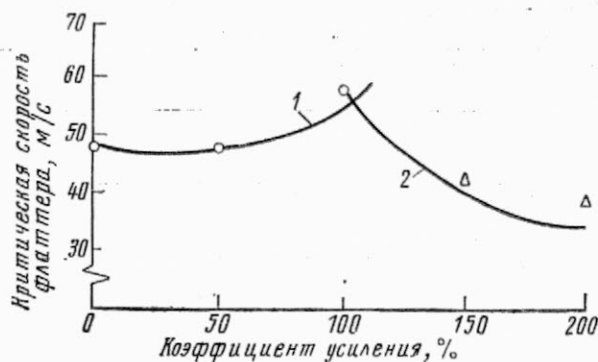


Рис. 8. Зависимость критической скорости флаттера от коэффициента усиления при пустых топливных баках (100% соответствует номинальному коэффициенту усиления)

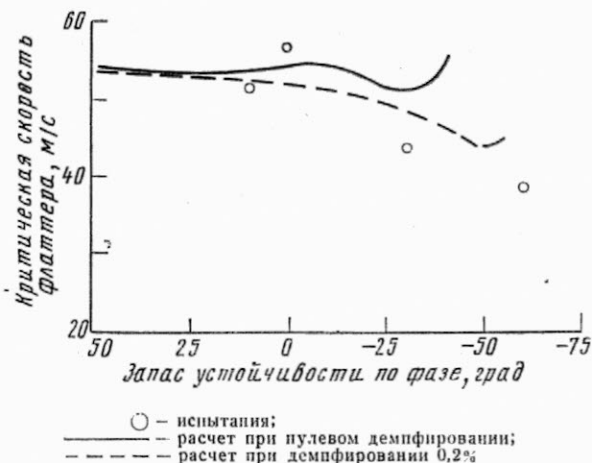


Рис. 9. Запасы по фазе для тона упругих колебаний с частотой около 12 Гц (пустые топливные баки)

При увеличении коэффициента демпфирования от его номинального значения 0,88 до 1,4% (путем добавления в конструкцию пилона амортизирующих элементов) критическая скорость флаттера возрастает до 49,4 м/с (при отключенной системе).

Замыкание системы активного управления обеспечивает повышение критической скорости флаттера на 19% (до 57,1 м/с). С увеличением заполнения топливных баков включение системы может давать отрицательный эффект (рис. 7).

Как показали испытания в аэродинамической трубе, эффективность противофлаттерной системы существенно зависит от коэффициента усиления и фазы колебаний в цепи обратной связи. Для изменения фазы использовался фильтр с передаточной функцией

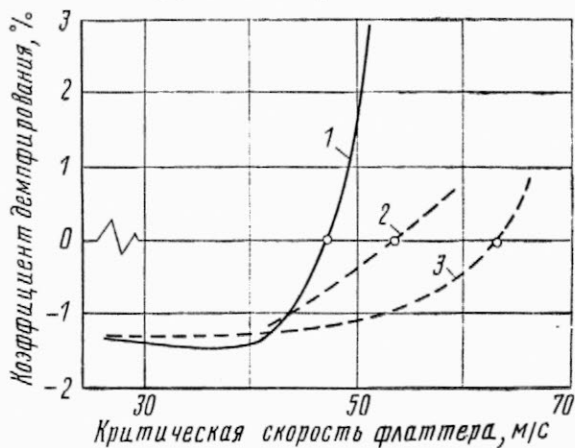
$$G_p = j_p \frac{1 - \tau S}{1 + \tau S},$$

$$j_p = \begin{cases} +1 & \text{для опережения по фазе} \\ -1 & \text{для запаздывания по фазе.} \end{cases}$$

Постоянная времени τ для заданного фазового опережения φ (в градусах) при частоте ω определялась по формуле:

$$\tau = \text{tg} \frac{(1 - j_p) \cdot 45 - \varphi/2}{\omega}.$$

Как видно на рис. 8, третья форма изгибных колебаний крыла (частота 34,7 Гц) при больших значениях коэффициента усиления является не-



1—разомкнутая система; 2—исходная система;
3—модифицированная система

Рис. 10. Характеристики флаттера при улучшенном законе управления (акселерометр в сечении на 89% полуразмаха крыла, нулевой запас топлива)

устойчивой. Результаты расчетов и экспериментальные данные, представленные на рис. 9 для частоты флаттера 12 Гц, показывают, что с уменьшением запаса по фазе критическая скорость флаттера падает.

Сравнение теории и эксперимента показало, что расчетное значение критической скорости флаттера при номинальном коэффициенте усиления на 5% меньше зафиксированного в испытаниях. Погрешности расчета объясняются главным образом несовершенством упругомассовой модели конструкции крыла.

Анализ результатов испытаний позволил установить, что повышения коэффициента демпфирования третьей формы изгибных колебаний крыла можно добиться путем переноса места установки концевого акселерометра ближе к корневому сечению крыла (на расстоянии 89% полуразмаха). За счет этого становится возможным увеличение коэффициента усиления и существенное увеличение критической скорости флаттера (рис. 10).

Референты *Б. П. Круглов,*
Г. И. Полищук,
Редактор *Б. П. Круглов.*

„ТИ“, ОНТИ ЦАГИ, 1981, № 11, 1—32.

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

Технический редактор *В. Н. Добровольская*

Корректор *Л. В. Морозова*

Сдано в набор 5.05.81.

Подписано в печать 19.06.81.

Формат бумаги 60×90¹/₈.

Типографская № 1.

Литературная гарнитура

Высокая печать.

Бум. л. 2,0.

Усл. печ. л. 4,0.

Уч.-изд. л. 4,96.

Тираж 2881 экз.

Цена 55 к.

Типография ЦАГИ. Зак. 1365.

