

НОВОСТИ ЗАРУБЕЖНОЙ НАУКИ И ТЕХНИКИ

Серия: АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА

# ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Основные направления исследований в области авиации за рубежом . . . . .	1
Оптимизация системы управления циркуляцией на самолетах с коротким взлетом и посадкой . . . . .	5
Итерационный метод оптимального аэродинамического проектирования крыла с учетом профильного сопротивления при докритическом режиме обтекания . . . . .	14
Модернизация большой дозвуковой аэродинамической трубы НИЦ им. Эймса NASA . . . . .	20

УДК 629.7.001.5 (4,73)

**ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ ИССЛЕДОВАНИЙ  
В ОБЛАСТИ АВИАЦИИ ЗА РУБЕЖОМ**

Основными целями аэродинамических исследований являются улучшение летных характеристик, снижение расходов топлива, уменьшение вредного сопротивления, повышение безопасности и надежности, снижение стоимости производства и эксплуатации.

**ЭВМ И АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ТРУБЫ**

Аэродинамическое проектирование при разработке нового самолета все в большей степени требует проведения оптимизационных расчетов на больших ЭВМ, после чего принятые решения подтверждаются. В связи с этим для решения уравнений механики жидкости необходимы ЭВМ с повышенной производительностью, прообразами которых уже можно считать ЭВМ CYBER 205 и 207 и ЭВМ CRAY. В настоящее время могут исследоваться с помощью ЭВМ схемы самолетов на крейсерском режиме полета. К 2000 г. предполагается перейти к расчетам полных конфигураций самолета, в том числе на режимах маневрирования, что потребует скорости вычислений от 1000 до 10 000 млн. операций в секунду.

Что касается АДТ, то исследования в них необходимо проводить не только при натуральных числах  $M$ , но и при все более высоких числах  $Re$ . Для самолетов типа А300 числа  $Re$  достигают  $2 \cdot 10^6$  —  $5 \cdot 10^6$ . В больших АДТ центра NASA им. Эймса и в АДТ SI ONERA в Модане эксперименты могут проводиться при числах  $M$  до 1, при числах  $Re$  до  $8 \cdot 10^6$ . Криогенные АДТ позволяют благодаря увеличенному давлению в контуре и низким температурам потока существенно повысить рабочие числа  $Re$  и проводить испытания в условиях, близких к натурным. Разработан проект европейской криогенной трансзвуковой АДТ ETW. Ее характеристики следующие: прямоугольное сечение рабочей части  $2,4 \times 2$  м;  $M = 0,15$  —  $1,3$ ; давление торможения 1,25—4,5 бар; минимальная температура 120 К ( $-153^\circ\text{C}$ ) достигается за счет впрыска жидкого азота; максимальная мощность привода по оценкам составляет 41 000 кВт, производительность более 5000 поляр в год.

В ближайшие десятилетия могут быть реализованы следующие достижения.

*Аэродинамика:* снижение на 20—40% сопротивления трения благодаря управлению ламинарным обтеканием.

*Конструкция:* уменьшение на 20—30% ее массы с использованием композиционных материалов в силовых элементах; снижение стоимости изготовления благодаря сверхпластическому формованию и диффузионной сварке.

*Силовые установки:* увеличение на 20% отношения тяги двигателей к их весу и снижение на 15—20% удельных расходов топлива.

*Системы:* снижения расхода топлива, увеличение аэродинамического качества, уменьшение массы и вероятности отказа систем при активном управлении.

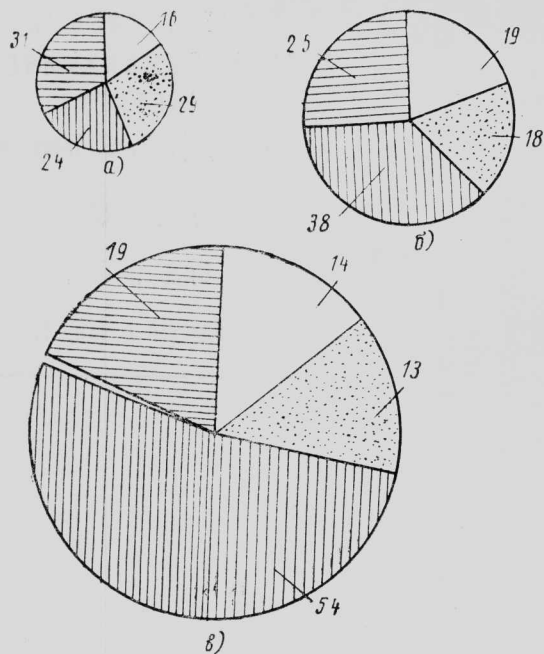
**ТРАНСПОРТНЫЕ САМОЛЕТЫ**

Рост производительности самолета определяется повышением аэродинамической эффективности самолета (аэродинамического качества), увеличением весовой отдачи конструкции (уменьшением относительной массы конструкции) и пропульсивного КПД (снижением удельного расхода топлива).

Аэродинамическое качество повысится за счет использования статически неустойчивых компоновок (уменьшения площади горизонтального оперения), сверхкритических крыльев (более толстых профилей, позволяющих увеличить относительное удлинение), систем управления распределением маневренных нагрузок. Заметим, что максимальное достижимое аэродинамическое качество может превосходить 40, если одновременно применяется система ламинаризации обтекания. При турбулентном обтекании может быть достигнут предел порядка 25 (против 15—20 для современных самолетов).

Снижение расхода топлива может быть обеспечено за счет роста степени двухконтурности ТРДД (примерно до 9). Может быть достигнут удельный расход топлива, близкий к  $0,55$  кг/кг·ч (современные ТРДД имеют удельные расходы около  $0,6$  кг/кг·ч).

**Экономические аспекты исследований в области аэродинамики.** Представляет интерес анализ



[штриховка] — топливо  
 [горизонтальная линия] — закупочная стоимость самолета  
 [вертикальная линия] — экипаж  
 [точечная] — техническое обслуживание

а—1973 г.,  $\Sigma=46\%$ ; б—1979 г.,  $\Sigma=100\%$ ;  
 в—1980-е годы,  $\Sigma\approx 351\%$

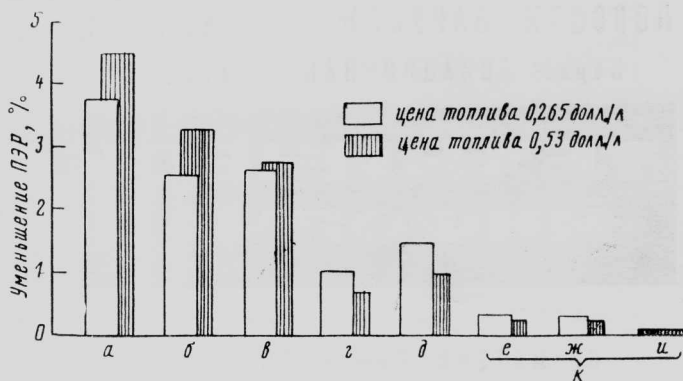
Рис. 1. Изменение распределения прямых эксплуатационных расходов для самолетов типа А300 (цифры даны в процентах)

распределения закупочной стоимости пассажирского самолета типа А300 (в процентах).

Постройка опытных самолетов	2
Технологическая оснастка	3
Исследования и разработки	5
Изготовление планера	28
Материалы	9
Оборудование	11
Двигатели	15
Коммерческие издержки	7
Финансовые расходы	14
Прочие расходы	6

Распределение прямых эксплуатационных расходов (ПЭР) подвергалось значительным изменениям с 1973 г. до настоящего времени (рис. 1) главным образом из-за увеличения стоимости топлива. Если предположить, что доля закупочной стоимости самолета в течение текущего десятилетия останется на уровне не более 19%, то при данном распределении ПЭР на топливо будет приходиться 54%, а на исследования и разработки только 0,9% ( $5\% \times 0,19$ ) и снижение расходов топлива на 1%, полученное за счет повышения на 1% аэродинамического качества, оправдало бы 50%-ное увеличение расходов на исследования и разработки. А между тем аэродинамические исследования и испытания в АДТ составляют  $\sim 10\%$  этих расходов. Отсюда целесообразность пятикратного повышения объема аэродинамических исследований, даже если это дает лишь 1%-ное увеличение аэродинамического качества.

Интересно также изучить экономическую эффективность реализации технических усовершенст-



а—сопротивление; б—масса конструкции; в—удельный расход топлива; г—индекс стоимости; д—рейсовое время; е—планер; ж—двигатели; з—электронное оборудование; и—техническое обслуживание  
Рис. 2. Эффект, получаемый от внедрения технических усовершенствований по методике фирмы Боинг, для типичного транспортного самолета (197 пассажиров, дальность полета 3700 км)

вований. На рис. 2 представлены получаемые снижения ПЭР для некоторого типичного пассажирского самолета при изменении на 5% факторов, указанных на оси абсцисс. Наибольший вклад дает снижение сопротивления, удельного расхода топлива и массы конструкции.

**Материалы.** По данным консорциума Эрбас Индастри, эволюция применения различных материалов в конструкциях самолетов указывает на быстрое расширение использования композиционных материалов (КМ), армированных волокнами, и титановых сплавов, при этом КМ вытесняют титановые сплавы. Общая тенденция характеризуется также снижением доли алюминиевых сплавов (рис. 3). За 15 лет использование легких сплавов снизится с 76 до 42%.

Первые несилевые элементы конструкции из КМ появились на самолетах L-1011, Боинг 737 и DC-10. Примером применения КМ в силовых элементах конструкции является экспериментальное крыло самолета «Фалькон 10». Согласно оценкам, при использовании КМ вместо алюминиевых сплавов в конструкции крыла масса может снизиться на 10—25%, причем выигрыш возрастает с увеличением геометрического удлинения крыла. Повышение относительного удлинения с 8,5 до 12 уменьшит расход топлива на 6%. Замена легких сплавов на КМ даст дополнительно 4%.

На рис. 4 сравниваются характеристики прочности и жесткости КМ четырех типов и показана динамика снижения стоимости пропитанных угле-родных волокон (по данным фирмы AMD/BA) [1].

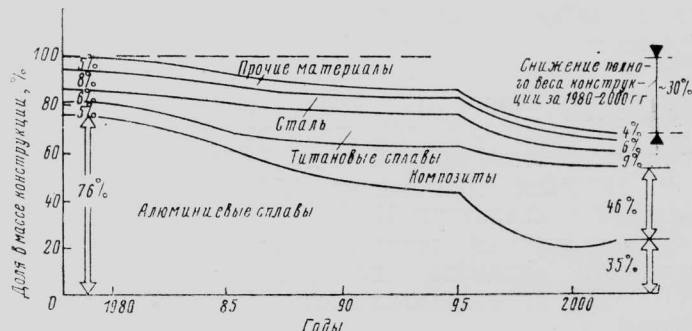
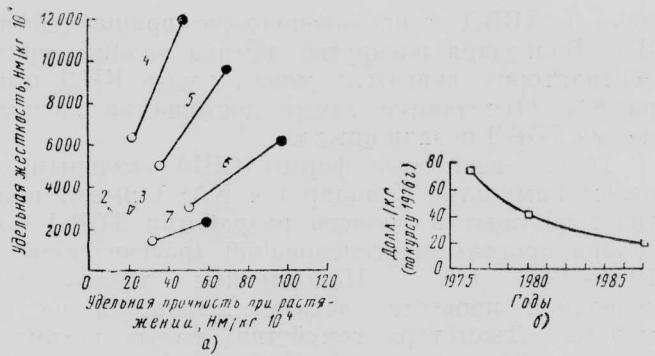


Рис. 3. Динамика изменения долей различных материалов в конструкциях самолетов

**Винтовентиляторы (ВВ).** Использование трансзвуковых винтов (или винтовентиляторов — по терминологии NASA) оправдывается экономией топлива, которая достигается благодаря повышенному пропульсивному КПД при крейсерском числе  $M$  в диапазоне 0,7—0,8.

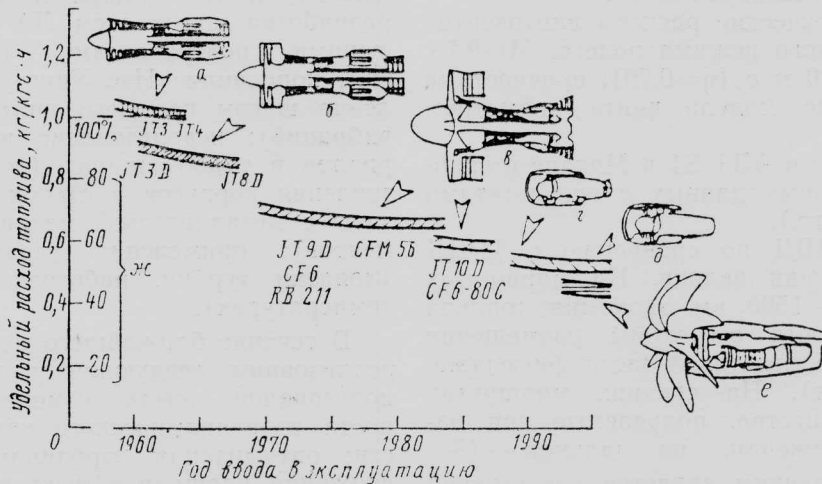
Пропульсивный КПД ТРДД с большой степенью двухконтурности имеет максимум 65% при  $M=0,85$ . ТВД 1950-х годов уже обеспечивали КПД порядка 0,8 при  $M=0,6$ . Винтовентилятор диаметром 4 м должен обеспечить такой же КПД, но при  $M=0,8$ . Лопасти ВВ сложной формы имеют сверхкритические профили, но у ВВ в три раза более высокая нагрузка на ометаемую площадь, эквивалентная нагрузке обычного винта диаметром 6,7 м. Фактически винтовентиляторный двигатель (ТВВД) подобен ТРДД со степенью двухконтурности 60—80. На рис. 5 показано сравнение двигателей по расходу топлива.

Перед разработчиками ТВВД стоят достаточные сложные проблемы: разработка редуктора, ком-



○ — изотропные; ● — анизотропные  
 а — механические характеристики; б — изменение по годам стоимости пропитанных углеродных волокон  
 1 — титановые сплавы, плотность 4,5 кг/дм<sup>3</sup>; 2 — дюраль, плотность 2,8 кг/дм<sup>3</sup>; 3 — сталь, плотность 7,8 кг/дм<sup>3</sup>; 4 — углепластики высокомодульные; 5 — углепластики теплоустойчивые; 6 — кевларопластики; 7 — стеклопластики  
 Рис. 4. Характеристики композиционных материалов (плотность 1,55 кг/дм<sup>3</sup>)

работка втулки с механизмами изменения шага большого числа лопастей, расчет и изготовление лопастей). Именно необходимость решения этих



а — ТРД; б — ТРДД,  $m=1,4 \div 1,6$ ; в — ТРД,  $m=4 \div 5,9$ ; г — ТРД,  $m=6,9$ ; д — ТРД,  $m=9$ ; е — ТВВД,  $m=60 \div 80$ ; ж — удельный расход топлива по отношению к ТРД, %  
 Рис. 5. Сравнение двигателей по расходу топлива

поправка на самолете (взаимодействие спутной струи и крыла, струи и гондолы, трансзвуковые потери); акустика (шум внутри пассажирской кабины, выносливость конструкции) и ТВВД (раз-

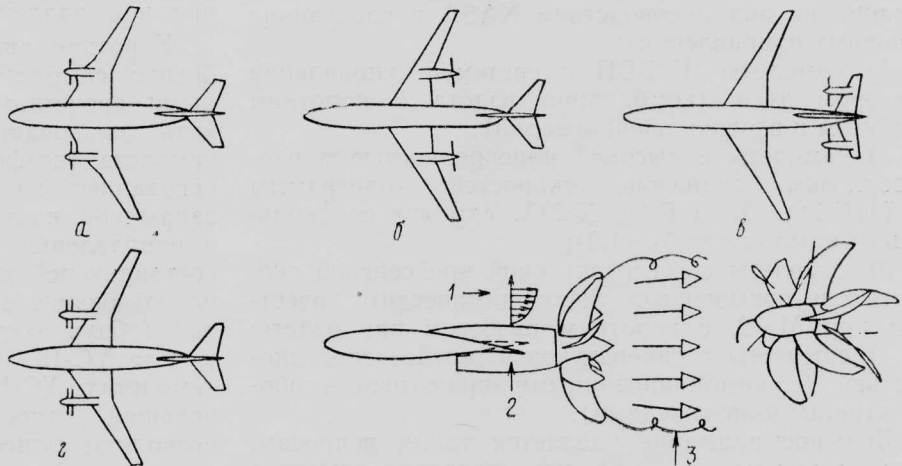
проблем объясняет невозможность ввода ТВВД в эксплуатацию ранее 1995 г.

Изучаются различные схемы самолетов с ТВВД (рис. 6), среди которых схема с установкой ТВВД на стабилизаторе. Большой интерес прояв-

а — тянущие винты; б — толкающие винты, отсутствие влияния спутной струи на крыло (меньше сопротивление, наилучшая компоновка); в — винты на стабилизаторе, меньше шум в пассажирской кабине, больше влияние спутной струи на несущую поверхность; г — противоположно вращающиеся (соосные) винты, раскрутка струи ( $\Delta\text{КПД} \approx 8\%$ )

1 — восстановление энергии в пограничном слое; 2 — частичная раскрутка струи с помощью рулевых поверхностей; 3 — частичное устранение акустических нагрузок на конструкцию крыла

Рис. 6. Различные схемы размещения ТВВД на самолете



ляют к ТВВД с противоположно вращающимися ВВ. Благодаря раскрутке потока задним винтовентилятором двигатель может иметь КПД выше на 8%. Отмечаются также достоинства расположения ТВВД позади крыла.

Только некоторые фирмы США (главным образом Гамильтон Стандарт) и NASA имеют практический опыт в области разработки ТВВД благодаря программе исследований (рассчитанной на 1978—1986 гг.). Накопленные данные уже позволили провести летные испытания на самолете «Джетстар» семейства малых восьмиплостных ВВ диаметром 0,62 м, приводимых от воздушной турбины мощностью 500 кВт. Скорость потока на концах лопастей была 255 м/с. Лопастей наилучшего из ВВ (модель SR-3) имеют угол стреловидности саблевидных концов  $34^\circ$ , нагрузка на ометаемую площадь при  $M=0,8$  равна 300 кВт/м<sup>2</sup>.

Такая же программа исследований существует и во Франции. В ней участвуют организации STPA, DRET, DGAC, ONERA, Аэропасьель и Ратье.

Программа состоит из двух этапов.

*Этап I:* аэродинамические расчеты винтовентилятора для крейсерского режима полета,  $M=0,75$ ,  $H=10,7$  км,  $V_{\text{конц}}=220$  м/с ( $\eta=0,79$ ); прочностные расчеты; изготовление модели винта диаметром 1 м.

*Этап II:* испытания в АДТ S1 в Модане и сравнение экспериментальных данных с результатами расчетов (1984—1985 гг.).

Преимущества ТВВД по сравнению с ТРДД того же уровня техники велики. На маршрутах протяженностью 500—1500 км экономия топлива 22—25%<sup>1</sup> в зависимости от схемы размещения ТВВД (на пилонах в хвостовой части фюзеляжа, крыле, стабилизаторе). На средних маршрутах преобладают преимущества, получаемые при наборе высоты и снижении, на дальних — (5—10 тыс. км) определяющим является крейсерский режим полета. В конечном итоге, как это ни парадоксально, наибольший выигрыш от применения ТВВД получается на коротких и дальних маршрутах, однако он все же превышает 15% [2].

## ВОЕННЫЕ САМОЛЕТЫ

В этой области ведутся долговременные исследования под руководством NASA в следующих основных направлениях:

1) самолеты К/ВВП с системой управления вектором тяги (комбинация взлета с коротким разбегом и вертикальной посадки);

2) самолеты с высокой маневренностью в околозвуковом диапазоне скоростей (программы AFTI/F-111, AFTI/F-16, X-29A, самолет со скользящим крылом для  $M=1,2$ );

3) самолеты со сверхзвуковой крейсерской скоростью и повышенным аэродинамическим качеством при  $M=2$ , с коротким разбегом при взлете;

4) самолеты с гиперзвуковой крейсерской скоростью (с комбинированными прямоточно-турбореактивными двигателями).

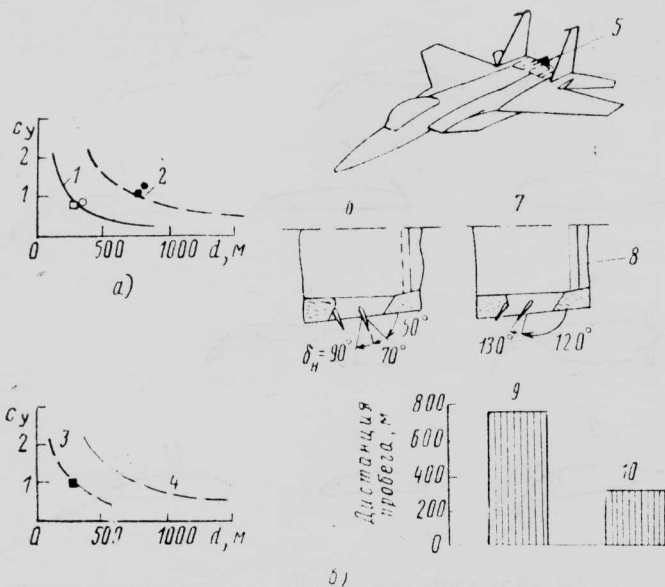
Большое внимание уделяется таким вопросам, как: изучение на моделях аэродинамического

взаимодействия планера и элементов силовой установки (винтов, воздухозаборников, сопел) с целью снижения потерь; использование силовой установки для увеличения подъемной силы и торможения (на истребителях); снижение аэродинамического сопротивления за счет интерференции в системе крыло—пилон—гондола (на транспортных самолетах); представление информации в кабине экипажа (исследования на пилотажных стендах) с целью снижения рабочей загрузки летчика; речевое управление, выбор способа визуализации, улучшение связи с наземным центром управления; объединение ЭВМ и электрических сервоприводов (высоконадежные электронные системы, самарий-кобальтовые электродвигатели в приводах); предотвращение опасных условий полета (обнаружение зон турбулентности, вихревых следов, защита от статического электричества, ударов молнии, обнаружение пожаров, переносимость конструкцией нагрузок при авариях, сопротивляемость потере управляемости и входу в штопор с помощью ограниченной области допустимых режимов полета).

Результаты исследований применимы и для военной, и для гражданской авиации. Например: разработка новых схем ЛА с вращающимися несущими поверхностями (поворотный несущий винт, концепция «Икс Уинг», многоцикловое управление шагом несущего винта с целью снижения вибраций); использование композиционных материалов в турбомашинах (новые смолы для изготовления корпусов и стенок газопроводов, композиты с металлической матрицей для горячих элементов); применение керамических материалов (лопатки турбин, работоспособные при высоких температурах).

В течение ближайшего десятилетия могут быть реализованы следующие усовершенствования: использование крыла изменяемой кривизны для роста аэродинамического качества и маневренности; оптимизация аэродинамической формы для снижения площади эффективной поверхности рассеяния (радиолокационного сечения) самолета и минимизации его заметности в инфракрасном диапазоне длин волн излучения; увеличение (в два раза) аэродинамического качества сверхзвуковых истребителей; улучшение характеристик аэроупругости крыла (уменьшение массы конструкции и повышение маневренности); увеличение (на 20%) отношения тяги к весу двигателей; систематическое использование принципов активного управления при надлежащем уровне надежности систем.

Короткие дистанции взлета и посадки (КВП) боевых самолетов могут быть обеспечены различными средствами (рис. 7). Наиболее очевидный путь заключается в повышении подъемной силы самолета (коэффициента  $c_y$ ) с помощью методов, основанных на эффекте суперциркуляции: обдув закрылков, вдув на носке крыла, выдувание струй в направлении размаха для увеличения вихревой составляющей подъемной силы. Другой подход — использование энергии выхлопных струй двигателей (обдув закрылков струями снизу, как на самолете YC-15, и обдув закрылков сверху, как на самолетах YC-14 и QSRA). Реверсеры тяги с большой относительной величиной противотяги позволяют существенно снизить пробег после приземления. Управление вектором тяги на боевых



●○ — F-16; †, ■ □ — F-15

a) — зависимость дистанции пробега и разбега от коэффициента подъемной силы для потребителей классической схемы; б) — влияние реверсирования тяги на дистанцию пробега при посадке с реверсом тяги

1 — взлет ( $G/S=3350 \text{ Н/м}^2$ ,  $n_x=+1,2$ ); 2 — посадка ( $G/S=2390 \text{ Н/м}^2$ ;  $n_x=-0,25$ ); 3 — максимальное торможение при касании ВПП, противотяга 50%,  $n_x=-0,75$ ; 4 — максимальное торможение при касании ВПП,  $n_x=-0,25$ ; 5 — реверсер тяги на верхней и нижней поверхностях фюзеляжа самолета F-15; 6 — заход на посадку; 7 — пробег после приземления; 8 — перекрытое основное сопло; 9 — исходная конфигурация: посадка с малым газом  $P=9000 \text{ Н}$ ; 10 — посадка с реверсированием тяги,  $\delta_n=130^\circ$ ,  $P=88000 \text{ Н}$

Рис. 7. Возможности уменьшения дистанций пробега и разбега боевых самолетов

самолетах обеспечивает характеристики КВП, повышает маневренность в воздушном бою, снижает заметность самолета. При этом подъемная сила увеличивается одновременно как за счет эффекта «струйного закрылка», так и за счет вертикальной составляющей вектора тяги.

УДК 629.735.33.014.16

## ОПТИМИЗАЦИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЦИРКУЛЯЦИЕЙ НА САМОЛЕТАХ С КОРОТКИМ ВЗЛЕТОМ И ПОСАДКОЙ\*

### ТРЕБОВАНИЯ К САМОЛЕТУ КВП

Самолеты КВП применяются как в гражданской, так и в военной авиации. Они могут совершать взлет и посадку на ВПП длиной менее 600 м с углами снижения и набора высоты в несколько раз больше, чем самолеты обычной конфигурации. Это обеспечивает улучшенные возможности полета над препятствиями и уменьшение шума на местности. Способность КВП крайне необходима для посадки на авианосец при продольной и вертикальной качке. Риск летного происшествия зна-

Схема самолета еще остается неопределенной, не исключено, что будут реализованы возможности, открывающиеся при использовании крыла обратной стреловидности.

Новый боевой самолет (например, разрабатываемый Францией по программе АСХ) будет создаваться на основе синтеза различных усовершенствований. Его схема может характеризоваться следующими основными свойствами: крыло типа «двойная дельта», относительно гибкое (с улучшенными характеристиками аэроупругости) при повышенных маневренных перегрузках с целью получения оптимального для режима маневрирования распределения крутки по размаху; крыло, снабженное системой автоматического изменения кривизны и системой выдувания струй в направлении размаха с целью управления вихревым отрывным течением над верхней поверхностью при больших углах атаки; переднее горизонтальное оперение для непосредственного управления подъемной и боковой силами; благоприятное аэродинамическое взаимодействие переднего оперения и крыла при больших углах атаки; фюзеляж плоской формы с плоскими поворотными соплами, дающими эффект суперциркуляции при малых скоростях полета и способствующими повышению маневренности на околозвуковых режимах полета; наличие мини-ЭВМ, обеспечивающей посредством электронно-оптической сети связи работу систем активного управления при аэродинамической неустойчивости по тангажу и рысканию; синтезированное представление информации в кабине экипажа [3].

1. Air et Cosmos, 1983, 2/VII, N 961, p. 18—20.
2. Air et Cosmos, 1983, 9/VII, N 962, p. 15—16.
3. Air et Cosmos, 1983, 16/VII, N 963, p. 17.

Референт Б. П. Круглов.

чительно снижается при уменьшении скорости захода на посадку. Преимущества самолета КВП достигаются за счет некоторого увеличения сложности систем, веса, стоимости и потребной мощности. При этом также возрастают требования к пилотажному мастерству и физическая нагрузка на летчика, неизбежные при управлении самолетом КВП.

Наиболее высокие характеристики самолета КВП достигаются при большой тяговооруженности. Для крыла самолета КВП коэффициент подъемной силы  $c_y$  должен быть большим, а площадь крыла необходимо увеличивать в режиме КВП для уменьшения удельной нагрузки на крыло и скорости сваливания. Одним из наиболее важных требований к самолету КВП является трансформация крыла в полете из конфигурации с высоки-

\* Loth J. L., Boasson M. Circulation controlled STOL wing optimization.

AIAA Paper N 83—0082.

ми несущими свойствами в крыло с малым сопротивлением при большой скорости. Это необходимо для высоких характеристик при наборе высоты и в крейсерском полете.

В режиме КВП летчик работает в условиях, соответствующих неустойчивой ветви кривой потребных тяг, т. е. при высоких физических нагрузках. Для сложного самолета КВП, по-видимому, желательно иметь единый орган управления снижением.

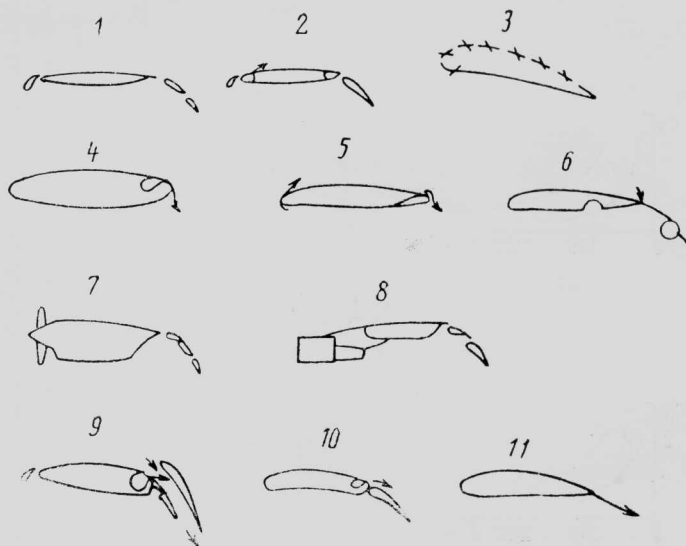
Для коротких ВПП участок приземления очень ограничен, вследствие этого диапазон углов наклона глиссады оказывается узким, а глиссада — очень крутой. Для снижения по такой глиссаде с узким «коридором» летчику необходима система непосредственного управления подъемной силой, с помощью которой можно изменять скорость снижения без изменения ориентации самолета в пространстве и скорости полета. Для сохранения хорошей видимости из кабины летчика крыло должно иметь большие коэффициенты  $c_y$  при углах тангажа, близких к нулю. Другой проблемой полета с малой скоростью является чувствительность к воздушным порывам. Поэтому эффективность поверхностей управления необходимо повышать, используя элероны и хвостовое оперение, расположенные в области истечения выхлопных газов двигателей.

При полете с большим коэффициентом  $c_y$  с обдувом струями или отклонением вектора тяги процедура приземления требует высокого мастерства пилотирования. На самолете обычной конфигурации выравнивание самолета перед приземлением начинается при отклонении ручки управления на себя. В положении с увеличенным углом тангажа угол атаки крыла повышается и пропорционально возрастает подъемная сила. Относительное увеличение подъемной силы определяет радиус кривизны траектории выравнивания. Однако на режиме КВП подъемная сила, создаваемая энергией струи, в основном не зависит от угла атаки. Поэтому отклонение рычага управления на себя, приводящее к увеличению угла тангажа и атаки, мало влияет на относительный рост подъемной силы. Таким образом, для высококачественного выполнения маневра выравнивания и достаточно мягкого приземления необходим запас энергии систем вдува, создающих повышенную подъемную силу.

Выбор оптимальных средств повышения подъемной силы крыла с использованием энергии струй для самолета КВП в значительной степени зависит от требований к крейсерскому режиму полета этого самолета. Многие системы являются эффективными и имеют рассмотренные выше характеристики. Ниже рассматривается оптимизация крыла самолета КВП применительно к крыльям, у которых острая задняя кромка заменяется скругленной поверхностью, на которой реализуется эффект Коанда (поверхностью Коанда).

#### КРЫЛЬЯ С ВЫСОКИМИ НЕСУЩИМИ СВОЙСТВАМИ

Крылья самолетов КВП можно разделить на четыре группы в зависимости от энергии, требуемой для создания подъемной силы.



1 — конфигурация крыла самолета КВП без использования энергии струи,  $c_{p,0} = 0$ ; 2 — УПС путем вдува,  $c_{p,0} < 0,02$ ; 3 — УПС путем отсоса,  $c_{p,0} < 0,004$ ; 4 — СУЦ,  $0,02 < c_{p,0} < 0,4$ ; 5 — модель А,  $0,02 < c_{p,0} < 0,4$ ; 6 — модель В,  $0,02 < c_{p,0} < 0,4$ ; 7 — система с отклонением спутной струи винта; 8 — закрылок, обдуваемый снизу реактивной струей; 9 — крыло с эжекторным закрылком; 10 — крыло с обдуваемым сверху закрылком; 11 — крыло со струйным закрылком  
Рис. 1. Способы увеличения подъемной силы путем использования энергии струй на крыльях самолетов КВП

1. Без энергии струй двигателей с помощью специальных закрылков и модификаций носка крыла.

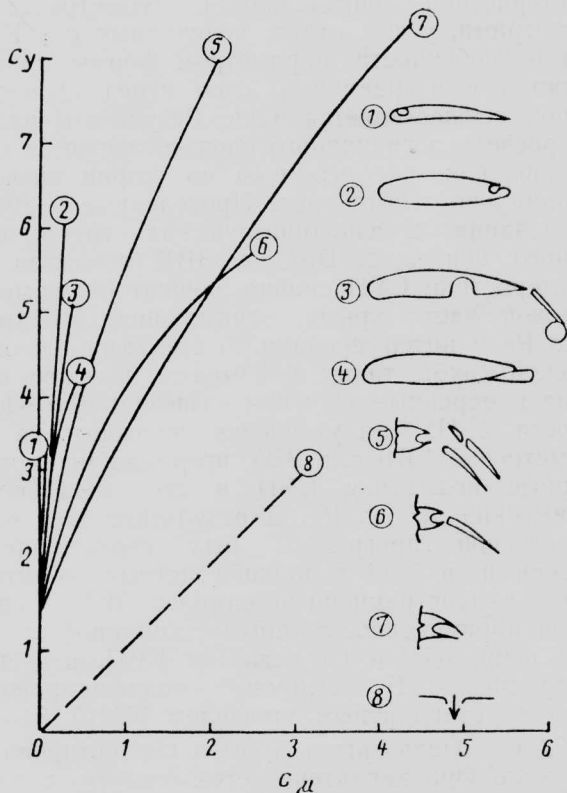
2. Малая энергия с помощью УПС путем отсоса или вдува. В этом случае коэффициент подъемной силы крыла зависит только от угла атаки.

3. Средняя энергия с помощью системы управления циркуляцией. Скругленная поверхность Коанда обдувается плоской пристеночной струей. Отклоняющаяся струя вызывает смещение задней критической точки вниз для суперциркуляции. Отрыв струи определяет положение задней критической точки и результирующий коэффициент подъемной силы.

4. Большая энергия за счет обдува выхлопными струями или отклонения вектора тяги.

Результирующий коэффициент подъемной силы зависит от того, насколько струя отклонена вниз. Значительная часть импульса отклоненной струи двигателя реализуется в виде направленной вперед подсосывающей силы на носке крыла. Это приводит к уменьшению потребной тяговой мощности двигателя.

Некоторые типичные конфигурации крыла для этих четырех групп представлены на рис. 1. Четко определить границу между потребной малой, средней и большой энергией трудно. Эта граница может быть оценена при рассмотрении энергии, необходимой для создания подъемной силы, по отношению к тяге двигателей для горизонтального полета. Рассмотрим характеристики выдуваемой струи с расходом  $m_j$  и скоростью  $V_j$ . Предполагается, что импульс вдува полностью реализуется в виде тяги. Энергетическая эффективность создания подъемной силы  $c_y/c_x$  связана с отношением потребной кинетической энергии вдува к тяге. Тяга равняется лобовому сопротивлению  $X$  ми-



1—управление пограничным слоем; 2—управление циркуляцией; 3—модель В; 4—модель А; 5—эжекторный закрылок; 6—закрылок с обдувом верхней поверхности; 7—струйный закрылок; 8—использование реактивной тяги  
 Рис. 2. Эффективность методов увеличения подъемной силы с использованием энергии струи

нус реализуемый (восстанавливаемый в виде тяги) импульс струи  $\dot{m}_j V_j$ :

$$\frac{N_B}{N_T} = \frac{0,5 \dot{m}_j V_j^2}{V_\infty (X - \dot{m}_j V_j)}$$

где  $N_B$  — мощность вдува;  $N_T$  — мощность тяги.

Определяя  $\bar{c}_p$  (отнесенное к крылу постоянной хорды) как средний коэффициент импульса струи, отнесенный к площади консолей крыла в крейсерской конфигурации  $S$  при убранном закрылке:

$$\bar{c}_p = \frac{\dot{m}_j V_j}{0,5 \rho V_\infty^2 S}$$

получаем:

$$\frac{N_B}{N_T} = \frac{V_j}{2V_\infty} \left/ \left( \frac{c_x}{\bar{c}_p} - 1 \right) \right. = \frac{V_j}{2V_\infty} \left/ \left( \frac{c_y}{\bar{c}_p} \cdot \frac{X}{Y} - 1 \right) \right.$$

Это отношение показывает, что потребная энергия вдува увеличивается с ростом  $\bar{c}_p$  пропорционально отношению скоростей  $V_j/V_\infty$ . Влияние отношения  $c_y/\bar{c}_p$  на потребную энергию вдува зависит от используемой системы повышения подъемной силы, как это показано на рис. 2.

Наименьшие энергетические затраты для увеличения подъемной силы крыла требуются в системах УПС путем вдува ( $c_p < 0,02$ ) или отсоса ( $c_q < 0,004$ ). В этом случае наклон кривой  $c_y/\bar{c}_p$  самый крутой и величина  $c_y/\bar{c}_p$  самая большая. Отсос не только обеспечивает очень большие углы атаки и высокие значения  $c_{y \max}$ , но значительно

уменьшает лобовое сопротивление за счет ламинаризации пограничного слоя. Весьма высокие характеристики КВП были получены для самолета МК-4, исследованного в Кембриджском университете (Великобритания). При коэффициенте отсоса  $c_q = V_{\text{ср. отс}}/V_\infty = 0,004$  был выполнен полет при угле атаки  $45^\circ$  и со скоростью 61 км/ч. В университете шт. Миссисипи (США) построено и испытано несколько легких самолетов с УПС, у которых мощность системы отсоса не превышала 20 л.с. Для улучшения видимости из кабины летчика при больших углах атаки разработано крыло изменяемой кривизны. Малые затраты энергии в системе отсоса могли бы сделать самолет МК-4 очень перспективным, однако проблемы конструирования и эксплуатации, обусловленные большим числом микроотверстий отсоса, ограничивают его применение. Другим эффективным средством УПС и создания подъемной силы является повышение энергии пограничного слоя (ПС) путем умеренного вдува при  $c_p < 0,02$ . Положение острой задней кромки крыла, на которой выполняется условие Кутта, определяет циркуляцию и подъемную силу крыла.

Средние энергетические затраты на увеличение подъемной силы используются в системе управления циркуляцией (СУЦ) при  $c_p < 0,4$ , которая характеризуется меньшим коэффициентом эффективности создания подъемной силы, чем система УПС, однако она обладает многими эксплуатационными преимуществами на режимах КВП, которые будут рассмотрены ниже.

При применении высокоэнергетических методов увеличения подъемной силы путем отклонения вниз реактивных струй двигателей величина  $c_p$  может быть большей. Хотя коэффициент эффективности в этом случае мал, этот недостаток компенсируется тем, что импульс струи полностью реализуется в виде реактивной силы (тяги).

Примерами подобных систем являются: эжекторный закрылок, закрылок с обдувом верхней поверхности и струйный закрылок. Наибольшие затраты энергии имеют место в системе увеличения подъемной силы с помощью подъемных двигателей, не создающих горизонтальной проекции силы тяги. Угол наклона кривой  $c_y(c_p)$  в этом случае равен  $45^\circ$  (рис. 2), что соответствует коэффициенту эффективности  $c_y/\bar{c}_p = 1,0$ . При больших значениях  $c_p$  реактивный импульс струи может давать значительный вклад в увеличение тяги.

После схода с поверхности плоского крыла струя отклоняется назад в направлении набегающего потока. Таким образом, импульс струи может реализовываться в форме тяги. Это было доказано для струйного закрылка. Криволинейная траектория отклонения струи набегающим потоком определяется условием баланса центробежных сил и сил, создаваемых разностью давлений во внешнем потоке на границах струи. Составляющая сил давления на поверхностях струи в направлении, параллельном  $V_\infty$ , вносит вклад в «восстановление» тяги в форме подсосывающей силы на носке крыла. Остальная часть импульса струи, реализуемая в форме тяги, представляет собой составляющую реакции струи на задней кромке крыла, параллельную направлению  $V_\infty$ . Только для плоского крыла без схода потока вниз сум-



марный эффект этих двух составляющих тяги равен полному импульсу струи. Перепад давления по нормали к следу струи можно также представить в виде завихренности, которая имеет некоторое конечное значение на выходе струи из крыла и уменьшается до нуля по мере поворота струи в направлении набегающего потока. В результате этого создается конечная нагрузка на задней кромке крыла, определяющая граничные условия, необходимые для расчета доли подъемной силы, обусловленной отклонением струи внешним потоком.

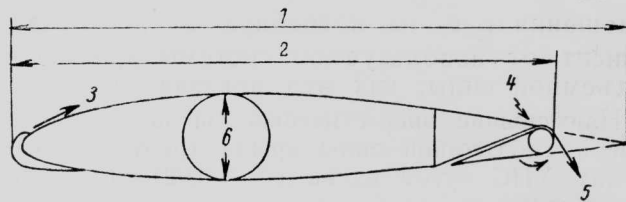
В системах увеличения подъемной силы, основанных на принципе управления циркуляцией или обдува верхней поверхности закрылка, струя не сразу отрывается от поверхности крыла. В процессе прохождения поверхности крыла значительная часть ее импульса теряется за счет касательных напряжений и не реализуется в виде тяги. Это особенно важно в том случае, когда длина прохождения струи у поверхности достаточно велика по сравнению с начальной толщиной струи, или коэффициент  $c_p$  мал, или отношение  $V_j/V_\infty$  велико. В СУЦ струя обтекает скругленную заднюю кромку. Радиальный градиент давления в струе создает небольшое давление на поверхности. Это приводит к тому, что струя остается на скругленной задней поверхности крыла до обусловленных эффектом Коанда углов отклонения, достигающих  $180^\circ$ . В горизонтальном полете смещение назад задней критической точки определяется отрывом струи от поверхности. Поворот струи на искривленной поверхности ограничивается положительным градиентом давления, создаваемым потоком под крылом.

Идея создания подъемной силы за счет управления циркуляцией принадлежит Давидсону (патент Великобритании 1960 г.). Исследования крыла эллиптического профиля проводились в Кэмбриджском университете, где были выполнены первые аналитические расчеты пристеночной струи на поверхности Коанда эллиптического профиля. Многообещающие результаты побудили управление научно-исследовательских работ ВМС США (ONR) проводить дальнейшие исследования по СУЦ. При использовании СУЦ для создания подъемной силы не возникает эксплуатационные проблемы, свойственные системе УПС, в которой осуществляется отсос через многочисленные небольшие отверстия. Эти отверстия легко забиваются грязью, дождем или льдом, что может привести к существенному снижению характеристик. В ВМС изучалась возможность использования эллиптических поверхностей с СУЦ на лопастях несущего винта вертолета для увеличения подъемной силы и скорости полета при наличии полного обращения картины обтекания прикомлевых участков лопастей. Эти исследования проводились в корабельном научно-испытательном центре (NSDRC). В результате исследований был построен вертолет с управляемой циркуляцией ХН2 ССР. В Западно-Виргинском университете (ЗВУ) проводились исследования в аэродинамической трубе эллиптических профилей с СУЦ. Была разработана вычислительная программа, по которой рассчитываются характеристики эллиптического профиля с управляемой циркуляцией. Эти

характеристики определяются геометрическими параметрами, углом атаки, величинами  $c_p$ ,  $V_j/V_\infty$ ,  $Re$  и в особенности параметром формы профиля скоростей в пограничном слое перед щелью, из которой осуществляется вдув. Результаты численного расчета пограничного слоя согласуются с полем давления, рассчитанным по теории внешнего потенциального обтекания. Проведенные в 1970 г. исследования в аэродинамических трубах корабельного центра NSDRC и ЗВУ показали, что характеристики СУЦ сильно зависят от геометрии хвостовой части крыла, занимающей 5% хорды. Число  $Re$  и интерференция со стенками аэродинамической трубы также оказывают большое влияние на измеренные значения коэффициента эффективности СУЦ. Для уточнения некоторых из этих параметров в 1970 г. в ЗВУ предложили провести натурные испытания СУЦ в свободном полете при высоких числах  $Re$ . В результате этой исследовательской программы был сконструирован, построен и в 1974 г. прошел летные испытания первый демонстрационный самолет ЗВУ с управляемой циркуляцией. Эллиптический профиль оказался непригодным на режимах КВП, и для демонстрации СУЦ выбрано модифицированное крыло со стандартным профилем NASA 64—415. В 1971 г. модель крыла А была спроектирована и построена. Она характеризуется тем, что в полете происходит трансформация скругленной задней поверхности для увеличения подъемной силы в хвостовую часть крыла с острой задней кромкой малого сопротивления для полета с большой скоростью; при этом простой закрылок, входящий в СУЦ, складывается и полностью убирается в специальное углубление. Воздух низкого давления, подаваемый к хвостовой части крыла, позволяет использовать как систему с обдувом верхней поверхности до больших углов отклонения, так и СУЦ со складывающимися вперед и убираемым в крыло закрылком (рис. 3). Модель крыла А с длиной хорды 1,22 м и размахом 2,44 м была построена в ЗВУ и испытана в аэродинамической трубе центра NSDRC. Результаты испытаний можно обобщить следующим образом:

а) моменты тангажа, связанные со складыванием закрылка вперед и его убиранием, имеют приемлемую величину;

б) при вдуве коэффициент подъемной силы, отнесенный к хорде крыла в крейсерской конфигурации, увеличивается после того, как закрылок сложен и убран; таким образом, характеристики СУЦ лучше, чем у закрылка с верхним обдувом;



1 — хорда крыла для обычного взлета и посадки,  $b_1 = 1,24$  м; 2 — хорда крыла самолета КВП,  $b_2 = 0,88b_1$ ; 3 — вдув у передней кромки;  $l = R/b_2 = 2,68$ ; 5 — вдув в СУЦ; 6 —  $T/b_2 = 0,165$

Рис. 3. Модель крыла А для самолета КВП

в) в конфигурации с СУЦ длина хорды должна быть увеличена, а не уменьшена на 12%, как это было в модели А;

г) равномерного распределения вдува через щель при низком давлении воздуха достичь трудно, поэтому рекомендуется использовать подвод воздуха высокого давления;

д) отклоняемый носок крыла позволяет предупредить передний срыв даже без вдува в области передней кромки.

Результаты испытаний СУЦ можно выразить с помощью следующего эмпирического соотношения:

$$c_y = \alpha \left( \frac{\partial c_y}{\partial \alpha} \right)_{c_p = \text{const}} + c_p \left( \frac{\partial c_y}{\partial c_p} \right)_{\alpha = \text{const}}$$

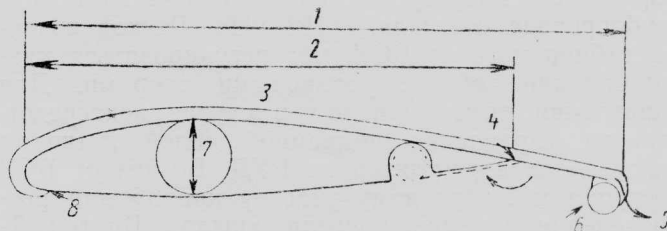
При испытаниях в аэродинамической трубе модели А было показано, что

$$\left( \frac{\partial c_y}{\partial \alpha} \right)_{c_p} = 5 \text{ рад}^{-1}; \quad \left( \frac{\partial c_y}{\partial c_p} \right)_{\alpha} = \frac{3,5}{V c_p}$$

Небольшие значения этих коэффициентов связаны с тем, что они относятся к большей хорде в крейсерской конфигурации.

По результатам испытаний модели А разработана и испытана в аэродинамической трубе ЗВУ модель крыла В (рис. 4). Была усовершенствована схема трансформации в полете скругленной поверхности СУЦ в конфигурацию с острой задней кромкой с малым сопротивлением. При выпущенном закрылке со скругленной задней поверхностью в режиме управления циркуляцией хорда увеличивается на 20%. Воздухопровод низкого давления заменен на трубопровод высокого давления. Прилегающая сверху к воздухопроводу поверхность его крепления к закрылку подвергалась механической обработке с тем, чтобы получить плоское сверхзвуковое сужающееся-расширяющееся щелевое сопло с шириной в критическом сечении 0,3 мм (рис. 5). Это сверхзвуковое сопло обеспечивает подачу первичного воздуха во внутренний эжектор с выходной щелью шириной 1,27 мм. Внутренний эжектор необходим для уменьшения отношения  $V_j/V_\infty$  с целью усиления эффекта Коанда. Поскольку температура воздуха в воздухопроводе высокая (157°C), эжектор необходим также для охлаждения закрылка СУЦ. Проходящий через полый закрылок отсасываемый воздух уменьшает температуру конструкции вблизи крыльцевого топливного бака. Кроме того, внутренний эжектор удаляет заторможенную часть пограничного слоя на верхней поверхности через щель, расположенную вблизи шарнира закрылка. Радиус носка крыла был уменьшен до величины радиуса скругленной поверхности Коанда в СУЦ, равной 3,8 см. Результаты испытаний модели В в аэродинамической трубе могут быть выражены с помощью того же эмпирического соотношения, при этом коэффициенты увеличиваются на 20%, так как они относятся к хорде крыла в крейсерской конфигурации:

$$\left( \frac{\partial c_y}{\partial \alpha} \right)_{c_p} = 5,5 \text{ рад}^{-1} \quad \text{и} \quad \left( \frac{\partial c_y}{\partial c_p} \right)_{\alpha} = \frac{6,6}{V c_p}$$



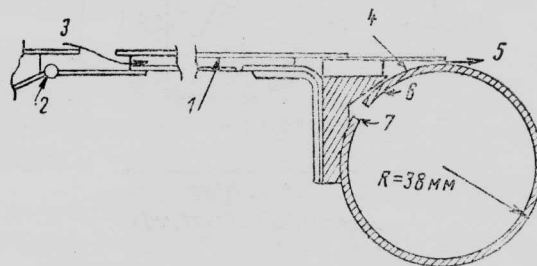
1—хорда крыла самолета КВП,  $b_2=1,2 b_1$ ; 2—хорда крыла для обычного взлета и посадки,  $b_1=1,16$  м; 3—аэродинамический гребень; 4—УПС путем отсоса с помощью эжектора, расход воздуха 1 кг/с; 5—расход в СУЦ 2 кг/с; 6—воздухопровод сжатого воздуха диаметром 7,6 см,  $R/b_2=0,0275$ , расход 1 кг/с при избыточном давлении 193 кПа; 7— $T/b_2=0,133$ ; 8—отклоняемый носок

Рис. 4. Модель В крыла демонстрационного самолета КВП со складывающимся вперед и убираемым закрылком

Испытания модели В в аэродинамической трубе проводились при небольшом числе  $Re=4,5 \times 10^6$ . Во время испытаний расход вдуваемого воздуха в СУЦ и отсасываемого вблизи шарнира закрылка контролировался отдельно. Поддерживалось соотношение  $\dot{m}_{отс} = \frac{1}{2} \dot{m}_j$ . Эффект от использования

отсоса оценивался путем перекрытия щели. При испытаниях с выпущенным закрылком в случае отсутствия УПС путем отсоса коэффициент подъемной силы  $c_y$  уменьшается при всех углах атаки. При отклонении закрылка на  $15^\circ$   $c_{y \max}$  уменьшается на 8%. Это свидетельствует о повышении эффективности СУЦ в случае уменьшения параметра формы профиля скоростей пограничного слоя перед вдувом струи на поверхности Коанда, особенно когда внешний поток должен быть повернут на  $15^\circ$  на линии шарнира закрылка.

Характеристики модели В во время испытаний в аэродинамической трубе оказались удовлетворительными, и эта модель была выбрана для натурных летных испытаний. Построен демонстрационный самолет с СУЦ на базе самолета BEDE 4. К конструкции самолета не предъявлялось каких-либо специальных требований, кроме требований воспроизведения всех особенностей СУЦ. Для создания тяги, независимой от работы системы вдува, был выбран поршневой двигатель мощностью 182 л. с. Вспомогательная силовая установка (ВСУ) GTC 85-72 мощностью 203 л. с. обеспечивала для СУЦ расход отбираемого от компрессора воздуха, равный 1 кг/с. На уровне



1—полый гофрированный закрылок с соединением, допускающим температурные расширения; 2—шарнир закрылка; 3—УПС путем отсоса; 4—эжектор для увеличения числа  $Re$  струи и обеспечения УПС на шарнире закрылка; 5—щель шириной 1,27 мм с максимальным расходом 1 кг/с воздуха в СУЦ; 6—щель шириной 0,3 мм; 7—отверстия диаметром 6,3 мм с шагом 19 мм для подвода воздуха высокого давления

Рис. 5. Система управления циркуляцией с внутренним эжектором в закрылке демонстрационного самолета

моря при температуре 157°C давление воздуха в трубопроводе составляло 158 кПа. Расход воздуха, отбираемого от ВСУ, мог регулироваться клапаном-задвижкой с роликовыми опорами. Для управления этим клапаном в случае непосредственного управления подъемной силой летчиком использовался регулятор на РУД. Воздух от ВСУ поступал к Т-образному участку канала для распределения на две консоли крыла. Внутри Т-образного участка помещалась распределительная заслонка, соединенная с обычной системой управления элеронами с регулируемым кинематическим коэффициентом проводки управления. Это позволяло летчику использовать дифференциальный вдув на малых скоростях полета для увеличения эффективности поперечного управления. Этот режим управления не был исследован в полете. Т-образный распределительный участок воздухопровода должен размещаться по оси шарниров закрылков, чтобы он мог использоваться в системе привода закрылка. Этот трубопровод жестко соединен с закрылком, и через него закрылок приводится в действие с помощью червячного механизма, работающего от электродвигателя мощностью 2 л. с. На каждом конце привода закрылка располагался полый коленчатый элемент соединения с трубопроводом СУЦ, диаметр которого 7,5 см. Этот трубопровод передавал требуемый крутящий момент закрылку. Трубопровод горячего воздуха СУЦ мог свободно расширяться и соединяться с полым закрылком при помощи скользящего соединения. Полый закрылок, через который проходит отсосанный воздух внутреннего эжектора, крепится к крылу посредством шомпольного шарнира. В рабочем состоянии трубо-

провод СУЦ может удлиняться более чем на 1 см без изменения формы щелей вдува.

Для более эффективного распределения аэродинамической нагрузки по размаху на крыле пришлось установить аэродинамические гребни, а также небольшие гребни для крепления системы закрылка к жесткой конструкции вблизи главного лонжерона. Около 5% всего расхода воздуха поступало для обдува верхней поверхности каждого элерона. Подаваемый воздух охлаждался, и расход его увеличивался вдвое с помощью эжектора, расположенного в корневой части крыла. Обдуваемые элероны могли отклоняться вниз на 20° для наибольшего увеличения коэффициента подъемной силы крыла.

Постройка демонстрационного самолета с СУЦ в ЗВУ была закончена в 1974 г., и 10 апреля этого года были начаты летные испытания. Хотя относительное удлинение самолета составляло только 7,15 и закрылок с СУЦ занимал только 58% размаха, характеристики этого самолета почти совпадали с характеристиками, полученными на модели крыла *B* постоянной хорды, испытания которой проводились в аэродинамической трубе при малых числах *Re*. Характеристики, полученные во время летных испытаний крыла с СУЦ, могут оцениваться по использованной выше эмпирической формуле. Для убранного закрылка в крейсерской конфигурации наклон кривой коэффициента подъемной силы  $\left(\frac{\partial c_y}{\partial \alpha}\right)_{c_p}$  равен 5,1.

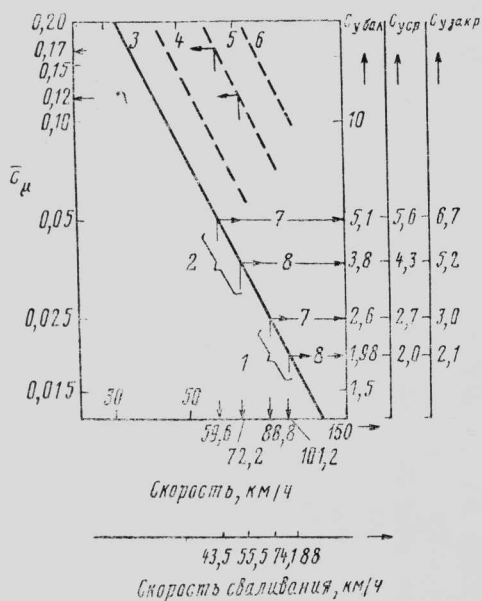
На величину  $\frac{\partial c_y}{\partial c_p}$  значительное влияние оказывает спутная струя воздушного винта. Экспериментально эту величину можно оценить только на режиме сваливания при неработающем двигателе,

при этом  $\left(\frac{\partial c_y}{\partial c_p}\right)_{\alpha} = \frac{6,6}{V c_p}$ . Максимальные коэффициенты подъемной силы в начале сваливания

(рис. 6) показывают высокую эффективность СУЦ при очень умеренных скоростях вдува. Например, при отсутствии тяги винта величина  $c_{y \max}$  может быть увеличена с 2,0 до 4,3 путем отклонения вдуваемого потока и увеличения величины  $c_p$  от 0 до 0,12. Следует отметить, что эти значения отнесены к площади крыла в крейсерской конфигурации, а не к большей на 12% площади крыла с СУЦ при выпущенном закрылке.

Было показано, что складывание и уборка закрылка в крыло не представляют трудностей для летчика. При больших углах поворота закрылка скорость воздуха в зоне ниже шарнира закрылка очень мала и движение закрылка в этой почти застойной области вполне возможно, если выполняется быстро. Непрерывный процесс уборки закрылка из полностью выпущенного положения ( $\beta=0$ ) до убранного ( $\beta=173^\circ$ ) занимает только 4 с. В полете на выпуск закрылка тратится всего 2,5 с, и это проявляется в виде толчка, который не создает трудностей при управлении.

Измеренные значения усилия на ручке управления, угла отклонения руля высоты и угла отклонения закрылка представлены на рис. 7. Максимальное толкающее усилие на ручке управления



1 — без вдува; 2 — вдув при полном избыточном давлении 90 кПа; 3 —  $c_{y \max}$  при полном весе самолета; 4 —  $c_p$  при давлении 41 кПа; 5 —  $c_p$  при давлении 90 кПа; 6 —  $c_p$  при давлении 159 кПа; 7 — мощность на валу винта 135 л. с.; 8 — при отсутствии тяги винта

Рис. 6. Характеристики несущей способности крыла демонстрационного самолета с тягой винта и без нее при различных давлениях воздуха в СУЦ

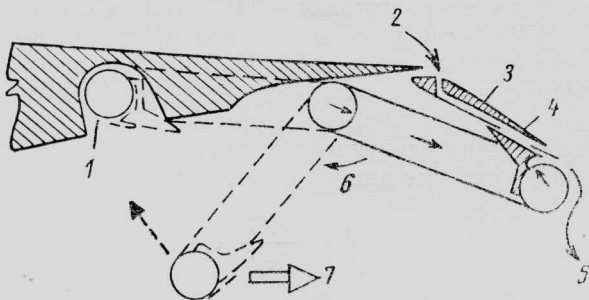


1 — усилие на ручке управления; 2 —  $\delta_{ст}$   
 $\Delta - V = 130$  км/ч;  $\circ - V = 148$  км/ч

Рис. 7. Изменение усилия на ручке управления и угла отклонения цельноповоротного стабилизатора демонстрационного самолета в процессе выпуска и уборки закрылков

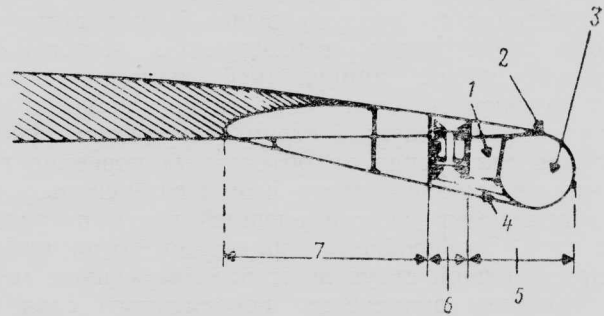
рулем высоты составило 8,0 кгс. Балансировочное усилие при полностью выпущенных закрылках равно 5 кгс.

Недостатки модели В следующие. Трубопровод привода закрылка должен располагаться на линии шарниров закрылка, и это ограничивает положение углубления в крыле, где должен находиться трубопровод СУЦ. Кроме того, крутящий момент при повороте закрылка и сопротивление крыла, когда закрылок находится в вертикальном положении, довольно большие. Эти недостатки могут быть устранены, если использовать представленную на рис. 8 схему закрылка СУЦ. В этом варианте обычный скользящий закрылок Фаулера используется либо отдельно, либо вместе с трубопроводом СУЦ, и трубопровод может находиться в углублении в любом месте крыла. Выпуск закрылка с трубопроводом СУЦ осуществляется при небольшом крутящем моменте и вызывает только минимальные изменения сопротивления и продольной балансировки. В режиме работы СУЦ элементы конструкции, относящиеся к системе отсоса, надежно крепят трубопровод СУЦ к задней кромке закрылка Фаулера. Новая схема закрылка



1—трубопровод, убранный в углублении крыла; 2—УПС путем отсоса; 3—закрылок Фаулера, используемый независимо от СУЦ; 4—соединение внутреннего эжектора с закрылком при использовании отсоса; 5—СУЦ путем обдува поверхности Коанда; 6—рычаг привода закрылка и трубопровод СУЦ; 7—малое сопротивление

Рис. 8. Вариант конструкции закрылка СУЦ со круглой поверхностью Коанда



1—камера давления; 2—сопло; 3—воздухопровод отбираемого от двигателей воздуха; 4—тепловой барьер; 5—горячий отсек (титановый сплав); 6—участок теплового расширения (сталь); 7—холодный отсек (алюминиевый сплав)

Рис. 9. Схема модифицированной хвостовой части крыла демонстрационного самолета А-6А с СУЦ

СУЦ исследуется в Западно-Виргинском университете.

Дальнейшие исследования по применению СУЦ на крыльях самолетов КВП проводились в центре NSDRС. В июне 1974 г. было предложено модифицировать самолет А-6А фирмы Грумман для исследований СУЦ. В аэродинамической трубе испытывалось крыло самолета А-6А без хвостового оперения. Результаты соответствовали ранее полученному эмпирическому соотношению при

$$\left(\frac{\partial c_y}{\partial \alpha}\right)_{c_p} = 5 \text{ рад}^{-1} \text{ и } \left(\frac{\partial c_y}{\partial c_p}\right)_{\alpha} = \frac{6,2}{V c_p}$$

Относительное удлинение самолета А-6А составляло 5,31. Экспериментальные данные подтвердили ограниченные результаты летных испытаний демонстрационного самолета ЗВУ с СУЦ. Модификация крыла самолета А-6А оказалась очень сложной, поскольку приходилось использовать крыло серийного самолета. Углубление для размещения трубопровода СУЦ отсутствовало, и при большой крейсерской скорости трубопровод оставался снаружи. Из-за очень высокой температуры и давления воздуха, отбираемого от двигателя самолета, потребовались титановые сплавы (рис. 9). Летные испытания модифицированного самолета А-6А с СУЦ проводились фирмой Грумман в 1979 г. Исследования характеристик управляемости в полете подтвердили возможность практического применения СУЦ.

#### ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ СУЦ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ВНУТРЕННЕГО ЭЖЕКТОРА

Коэффициент эффективности вдува является мерой оптимизации крыла с СУЦ. Отношение  $N_b/N_T$  будет небольшим, если  $\bar{c}_p$  и  $V_j/V_\infty$  невелики. Обычно для вдува используется воздух от компрессоров основных двигателей, в большинстве случаев только воздух высокого давления (более 2—3 атм). Благодаря высокому давлению уменьшаются требуемые размеры воздухопроводов. Проведенные испытания двигателя J52-P-8А показали, что при давлении 3—13 атм массовый расход отбираемого воздуха может достигать 16%, что сопровождается большими потерями тяги. Например, при расходе воздуха, составляющем 5%, потери тяги равны 10%. Только 1/3 этих 10%-ных потерь реализуется в виде импульса струи  $\dot{m}_j V_j$ ,

который можно использовать в СУЦ. При давлении отбираемого воздуха выше 2 атм струя на выходе сопла имеет сверхзвуковую скорость  $V_c$ . Хотя управление циркуляцией возможно и для сверхзвуковой пристеночной струи, однако значительная часть импульса струи расходуется на преодоление сил трения на обтекаемых поверхностях. Только оставшаяся часть импульса используется для увеличения энергии внешней части пограничного слоя. Это особенно характерно, когда толщина пристеночной струи во много раз меньше местной толщины вытеснения пограничного слоя  $\delta^*$ . При постоянной величине  $c_{p,j}$  толщина пристеночной струи  $t$  обратно пропорциональна отношению скоростей  $V_j/V_\infty$ . Таким образом, большая величина отношения  $V_j/V_\infty$  и малая величина отношения  $t/\delta^*$  требуют, чтобы за соплом было достаточное расстояние для зоны смещения струи с целью ее проникновения в толщу пограничного слоя. Из-за большого отношения  $V_j/V_\infty$  создаются большие пристеночные напряжения сдвига, что в сочетании с большой протяженностью зоны смещения приводит к значительным потерям импульса. Если величина  $V_j/V_\infty$  слишком мала, то даже при больших значениях  $c_{p,j}$  радиальный градиент давления в струе, отклоняющейся в результате действия эффекта Коанда, оказывается недостаточным для безотрывного обтекания. На режиме КВП оптимальной является дозвуковая скорость  $V_j$ . Наиболее простым способом сохранения импульса потока высокого давления является использование внутреннего эжектора. В этом случае обеспечивается эффективный переход от сверхзвуковой скорости  $V_c$  на срезе сопла к дозвуковой скорости  $V_j$  на выходе эжектора без потерь импульса.

Теория эжекторных увеличителей тяги, разработанная Карманом, применима только для идеального несжимаемого потока, однако она позволяет установить связь между отношением площадей сечений каналов эжектора  $\sigma$  и такими параметрами, как отношение скоростей, отношение расходов и усиление импульса струи. Относительная площадь  $\sigma$  есть отношение высоты выходного сечения сопла первичного потока к высоте выходного сечения канала эжектируемого потока, которое определяет толщину пристеночной струи  $t$ . Из теории эжекторных увеличителей тяги следует, что повышение расхода определяется соотношением

$$\dot{m}_j/\dot{m}_c = \frac{1}{\sigma} V_j/V_c,$$

где

$$V_j/V_c = \frac{-\sigma(1-2\sigma) + \sqrt{2\sigma - 6\sigma^2 + 6\sigma^3 - 2\sigma^4}}{1-2\sigma + 2\sigma^2}.$$

При  $\sigma = 0,25$  отношение  $V_j/V_c$  равно 0,535, откуда следует  $\dot{m}_j/\dot{m}_c = 2,14$ . Массовый расход эжектируемого газа  $\dot{m}_{эж}$ , обеспечивающего УПС с помощью отсоса, определяется соотношением

$$\dot{m}_{эж}/\dot{m}_c = \dot{m}_j/\dot{m}_c - 1 = 1,14.$$

Относительное увеличение тяги равно:

$$c_{p,j}/c_{p,c} = (\dot{m}_j/\dot{m}_c)(V_j/V_c) = 1,14.$$

Если обозначить через  $b$  хорду крыла в крейсерской конфигурации, то

$$c_{p,j} = \frac{I_{эж}}{0,5\rho V_\infty^2 b}$$

и

$$c_{p,c} = \frac{I_c}{0,5\rho V_\infty^2 b},$$

где  $I_{эж}$  — импульс на выходе эжектора;  $I_c$  — импульс на выходе внутреннего сопла эжектора.

Теоретическое увеличение коэффициента импульса струи уравнивается потерями за счет трения во внутреннем эжекторе, но благодаря быстрому смещению струи внутри эжектора уменьшаются общие потери импульса на преодоление сил трения у стенок.

Влияние величин  $V_j/V_\infty$ ,  $c_{p,j}$  и  $t/\delta^*$  на уменьшение импульса струи за счет пристеночных касательных напряжений можно легко рассчитать. Из теории Блазиуса при турбулентном пограничном слое на плоской пластине можно получить зависимости для толщины вытеснения пограничного слоя  $\delta^*$  и коэффициента поверхностного трения  $c_f$  от числа Рейнольдса. На режиме КВП скорость набегающего потока может быть  $V_\infty = 30$  м/с, а число  $Re$  на крыле  $V_\infty b/\nu$  равно  $\sim 10^5$ . Если допустить, что отбираемый от двигателя воздух проходит через компрессор и трубопровод изэнтропически, то после расширения до давления окружающей среды в изэнтропическом сопле его статическая температура и плотность будут соответствовать внешним условиям. Результирующий коэффициент импульса плоской струи можно вычислить по следующей формуле:

$$c_p = \frac{\dot{m}_j V_j}{0,5\rho V_\infty^2 b} = 2(t/b)(V_j/V_\infty)^2.$$

При управлении циркуляцией максимальная величина  $c_p$  равна  $\sim 0,37$ . Однако даже при такой высокой интенсивности вдува толщина пристеночной струи  $t$  составляет очень малую долю хорды крыла  $b$ . При близкой к оптимальной дозвуковой относительной скорости пристеночной струи ( $V_j/V_\infty = 7$ ) отношение  $t/b$  равно 0,0037. Без эжектора и при избыточном давлении вдува 1,6 атм изэнтропическое течение пристеночной струи становится сверхзвуковым ( $V_j = 425$  м/с). На режиме КВП при  $V_\infty = 30$  м/с это приводит к тому, что отношение скоростей ( $V_j/V_\infty = 14$ ) становится большим, а щель очень узкой ( $t/b = 0,0009$ ). Используя приближенную формулу Блазиуса для толщины турбулентного пограничного слоя  $\delta$  на плоской пластине длиной  $b$ , получаем

$$\delta/b = \frac{0,37}{Re_b^{0,2}}.$$

При  $Re_b = 10^5$  отношение  $\delta/b$  равно 0,037.

Из последних двух выражений, в которые входят отношения  $t/b$  и  $\delta/b$ , можно получить отношение величины турбулентного пограничного слоя  $\delta$  к максимальной толщине пристеночной струи. Для дозвуковой пристеночной струи

( $V_j/V_\infty = 7$ )  $\delta/t = 10$ , а для сверхзвуковой ( $V_j/V_\infty = 14$ )  $\delta/t = 40$ . Следует отметить, что максимальная толщина пристеночной струи  $t$  меньше толщины вытеснения пограничного слоя  $\delta^*$ . Для турбулентного пограничного слоя (ПС) на плоской пластине  $\delta^* = 1/8\delta$  или  $\dot{m}_{п.с} = (\delta - \delta^*)\rho_\infty V_\infty = 7/8\rho V_\infty$ . При более высоких давлениях вдува или меньших значениях  $c_\mu$  отношение  $\delta/t$  становится еще больше.

В случае использования внутреннего эжектора при отношении  $\dot{m}_{эж}/\dot{m}_j$ , равном 1,2, относительный массовый расход воздуха, который может быть удален путем отсоса из турбулентного пограничного слоя с профилем Блазиуса, равен:

$$\frac{\dot{m}_{эж}}{\dot{m}_{п.с}} = \frac{0,5\dot{m}_j}{(\delta - \delta^*)\rho_\infty V_\infty} = \frac{c_\mu}{3,5(\delta/b)(V_j/V_\infty)}$$

Для дозвуковой пристеночной струи при  $V_j/V_\infty = 7$ ,  $c_\mu = 0,37$  и  $\delta/b = 0,037$  скорость отсоса в эжекторе составляет  $\dot{m}_{эж} = 40\% \dot{m}_{п.с}$ . Удаление путем отсоса даже нескольких процентов расхода газа в пограничном слое значительно улучшает параметр формы профиля скоростей пограничного слоя и повышает скорость перемешивания после выхода пристеночной струи из эжектора.

Преимущества быстрого смешения заключаются в том, что оно снижает потери на пристеночные касательные напряжения. Средний коэффициент поверхностного трения для пристеночной струи зависит от числа  $Re$  струи:  $Re_j = V_j t / \nu$ . Здесь  $e$  есть отношение расстояния, отсчитываемого от щели вдува пристеночной струи, к ширине щели  $t$ . Используя приближенную формулу Блазиуса, можно получить средний коэффициент поверхностного трения

$$c_f = \frac{0,296}{Re_j^{0,2}} = \frac{0,296}{[e(t/b)(V_j/V_\infty)Re_b]^{0,2}}$$

Доля  $f$  потерь импульса пристеночной струи в пристеночном сдвиговом слое равна:

$$f = \frac{c_f \cdot 0,5\rho V_j^2 e t}{\dot{m}_j V_j} = 0,5 e c_f$$

Для дозвуковой струи при  $V_j/V_\infty = 7$ ,  $t/b = 0,0037$ ,  $c_\mu = 0,37$  и  $Re_b = 10^5$  получаем

$$f_{\text{дозвук}} = 0,03e^{0,8}$$

Приближенная доля потерь импульса струи на касательные напряжения при расстоянии  $0,5\delta$  от выхода пристеночной струи определяется для  $e = 0,5\delta/t = 5$ :

$$f_{\text{дозвук}} = 10\%$$

В случае отсутствия внутреннего эжектора и при сверхзвуковой пристеночной струе ( $V_j/V_\infty = 14$ ,  $c_\mu = 0,37$  и  $Re_b = 10^5$ )

$$f_{\text{сверхзв}} = 0,07e^{0,8}$$

а приближенная доля потерь импульса струи на

касательные напряжения при расстоянии  $0,5\delta$  после выхода струи при  $e = 0,5\delta/t = 20$ :

$$f_{\text{сверхзв}} = 76\%$$

Такое различие потерь на касательные напряжения показывает преимущества использования дозвуковой пристеночной струи. На режиме КВП при высоком давлении подводимого к СУЦ воздуха скорость этой струи необходимо уменьшать с помощью внутреннего эжектора.

В настоящее время имеются эффективные численные методы расчета характеристик для крыла самолетов КВП с СУЦ. Развитие двумерного пограничного слоя, отсос пограничного слоя, процесс эжекции и отрыв потока с учетом эффекта Коанда можно исследовать с помощью современных методов расчета вязких течений. Необходимо разделять поле течения на отдельные области с одинаковыми давлениями и скоростями на смежных границах. При этом решение для внешнего потенциального поля течения срывается с решением уравнений параболического типа для пограничного слоя. Вблизи отверстий отсоса и вдува решение соответствует уравнениям эллиптического типа. Разработана методика для учета влияния отсоса или вдува на область течения выше по потоку. Это влияние обусловлено кривизной местного поля течения, а не уменьшением толщины вытеснения пограничного слоя. Эффекты эжекции приводят к более благоприятным градиентам давления в области перед щелью, что способствует подавлению тенденции к отрыву, которая обычно обусловлена положительным градиентом давления во внешнем невязком течении. Эжекция приводит к уменьшению толщины пограничного слоя вверх по потоку. Удаление пограничного подслоя через щель отсоса усиливает эффект Коанда.

Проведенные исследования показали, что управление циркуляцией путем обдува скругленной задней поверхности крыла очень важно для самолетов КВП. СУЦ позволяет непосредственно управлять подъемной силой, движением по крену путем дифференциального вдува и обеспечивать видимость из кабины летчика в горизонтальном положении при заходе на посадку. Требуемые для СУЦ расходы вдуваемого воздуха достаточно малы и незначительно уменьшают тягу двигателей. Длина ВПП для транспортных самолетов может быть существенно уменьшена даже при использовании дополнительной воздушно-компрессорной установки. Применение внутреннего эжектора значительно улучшает аэродинамику крыла с высокими несущими свойствами. Улучшение параметра формы профиля скоростей пограничного слоя путем отсоса и усиление смешивания струи путем увеличения толщины пристеночной струи, отклоняемой за счет эффекта Коанда, повышают характеристики СУЦ. Другие преимущества эжектора СУЦ, например охлаждение закрылка и увеличение площади выходного сечения щели, подтверждают необходимость его применения. Поскольку топливо в основном расходуется в крейсерском режиме, то оптимизация крыла по критерию топливной эффективности в крейсерской конфигурации имеет более важное значение, чем для режима КВП.

Референт Г. И. Полищук  
Редактор Б. П. Круглов.

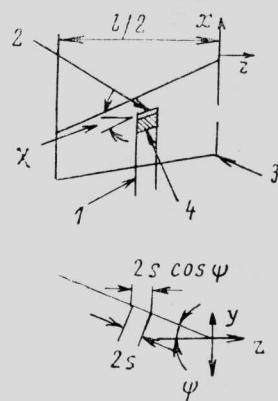
## ИТЕРАЦИОННЫЙ МЕТОД ОПТИМАЛЬНОГО АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ КРЫЛА С УЧЕТОМ ПРОФИЛЬНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ПРИ ДОКРИТИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ ОБТЕКАНИЯ\*

В данной работе рассматривается численная процедура для предварительного аэродинамического проектирования, в рамках которой могут моделироваться несимметричные сложные конфигурации, содержащие несколько элементов несущей поверхности с докритическим обтеканием. В разработанной программе учитывается влияние профильного сопротивления на аэродинамическое проектирование и итеративным методом определяются распределения местных углов крутки крыла, обеспечивающих минимальное полное сопротивление для одной расчетной точки. Профильное сопротивление может оказывать также влияние на оптимальное распределение нагрузки по размаху крыла, соответствующее минимальному сопротивлению при относительно больших коэффициентах подъемной силы, характерных для условий выполнения маневров. В программе использована линейная аэродинамическая теория в форме вихревой решетки для оценки подъемной силы компонентов, продольного момента, распределения нагрузки по размаху крыла и индуктивного сопротивления. Эффекты профильного сопротивления оцениваются с помощью экспериментальных характеристик сечений крыла и теории обтекания стреловидного крыла. Эта программа позволяет учесть эффекты изменения профильного сопротивления в зависимости от числа Рейнольдса при условии, что имеются такие экспериментальные данные о профилях. Как будет показано здесь, для стреловидных трапециевидных крыльев или для конфигураций с несколькими несущими поверхностями, с изменяющимися в широких пределах средними геометрическими хордами такое изменение профильного сопротивления в зависимости от числа Рейнольдса может также оказывать значительное влияние на оптимальные решения. Применение данной программы ограничивается рассмотрением безотрывных, докритических течений, крыльев от средних до больших удлинений и относительно малых углов стреловидности.

Модель вихревой решетки использовалась для описания потенциального потока, обтекающего определяемую пользователем аэродинамическую конфигурацию. Дозвуковые эффекты сжимаемости учитываются на основе закона подобия Прандтля—Глауэрта для продления заданной геометрии в направлении продольной оси  $x$  связанной системы координат. Эффекты толщины не учитываются в модели потенциального течения, но учитываются эффекты поперечного  $V$ . В модели вихревой решетки крыло разбивается на ряд примерно одинаковых по размеру панелей и каждая панель представляется подковообразным вихрем. Каждый

подковообразный вихрь состоит из конечной присоединенной вихревой нити, располагающейся по линии четверти хорды панели стреловидного крыла, и двух полубесконечных концевых вихревых нитей, ориентированных в продольном направлении. На рис. 1 показаны типичный подковообразный вихрь и панель. Граничные условия тангенциальности течения удовлетворяются в контрольных точках, расположенных посередине линии  $3/4$  хорд каждой панели, обеспечивая тем самым возможность определения интенсивностей подковообразных вихрей. Местный угол атаки  $\alpha_j$  в  $j$ -й контрольной точке определяется по местным углам крутки крыла и углам наклона средних линий сечений с помощью линейной интерполяции в направлении хорды и линейной профилировки в направлении размаха. С помощью этого интерполированного распределения  $\alpha_j$  определяются коэффициент подъемной силы конфигурации, продольный момент, распределение нагрузки по размаху крыла и индуктивное сопротивление путем суммирования элементарных сил и моментов, обусловленных подковообразными вихрями на основе закона Кутта—Жуковского. Вычисление индуктивного сопротивления выполняется в ближнем поле с помощью второй вихревой решетки с нестреловидными присоединенными вихревыми нитями и повышенным числом сечений в поперечном направлении, обеспечивающих большую точность.

Для оценки профильного сопротивления используются экспериментальные данные профилей сечений, задаваемые пользователем наряду с крейсерским числом Маха и диапазоном чисел Рейнольдса. Использование двумерных данных при трехмерной конфигурации со стреловидным крылом аналогично процедуре, разработанной ранее для применения методов расчета двумерного по-



1—подковообразный вихрь; 2—элементарная панель; 3—ось симметрии; 4—контрольная точка

Рис. 1. Геометрические параметры элементарной панели, используемые в методе вихревой решетки

\* Kuhlman J. M. Iterative optimal subcritical aerodynamic design code including profile drag. AIAA Paper N 83-0012.

граничного слоя в случае бесконечного скользящего крыла.

С помощью двумерных данных рассчитываются эффективные коэффициенты подъемной силы сечений и эффективные числа Рейнольдса и выполняется линейная интерполяция по двум переменным для получения коэффициента профильного сопротивления в каждом сечении крыла в соответствии с положениями контрольных точек, распределенных по хорде подковообразных вихрей. При этом интерполируются данные о профилях несущей поверхности, располагающихся ближе всего к каждому сечению. Коэффициент подъемной силы сечения, нормального к базовой плоскости крыла, рассчитывается исходя из распределения подъемной силы сечений, полученного методом вихревой решетки для потенциального потока:

$$c_{y \text{ сеч. н}} = \frac{c_{y \text{ сеч. } \infty}}{\cos^2 \chi \cdot \cos \psi}, \quad (1)$$

где  $\chi$  — угол стреловидности линии постоянных значений  $x/b$ ;  $\psi$  — угол поперечного  $V$ ; символ  $\infty$  — соответствие направлению потока за пределами пограничного слоя.

Затем рассчитывается эффективное число Рейнольдса по нормали к той же самой линии постоянных значений  $x/b$ , позволяющее определить коэффициент профильного сопротивления сечения в продольном направлении  $c_{x \text{ пр. } \infty}$ . Это эффективное число Рейнольдса выбирается таким образом, чтобы обеспечивалось соответствие величин потери импульса в следе для пограничных слоев, развивающихся в продольном направлении и направлении нормали. Коэффициент профильного сопротивления связан с соотношением потери импульса следа  $\theta_0$  следующим соотношением:

$$c_{x \text{ пр}} = 2 \frac{\theta_0}{b}. \quad (2)$$

Теория обтекания стреловидного крыла позволяет определить это эффективное число Рейнольдса. Сжимаемость учитывается при использовании концепции эффективной температуры Эккерта, а влияние толщины оценивается с помощью корреляционных данных Хёрнера, так что коэффициент сопротивления, обусловленный поверхностным трением в продольном направлении, будет

$$c_{x \text{ тр. } \infty} = \frac{2c_{f \infty}^* [1 + 2(c/b)_{\infty}]}{(T^*/T_e)_{\infty}}, \quad (3)$$

где  $T^*$  — эффективная температура, при которой оцениваются свойства сжимаемой жидкости на основе данных о поверхностном трении при несжимаемой жидкости;  $T_e$  — температура на внешней границе пограничного слоя. Эта эффективная температура определяется:

$$\left(\frac{T^*}{T_e}\right)_{\infty} = 1 + 0,1151 \cdot M_{\infty}^2. \quad (4)$$

Используется формула для поверхностного трения плоской пластины:

$$c_{f \infty}^* = \frac{0,0745}{(\text{Re}_{b \infty}^*)^{0,218}} + 0,00072. \quad (5)$$

Число Рейнольдса для продольного течения, подсчитанное по местной хорде и соответствующее эффективной температуре, равно:

$$\text{Re}_{b \infty}^* = \left(\frac{\text{Re}^*}{\text{Re}_e}\right)_{\infty} \cdot \text{Re}'_{\infty} b_{\infty} = \left(\frac{T^*}{T_e}\right)_{\infty}^{-(1+\omega)} \text{Re}'_{\infty} b_{\infty}, \quad (6)$$

где  $\text{Re}'_{\infty}$  — единичное число Рейнольдса продольного течения;  $\omega$  — показатель степени закона изменения вязкости.

Использование уравнения (2) и корреляционной зависимости для профильного сопротивления даёт

$$\theta_{0 \infty} = c_{f \infty} b_{\infty} [1 + 2(c/b) + 60(c/b)^4]. \quad (7)$$

Аналогичное уравнение может быть получено и по нормальному направлению. Приравнивание  $\theta_{0 \infty}$  и  $\theta_{0 \text{ н}}$  даёт следующее эффективное число Рейнольдса для нормали:

$$\text{Re}_{\text{н}} = \text{Re}_{\text{н}}^* \left(\frac{\text{Re}^*}{\text{Re}_e}\right)_{\text{н}}^{-1} = \left(\frac{0,0745}{c_{f \text{ н}}^* - 0,00072}\right)^{1/0,218} \left(\frac{T^*}{T_e}\right)^{(1+\omega)}. \quad (8)$$

Эти значения эффективного числа Рейнольдса и коэффициента  $c_{y \text{ сеч}}$  затем используются для получения по табличным экспериментальным данным значений коэффициента профильного сопротивления сечения. Этот коэффициент относится к нормальному направлению. Коэффициент сопротивления давления для нормали

$$c_{x \text{ д. н}} = c_{x \text{ н}} - c_{x \text{ тр. н}}. \quad (9)$$

Полный коэффициент профильного сопротивления в продольном направлении течения является суммой коэффициентов поверхностного трения для продольного течения (3) и продольной составляющей коэффициента сопротивления давления для нормали (9):

$$c_{x \infty} = c_{x \text{ д. н}} \cos \chi + c_{x \text{ тр. } \infty}. \quad (10)$$

Коэффициенты профильного сопротивления сечения оцениваются таким способом в центре каждого расположенного по хорде ряда подковообразных вихрей, а для получения полного продольного профильного сопротивления компоновки выполняется интегрирование по размаху.

Линейная интерполяция применялась для определения углов атаки в контрольных точках методом вихревой решетки с использованием средних углов наклона средних линий профилей заданных пользователем несущих поверхностей и местных значений угла крутки этих поверхностей. Для конкретной контрольной точки этот процесс интерполяции начинается с определения пары профилей, между которыми находится контрольная точка. После выполнения этой операции процесс интерполяции продолжается так, как показано на рис. 2. Типичный ряд контрольных точек хорды показан для стреловидного трапециевидного крыла с прямой передней кромкой. Углы атаки в контрольных точках для такого крыла определяются данными о кривизне и угле крутки только двух сечений крыла: в корневой части и в области законцовки. Для более сложных конфигураций необходимо задавать геометрию крыла в промежуточных



сечениях по размаху, где происходят изменения стреловидности передней кромки крыла. Профиль в области корневой части крыла ориентирован в продольном направлении, а профиль в области законцовки крыла, как предполагается, ориентирован по нормали к той же самой заданной пользователем линии постоянных значений  $x/b$ , используемой для вычислений профильного сопротивления. Профили, расположенные в промежуточных сечениях по размаху, ориентированы в усредненном направлении нормали к линиям постоянных значений  $x/b$  по обеим сторонам профиля (пунктирные кривые на рис. 2).

Для заданной контрольной точки рассчитывается соответствующая ей величина  $x/b$  (в продольном направлении), а линейная интерполяция для этого же значения  $x/b$  используется для определения углов наклона средних линий соседних профилей. Угол крутки для каждого профиля затем прибавляется к спроецированному на продольную плоскость интерполированному углу наклона средней линии профиля. И, наконец, линейная профилировка несущей поверхности применяется в поперечном направлении, чтобы определить действительный угол атаки в контрольной точке путем оценки местного возвышения над базовой плоскостью крыла профиля:

$$y = b \cdot \operatorname{tg} \alpha_{\text{к.т.}} \quad (11)$$

Эти значения  $y$  интерполируются линейно, чтобы получить расстояния контрольных точек от базовой плоскости крыла, после чего угол атаки в контрольной точке определяется по формуле

$$\alpha_{\text{к.т.}} = \operatorname{arctg} \left( \frac{y_{\text{к.т.}}}{b} \right) \quad (12)$$

Кроме того, проверяется, пересекает ли соседний внешний профиль данный ряд контрольных точек, располагающихся по продольной хорде (см. пунктирные линии на рис. 2). Если это имеет место, то прежде чем производить интерполяцию, индексы соседних внутреннего и внешнего профилей меняются.

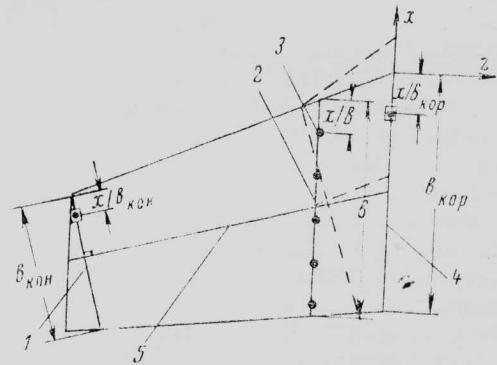
Упрощенный вариант программы CONMIN на языке ФОРТРАН, использующийся в НИЦ им. Лэнгли (NASA), применяется для итеративного подбора значений местных углов крутки крыла, чтобы определить конфигурацию с минимальным полным сопротивлением с учетом ограничений на  $c_y$  и  $m_z$ . Ограничения используются в виде неравенств, например:

$$c_y \geq c_{y \text{ расч.}} \quad (13)$$

Первоначальное значение местных углов крутки уточняется соотношением

$$\bar{x}_{i+1} = \bar{x}_i + \delta \cdot \bar{S}_i \quad (14)$$

где  $\bar{S}_i$  — направление поиска, в котором снижается сопротивление, а  $\bar{x}_i$  — текущий вектор (набор) углов крутки. Если не нарушается ни одно из ограничений, то направление  $\bar{S}_i$  определяется методом сопряженных градиентов. Если одно из ограничений («активное») почти нарушается, то направление поиска определяется модифицированным методом возможных направлений, при этом  $\bar{S}_i$  — линейная комбинация направления, которое наиболее



1—концевое сечение; 2—ряд контрольных точек по хорде; 3—контрольная точка; 4—корневое сечение; 5—линия  $x/b=0,5$

Рис. 2. Пример применения интерполяции

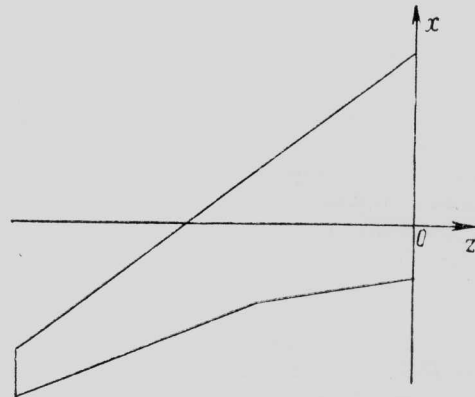


Рис. 3. Вид в плане крыла с относительным удлинением  $\lambda=6,32$ , углом стреловидности  $\chi_n=38,2^\circ$ , углом поперечного  $V$ , равным  $6^\circ$

быстро минимизирует  $c_x$  (по методу наискорейшего спуска или методу градиента), и направления, не приводящего к нарушению ограничений. Если нарушается одно или больше ограничений, то вновь используется метод возможных направлений, но  $\bar{S}_i$  выбирается таким образом, чтобы граничное условие удовлетворялось, а величина  $c_x$  возрастала как можно медленнее. Величина  $\delta$  — это приращение  $\bar{x}$ , которое уменьшает  $c_x$  в направлении поиска  $\bar{S}_i$ , если не нарушается ни одно из ограничений. Если в данной точке  $\bar{x}$  нарушается какое-либо ограничение, то  $\delta$  выбирается так, чтобы обеспечивался выход на ограничение (удовлетворение граничного условия). Значения градиентов (производных)  $c_x$  и ограничений по  $c_y$  или  $m_z$  по «проектным переменным»  $x$  (координатам вектора) определяются с помощью конечно-разностных методов путем многократного использования программ расчета потенциального течения и профильного сопротивления.

Ниже представлены результаты расчетов для двух изолированных одиночных несущих поверхностей, а также для конфигурации крыло — переднее оперение. Результаты сравниваются с оптимальными результатами, полученными по программе, в которой использовалась заданная кривизна несущей поверхности с профильным сопротивлением, искусственно приравненным нулю ( $c_{x \text{ пр}}=0$ ). Кроме того, проводилось сравнение с результатами, полученными по методу прямой оптимизации,

который используется для минимизации индуктивного сопротивления. Все эти результаты были получены на основе данных о крыле для профиля NASA 65<sub>1</sub>-213 при значении параметра функции распределения нагрузки по хорде  $a=0,5$ . Наклоны средних линий профилей при  $a=0,5$  пересчитывались в соответствии с расчетным коэффициентом подъемной силы сечений крыла.

Форма в плане несущей поверхности, показанная на рис. 3, соответствует стреловидному трапецевидному крылу с относительным удлинением



Рис. 4. Распределение нагрузки по размаху крыла при относительном удлинении  $\lambda=6,32$ , угле стреловидности  $\chi_n=38,2^\circ$  с профилем NASA 65<sub>1</sub>-213 при  $a=0,5$ ,  $M=0,6$ ,  $c_y=0,2$ ,  $\psi=6^\circ$

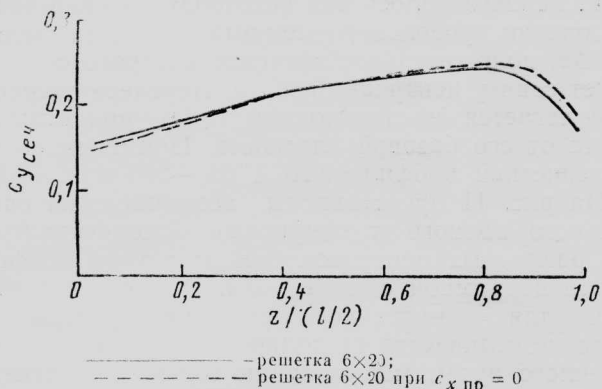


Рис. 5. Распределение коэффициентов подъемной силы сечений крыла (данные см. рис. 4)

6,32 и углом поперечного V, равным  $6^\circ$ . Угол стреловидности прямой передней кромки равен  $38,2^\circ$ , точка излома задней кромки крыла расположена на 0,4 полуразмаха. Использовалась вихревая решетка с разбивкой на 120 панелей (6 в направлении хорды и 20 в направлении размаха). Профили ориентировались по нормали к линии  $x/b=0,5$ ; расчетные условия  $M=0,6$  и  $c_y=0,2$ . Выбор числа M обуславливался только ограниченным количеством данных о сопротивлении для больших M. Значение  $c_y=0,2$  было выбрано для сравнения этих результатов с результатами, полученными по программе определения минимального индуктивного сопротивления. Как показано в ранее проведенном исследовании, влияние начального распределения углов крутки крыла на окончательное оптимальное распределение незначительно, хотя при некоторых начальных условиях наблюдалось отсутствие сходимости итерационного процесса. Учет влияния

профильного сопротивления приводит к уменьшению нагрузки на законцовке крыла (рис. 4) по сравнению с нагрузкой, полученной при  $c_{x\text{пр}}=0$ , уменьшению  $c_{y\text{сеч}}$  вблизи законцовки (рис. 5) и углов крутки вблизи законцовки крыла (рис. 6). Эти же величины в окрестности плоскости симметрии крыла имеют увеличенные значения по сравнению с величинами, полученными при  $c_{x\text{пр}}=0$ . При  $c_{x\text{пр}}=0$  распределение нагрузки по размаху имеет более плоскую форму (см. рис. 4), чем эллиптическое распределение из-за линейной профилировки крыла в направлении размаха. Кроме того, вследствие этой линейной профилировки углы крутки изменяются нелинейно в зависимости от поперечной координаты (рис. 6). Полученные изменения в направлении хорды углов атаки в контрольных точках сравнивались с результатами, полученными по программе минимизации индуктивного сопротивления. На рис. 7 показаны также данные о наклоне

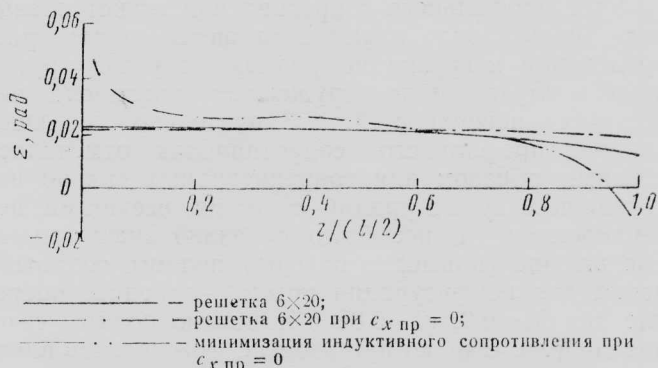


Рис. 6. Распределение углов крутки (данные см. рис. 4)

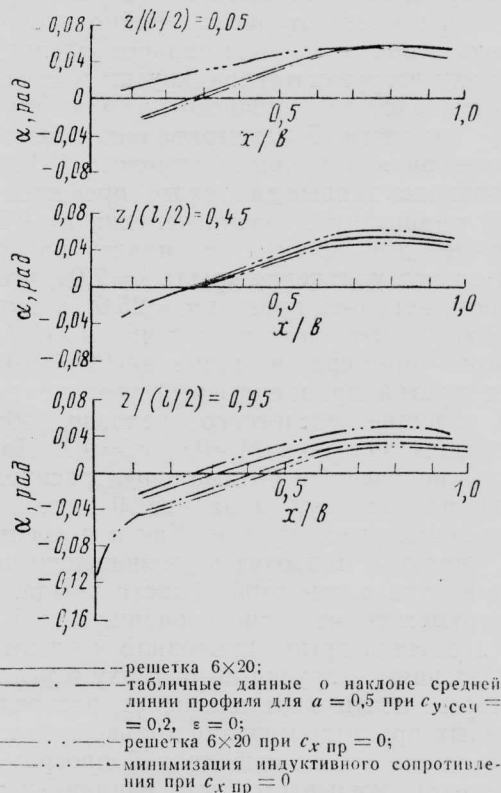


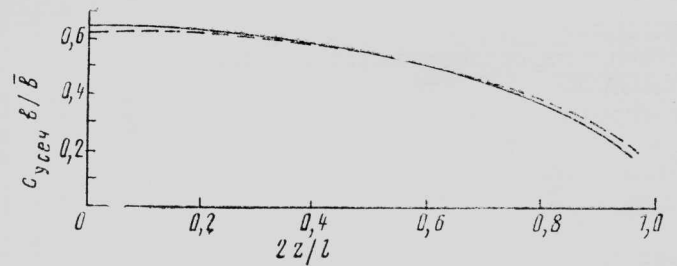
Рис. 7. Углы атаки по средней линии профилей в трех сечениях крыла (данные см. рис. 4)

средних линий, пересчитанные для  $c_{y\text{ сеч}}=0,2$ . Поскольку расчетная величина была выбрана также равной 0,2, то между значениями угла атаки  $\alpha$ , полученными по двум различным программам расчета, отмечается хорошее соответствие, за исключением области вблизи корневой части крыла. Распределение нагрузки по размаху в случае минимизации индуктивного сопротивления близко к эллиптическому (см. рис. 4), однако требуемое распределение углов крутки (рис. 6) имеет более сложный вид, чем получаемый с помощью данного метода, поскольку принималось допущение о линейной профилировке крыла в направлении размаха.

Расчеты показали, что хотя учет профильного сопротивления оказывает значительное влияние на оптимальное распределение нагрузки по размаху и углов крутки, расхождение между значениями полного сопротивления при  $c_{x\text{ пр}} \neq 0$  ( $c_x = 0,009897$  для решетки  $6 \times 10$ ) и при  $c_{x\text{ пр}} = 0$  ( $c_x = 0,009908$ ) очень мало.

Учет профильного сопротивления может оказывать значительное влияние на оптимальные распределения нагрузки по размаху и углов крутки даже в случае малонагруженных изолированных несущих поверхностей. Значительно большее влияние профильного сопротивления отмечалось главным образом для трапециевидных сильно нагруженных конфигураций с двумя несущими поверхностями. Ранее было показано значительное уменьшение (примерно на 0,01) полного сопротивления для конфигурации крыла — переднее оперение при  $M=0,9$ ,  $c_y=0,85$  с помощью поляр сечения модели. Однако при этом не учитывалось влияние изменения числа Рейнольдса на профильное сопротивление, как это позволяет сделать данная программа.

Примером, показывающим, что учет изменения  $c_{x\text{ пр}}$  в зависимости от числа Рейнольдса может оказывать влияние на оптимальное распределение по размаху нагрузки и углов крутки, могут служить результаты расчета типичного крыла для транспортного самолета. Рассматривалась форма в плане, характерная для крыла самолета С-141, вновь использовались данные для тех же профилей НАСА 65<sub>1</sub>—213 с параметром распределения  $a=0,5$ , представленные для формы в плане на рис. 3. Относительное удлинение крыла  $\lambda=7,94$ , угол стреловидности передней кромки  $\chi_n=25,6^\circ$ , а излом задней кромки располагался в точке  $z/(l/2)=0,43$ . Для этого примера в точке  $z/(l/2)=0,43$  определялся третий промежуточный угол крутки крыла. В качестве расчетного условия обтекания были заданы значения  $M=0,6$ ,  $c_y=0,5$ . На рис. 8 показаны полученные оптимальные распределения нагрузки по размаху, а на рис. 9 представлены распределения углов крутки. Как и в предыдущем случае, учет  $c_{x\text{ пр}}$  приводит к уменьшению нагрузки и углов крутки в концевой области крыла. Однако следует отметить, что использование одной поляр для всех сечений крыла приводило к оптимальным распределениям нагрузки по размаху и углов крутки, которые почти неотличимы от распределений, полученных при минимизации только индуктивного сопротивления с помощью данной программы. Таким образом, оказывается, что влияние изменения  $c_{x\text{ пр}}$  в зависимости от числа Рейнольдса на оптимальные расчетные распределения нагрузки и уг-



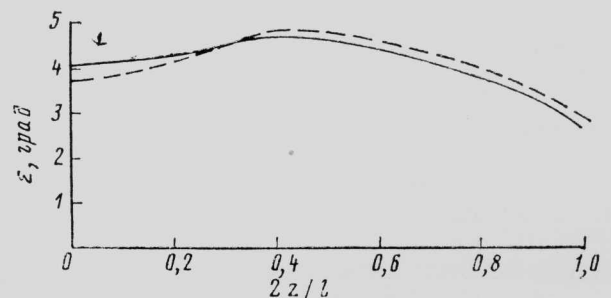
— с учетом зависимости профильного сопротивления от числа Рейнольдса;  
 - - - при нулевом профильном сопротивлении и при использовании одной поляр для всех сечений при всех числах Рейнольдса

Рис. 8. Распределение нагрузки по размаху крыла самолета Локхид С-141, рассчитанное с помощью данного метода минимизации сопротивления при  $M=0,6$ ,  $c_y=0,5$

лов крутки может быть таким же, как при полном игнорировании профильного сопротивления.

Были получены результаты расчетов с помощью данной программы для крыла обратной стреловидности, крыла с передним оперением, составного крыла, имеющего попарное соединение четырех консолей на концах, и скользящего крыла. Ниже представляются результаты для конфигурации крыла обратной стреловидности — переднее оперение, показывающие изменение профильного сопротивления в зависимости от числа Рейнольдса и его влияние на характеристики компоновки со сложной формой в плане (рис. 10). Начало координат использовалось как некоторая базовая точка для оценки продольного момента и отчета смещения  $\Delta x$ , положительное значение которого соответствует сдвигу центровки вперед. Переднее оперение располагается на расстоянии 13,4% полуразмаха крыла от его базовой плоскости. Применялись характеристики профиля НАСА 65<sub>1</sub>—213 при  $a=0,5$ .

На рис. 11 представлены коэффициенты оптимального полного и индуктивного сопротивлений для различных центровок при расчетном коэффициенте подъемной силы  $c_y=0,4$ . Полное сопротивление для оптимального решения с учетом  $c_{x\text{ пр}}$  почти не отличается от полного сопротивления, полученного путем минимизации только индуктивного сопротивления. Представленные на рис. 12 для трех различных центровок распределения нагрузки по размаху крыла показывают, что при смещении



— с учетом зависимости профильного сопротивления от числа Рейнольдса;  
 - - - при нулевом профильном сопротивлении и при использовании одной поляр для всех сечений при всех числах Рейнольдса

Рис. 9. Распределение углов крутки крыла самолета Локхид С-141, рассчитанное с помощью данного метода минимизации сопротивления при  $M=0,6$ ,  $c_y=0,5$

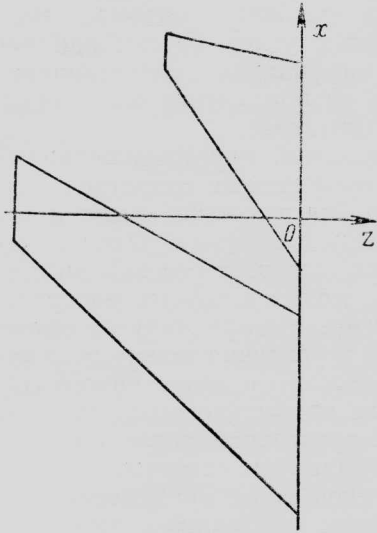


Рис. 10. Вид в плане конфигурации крыло обратной стреловидности — переднее оперение

центровки назад увеличивается нагрузка на центральную часть крыла. Профильное сопротивление не оказывает значительного влияния на оптимизацию данной конфигурации при заданном значении  $c_y$ .

Свидетельством тому, что учет  $c_{x\text{пр}}$ , а также зависимости  $c_{x\text{пр}}$  от числа Рейнольдса могут оказывать заметное влияние на компоновки с минимальным сопротивлением, являются дополнительные результаты для конфигурации при  $c_y=0,8$  (см. рис. 10). Оптимальные распределения нагрузки по размаху (рис. 13) и углов крутки (рис. 14) сравниваются при  $M=0,6$ ,  $c_y=0,8$  для четырех различных решений. Первое решение получено с учетом зави-

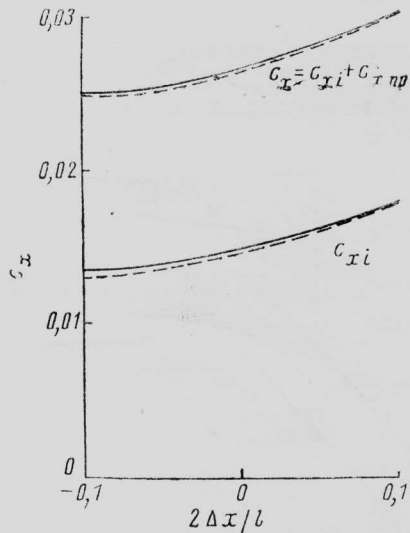


Рис. 11. Влияние учета профильного сопротивления на оптимальное решение для конфигурации крыло обратной стреловидности — переднее оперение при  $M=0,6$ ,  $c_y=0,4$ , при различных центровках

с учетом профильного сопротивления; — решение для минимального индуктивного сопротивления плюс профильное сопротивление

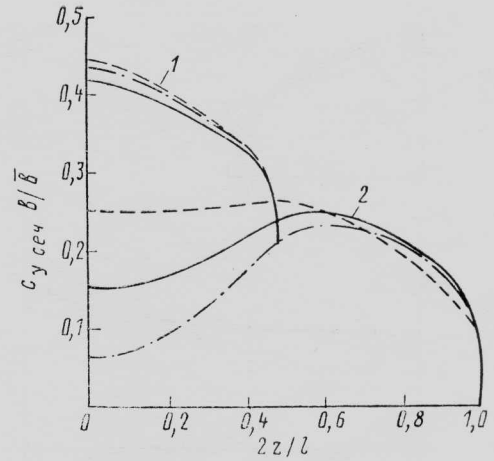


Рис. 12. Влияние центровки на распределение нагрузки по размаху крыла для компоновки крыло обратной стреловидности — переднее оперение при  $M=0,6$ ,  $c_y=0,4$

—  $\Delta x/l/2 = 0$ ;  
 - -  $\Delta x/l/2 = -0,1$ ;  
 - · -  $\Delta x/l/2 = 0,1$   
 1 — крыло + переднее оперение; 2 — крыло

симости  $c_{x\text{пр}}$  от числа Рейнольдса, второе соответствует минимизации только индуктивного сопротивления, остальные два — использованию одинаковых данных о коэффициентах сопротивления для всех сечений по размаху. Одно решение получено для  $Re=3 \times 10^6$ , другое — для  $Re=25,6 \times 10^6$ . Следует отметить, что распределения нагрузки и углов крутки в этих двух решениях существенно отличаются, причем результаты, соответствующие данным для малых чисел  $Re$ , почти идентичны результатам при полном игнорировании профильного сопротивления. Решение при большом числе  $Re$  сильно отличается от решения при учете зависимости профильного сопротивления от числа  $Re$ . Столь

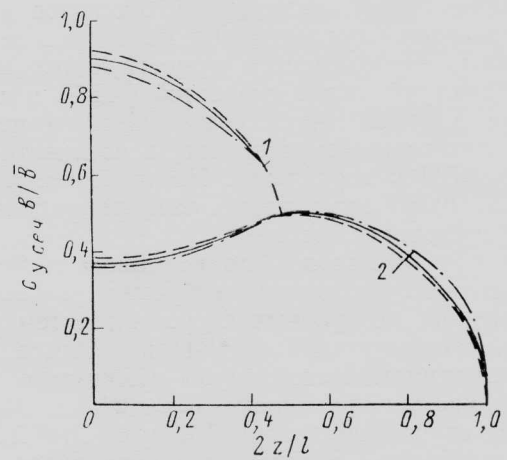
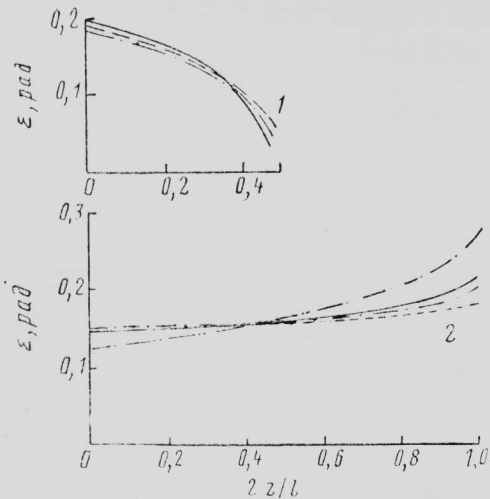


Рис. 13. Влияние профильного сопротивления и числа Рейнольдса на распределение нагрузки по размаху для компоновки крыло обратной стреловидности — переднее оперение при  $M=0,6$ ,  $c_y=0,8$

— с учетом зависимости  $c_{x\text{пр}}$  от числа Рейнольдса;  
 - -  $c_{x\text{пр}} = 0$  и данные для профилей при  $Re = 3 \cdot 10^6$ ;  
 - · - данные для профилей при  $Re = 25,6 \cdot 10^6$ ;  
 1 — крыло + переднее оперение; 2 — крыло



— с учетом зависимости  $c_{x пр}$  от числа Рейнольдса;  
 - - -  $c_{x пр} = 0$ ;  
 - - - данные для профилей  $Re = 3 \cdot 10^5$ ;  
 - - - данные для профилей при  $Re = 25,6 \cdot 10^5$ ;  
 1 — переднее оперение; 2 — крыло

Рис. 14. Влияние профильного сопротивления и числа Рейнольдса на распределение углов крутки для компоновки крыла обратной стреловидности — переднее оперение при  $M=0,6$ ,  $c_y=0,8$ .

существенное различие оптимальных распределений нагрузки и углов крутки при использовании данных о профильном сопротивлении налагает ограничения на применение более простого метода прямой оптимизации.

Таким образом, при изолированных формах в плане учет профильного сопротивления приводит к уменьшению нагрузки на крыло и углов крутки вблизи законцовок крыла. Однако использование одной поляры для всех сечений крыла независимо от числа  $Re$  может изменить распределение углов крутки и нагрузки по размаху на величины того же порядка, что и различия между решениями для минимальных полного и индуктивного сопротивлений. Хотя влияние профильного сопротивления на оптимальное распределение углов крутки при  $c_y=0,4$  было очень мало, тем не менее при больших значениях подъемной силы применение одной поляры может изменить оптимальное решение так же, как предположение о том, что профильное сопротивление равно нулю.

Следовательно, методы, в которых используется одна поляра профильного сопротивления во всех сечениях крыла, могут иметь значительные погрешности, хотя они могут применяться на этапе предварительного проектирования.

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

УДК 533.6.071(73)

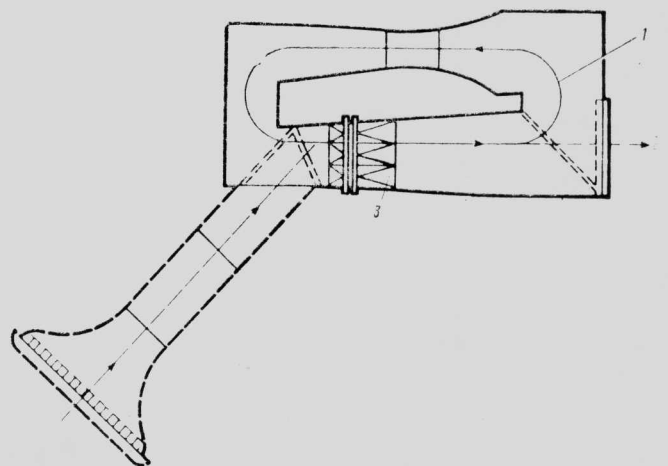
## МОДЕРНИЗАЦИЯ БОЛЬШОЙ ДОЗВУКОВОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ НИЦ им. ЭЙМСА NASA\*

В конце 1960-х — начале 1970-х годов в США были проведены исследования по оценке экспериментальных возможностей существующих аэродинамических труб малых скоростей (АДТ) и их пригодности для испытаний современных и перспективных летательных аппаратов, в частности самолетов К/ВВП и вертолетов. Исследования показали, что необходимо увеличить размеры рабочей части АДТ и скорости потока.

Был сделан вывод, что возможно и экономически выгодно обеспечить требуемые условия эксперимента на дозвуковых скоростях путем модернизации существующей в НИЦ им. Эймса дозвуковой аэродинамической трубы замкнутого типа с рабочей частью размером  $12,2 \times 24,4$  м и максимальной скоростью потока 100 м/с. Эта АДТ успешно эксплуатировалась с момента ввода в действие в 1944 г. Стоимость ее постройки составила в то время  $\sim 7,2$  млн. долл.

В программу модернизации входило увеличение мощности, потребляемой трубой, за счет применения более мощных двигателей и вентиляторов, что

позволяло повысить скорости потока в существующей рабочей части  $12,2 \times 24,4$  м. Кроме того, новые вентиляторы использовались для создания потока



1—существующий замкнутый аэродинамический контур с рабочей частью размером  $12,2 \times 24,4$  м; скорость потока увеличится со 100 до 150 м/с; 2—новый незамкнутый аэродинамический контур с рабочей частью размером  $24,4 \times 36,6$  м; скорость потока 50 м/с; 3—общая мощность силовой установки составит 100 000 кВт; до модернизации 27 000 кВт

Рис. 1. Модернизация дозвуковой аэродинамической трубы с рабочей частью сечением  $12,2 \times 24,4$  м НИЦ им. Эймса

\* Mori K. W., Engelbert D. F., Dusterberry J. C. Status and capabilities of the national full scale facility 40-by 80-foot wind tunnel modification.

AIAA Paper N 82—0607.

во вновь пристроенном незамкнутом аэродинамическом контуре с рабочей частью большего размера  $24,4 \times 36,6$  м, как показано на рис. 1.

**Требования к аэродинамической установке.** Необходимость увеличения размеров рабочей части обусловливается постоянным ростом размеров летательных аппаратов и возрастанием подъемной силы несущих элементов крыла. Изучение последнего фактора указывает на необходимость увеличения размеров рабочих частей АДТ для уменьшения интерференции стенок.

Работы по совершенствованию винтокрылых летательных аппаратов показали, что максимальное значение скорости в трубе с размерами  $12,2 \times 24,4$  м, равное  $100$  м/с, является недостаточным. В результате анализа было установлено, что для получения требуемых скоростей экономически рациональнее модернизировать АДТ центра им. Эймса с рабочей частью  $12,2 \times 24,4$  м, чем строить новую установку. Было принято решение пристроить незамкнутый тракт с новой рабочей частью сечением около  $930$  м<sup>2</sup> со скоростью потока порядка  $50$  м/с и увеличить скорость потока в существующей рабочей части  $12,2 \times 24,4$  м от  $\sim 100$  до  $\sim 150$  м/с.

Очень важным было требование не ухудшить качество потока в существующей рабочей части, а также обеспечить примерно такое же качество потока в новой рабочей части.

В отношении акустических характеристик надлежало выполнять два основных условия. Во-первых, фоновый шум в рабочей части следовало минимизировать настолько, чтобы можно было проводить акустические исследования. Во-вторых, не допускалось, чтобы шум на местности от работающей установки после модернизации превысил уровень, существовавший до нее. Оба эти условия продиктовали необходимость разработки малозумного привода. Для обеспечения низкого уровня шума потребовалось глушение шума на входе и выходе нового незамкнутого тракта.

Шесть двигателей привода модернизированной установки рассчитаны на работу в пределах обычного для этой АДТ двухчасового рабочего цикла при общей мощности  $100$  МВт (каждый двигатель имеет мощность около  $17$  МВт). Следует отметить, что установленная мощность всех аэродинамических труб НИЦ им. Эймса, построенных по единому плану, составляет  $160$  МВт. Можно ожидать, что годовая потребность в энергии модернизированной АДТ будет составлять  $14\,500$ — $29\,000$  МВт·ч в зависимости от коэффициента сменности работы установки. Общий расход электроэнергии в НИЦ

им. Эймса после модернизации этой АДТ возрастет примерно до  $280\,000$  МВт·ч в год. Вопросу сокращения потребления энергии новой установкой придавалось большое значение. Все системы управления и регистрации данных разрабатывались на основе требования минимизации времени работы установки, расходуемого на получение заданного объема экспериментальных данных.

**Аэродинамика и акустика установки.** Для выбора геометрических параметров установки были использованы результаты предварительных теоретических исследований и серии экспериментов. Были проведены испытания натуральных образцов элементов систем шумоглушения, а также нескольких моделей. Испытывалась модель одного из шести приводных агрегатов с диаметром вентилятора около  $1,8$  м ( $1/7$  натуральной величины). Изучались вопросы минимизации шума и увеличения КПД агрегата. Лопатки для отклонения потока и жалюзи для перехода от замкнутого контура к незамкнутому разрабатывались на моделях, выполненных в масштабе  $1:10$ . Работа незамкнутого контура изучалась на модели, выполненной в масштабе  $1:50$ . Главная цель испытаний этой модели состояла в исследовании влияния ветра на качество потока в новой рабочей части.

Важным объектом модернизации была энергетическая установка. Схема размещения вентиляторов показана на рис. 2, а общий вид одного из шести агрегатов — на рис. 3. Основные усилия были направлены на решение проблем аэродинамики и акустики системы вентиляторов.

Следовало учитывать ряд конструктивных ограничений и требований. Необходимы различные комбинации скоростного напора и расхода воздуха для двух типов аэродинамических контуров. Очень важен низкий уровень шума привода и высокий КПД, а также оптимальная завихренность потока для минимизации потерь давления в диффузорах вентиляторов.

Дополнительная проблема связана с относительно малым объемным расходом воздуха при использовании рабочей части  $12,2 \times 24,4$  м. При испытаниях в новой рабочей части  $24,4 \times 36,6$  м объемный расход значительно увеличится. Причиной малого объемного расхода является рост толщины пограничного слоя на участке канала от рабочей части  $12,2 \times 24,4$  м до вентиляторов, вследствие чего уменьшаются размеры ядра потока. Проведенные измерения объемного расхода показали, что увеличение мощности вентиляторов мало изменяет его величину. (Когда в 1940-х годах проектировалась

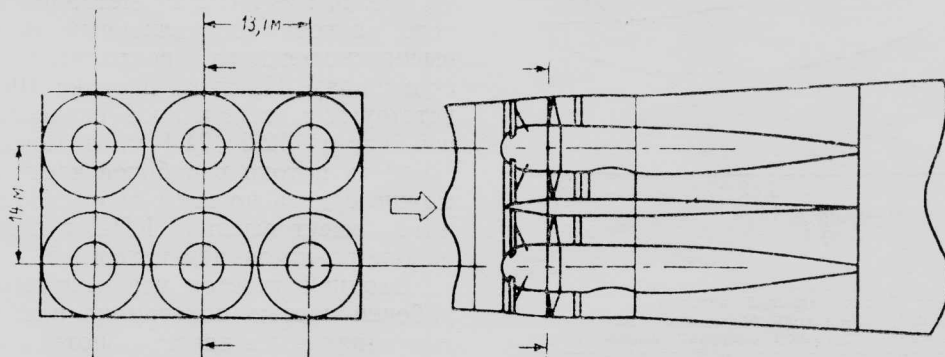
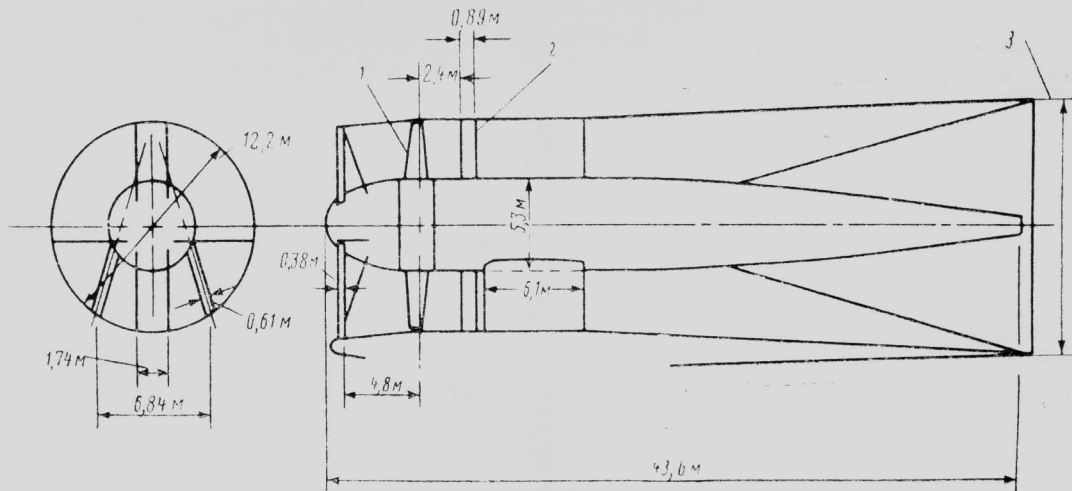


Рис. 2. Схема размещения вентиляторов



1—15 лопастей с изменяемым шагом; 2—23 лопатки спрямляющего аппарата; 3—сечение 14,7×13,9 м  
Рис. 3. Геометрия вентилятора

АДТ с рабочей частью  $12,2 \times 24,4$  м, конструкторы не были знакомы с проблемами расхода и не опасались вредного влияния следов от опорных стоек системы привода.)

Ограничения при выборе оптимальной остаточной завихренности определялись путем исследова-

ния течения в диффузоре вентиляторного отсека, в котором должны быть наибольшие потери давления по сравнению с потерями в других элементах АДТ при испытаниях в новой рабочей части.

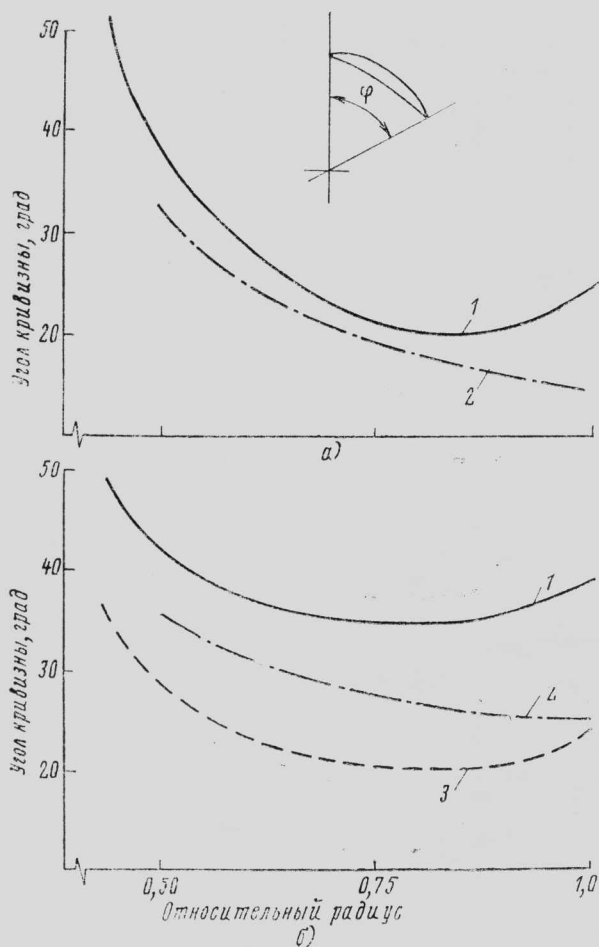
Эксперименты проводились с вентилятором, в котором были воспроизведены все основные геометрические и конструктивные особенности будущего привода. Результаты показали, что оптимальный угол закручивания вихревого следа практически такой же, как эквивалентный угол раскрытия диффузора. Этот угол составляет примерно  $10^\circ$  для привода увеличенной мощности.

Были спроектированы, изготовлены и испытаны три модели вентилятора с различными лопастями. Первая модель имела девять лопастей и была рассчитана на максимальную концевую окружную скорость 191 м/с. Две другие модели имели по 15 лопастей с максимальной окружной скоростью 115 м/с.

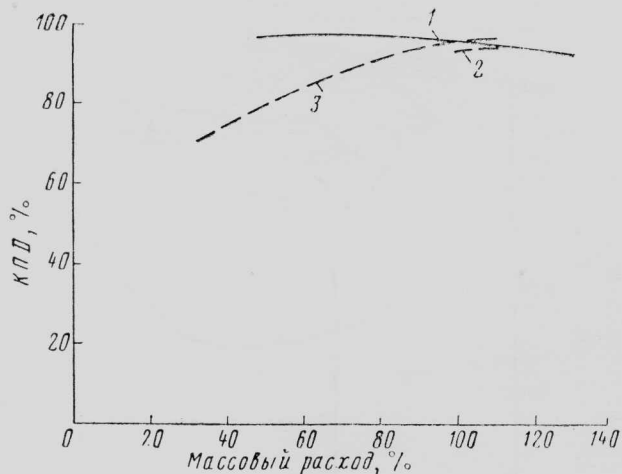
Испытывались четыре варианта модели спрямляющего аппарата. Три из них соответствовали трем вариантам лопастей ротора, а четвертый обеспечивал угол закручивания следа  $10^\circ$ , причем это достигалось за счет изменения кривизны лопаток (рис. 4). Вогнутость подбиралась в основании и на концах лопаток, что привело к улучшению характеристик; при этом получался достаточный запас по помпажу (отрыву потока) на всех режимах, включая нерасчетные.

Влияние на КПД формы профиля лопастей ротора и лопаток спрямляющего аппарата показано на рис. 5, где КПД представлен в функции массового расхода (ограниченный участок кривой для высокоскоростного вентилятора приведен для сравнения). На этом рисунке 100% расхода соответствуют максимальной скорости потока в рабочей части  $12,2 \times 24,4$  м, а 125% — максимальной скорости потока в рабочей части  $24,4 \times 36,6$  м. Как можно судить по этим данным, улучшенный вентилятор имеет высокий КПД в более широком диапазоне режимов, чем исходный.

Входной участок незамкнутого тракта с новой рабочей частью показан на рис. 6. Для уменьшения влияния на качество потока ветра, направленного под углом к оси тракта, в нем установлено устройство типа хонейкомба, собранного из акус-



а—ротор; б—спрямляющий аппарат  
1—усовершенствованный; 2—исходный; 3—скорректированные данные для угла остаточной закрутки потока  $10^\circ$   
Рис. 4. Кривизна лопастей ротора и лопаток спрямляющего аппарата для низкоскоростного вентилятора



1—усовершенствованный малоскоростной вентилятор; 2—высокоскоростной вентилятор; 3—малоскоростной вентилятор  
Рис. 5. КПД вентилятора

тических панелей. На входе этого устройства располагается защитная сетка. Такая конструкция была признана приемлемой, так как в данной местности преобладают в основном слабые ветры разных направлений. В качестве одного из расчетных случаев рассматривалось воздействие ветра, направленного по оси нового тракта. Испытания при малых скоростях потока предполагается проводить при слабом ветре, который в этой местности наблюдается по меньшей мере в течение 8 ч ежедневно.

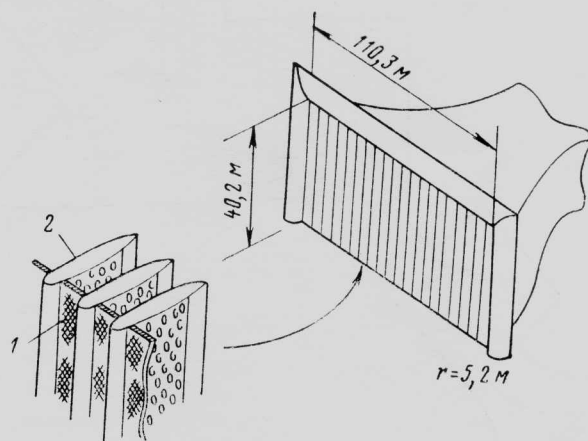
Было проведено несколько экспериментов с входным участком для получения в новой рабочей части удовлетворительного качества потока при всех ветровых режимах.

Критерии необходимого качества потока сформулированы для экспериментов с малой скоростью потока при исследовании систем увеличения подъемной силы самолетов за счет использования энергии двигателей на режимах взлета и посадки.

По экономическим соображениям было признано нецелесообразным применение всех видов разработанных ветрозащитных средств для входного участка нового незамкнутого тракта. Предполагалось, что оставшиеся нереализованными средства защиты могут быть использованы в дальнейшем, если при эксплуатации АДТ выяснится, что программы экспериментов серьезно ограничиваются из-за неблагоприятного влияния ветра.

На рис. 7 показано устройство акустических панелей на входе потока в трубу. Конструкция этих панелей была выбрана в результате испытаний их натуральных образцов в одной из АДТ НИЦ им. Эймса с размерами рабочей части  $2,1 \times 3,1$  м. Предполагаемое ослабление шума должно составить 16 дБ на оси потока.

Прямоугольная форма сечения новой рабочей части с отношением ширины к высоте  $3:2$  предпочтительна по ряду причин. Она хорошо вписывается в существующий контур трубы и вполне подходит для испытаний летательных аппаратов К/ВВП. Длина рабочей части 58 м выбрана из соображений, связанных с возможностью моделирования порывов ветра и управления пограничным слоем на нижней стенке при исследованиях влияния близости земли и др.

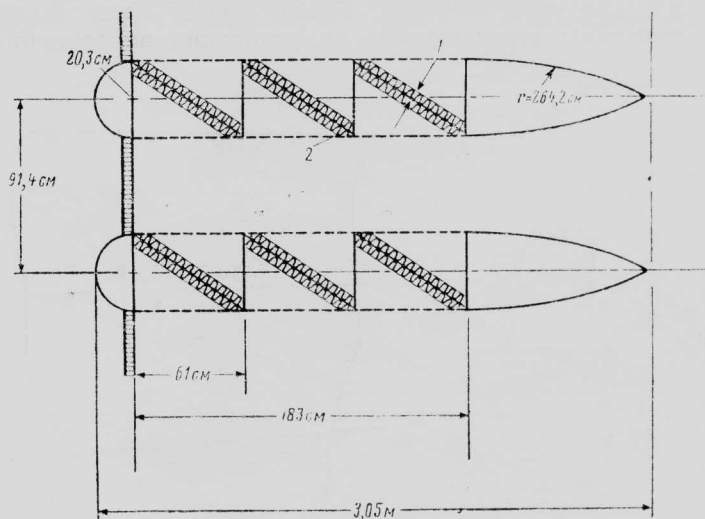


1—защитная сетка; 2—хонейкомб, собранный из акустических панелей

Рис. 6. Входное устройство незамкнутого тракта с рабочей частью размером  $24,4 \times 36,6$  м (коэффициент поджатия потока 5)

Как показано на рис. 8, в АДТ расположены различные лопатки и жалюзи для управления потоком как в замкнутом, так и в незамкнутом контурах. Жалюзи, относительно простые по конструкции, являются двухпозиционными устройствами — они могут быть либо открыты, либо закрыты. Более сложны по конструкции двухэлементные поворотные лопатки, которые расположены по линии пересечения двух контуров АДТ. На рис. 9 эта часть АДТ показана более подробно. Носовые части лопаток могут устанавливаться в одно из двух положений в зависимости от того, какой тракт работает, замкнутый или незамкнутый.

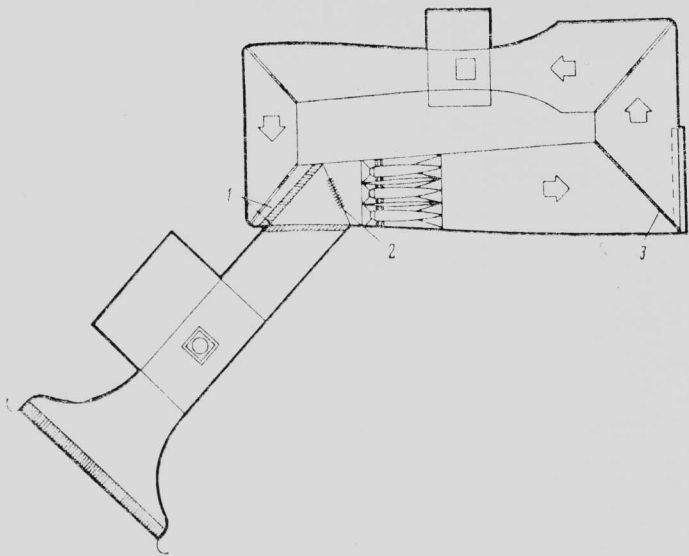
В ходе разработки важно было при минимальных гидравлических потерях свести к минимуму количество лопаток и упростить их конструкцию. Типичные результаты некоторых аэродинамических испытаний показаны на рис. 10. Гидравлические потери и углы отклонения потока даны в функции отношения полной хорды лопатки к расстоянию между ними. Приведенные результаты соответствуют случаю, когда шарнир поворота расположен



1—слой толщиной 5,1 см из стекловолокна; 2—пластина, перфорированная круглыми отверстиями диаметром 1,6 мм с шагом 6,35 мм. степень проницаемости 5%

Рис. 7. Геометрия акустических панелей, использованных в конструкции входного устройства незамкнутого контура





1—новые жалюзи для переключения каналов; 2—новые лопатки с регулируемыми носовыми частями для направления потока по требуемому контуру (замкнутому или незамкнутому); 3—поворотные лопатки в третьем колене; 4—жалюзи выхлопного устройства  
Рис. 8. Размещение лопастей для отклонения потока и жалюзи для перехода от одной схемы работы к другой

на линии 50% хорд лопатки. По экономическим соображениям длина поворотной носовой части лопатки выбрана равной 40% ее полной хорды.

На рис. 11 показана схема системы поворотных лопаток в третьем колене АДТ перед выходом из незамкнутого контура. Носовые части лопаток неподвижны и выполнены в виде акустических панелей. К их задним кромкам присоединены плоские поворотные створки, направляющие поток либо в замкнутый контур (при повороте на 90°), либо на выход из незамкнутого.

Эти относительно короткие поворотные панели являются весьма эффективным средством изменения направления потока. Испытывались и более длинные панели, но они не обеспечивали снижения гидравлических потерь. Гидравлические потери в новой конструкции всего лишь примерно на 10% превышают потери в поворотных лопатках этого колена в замкнутом контуре до модернизации. Характеристики лопаток новой конструкции были признаны приемлемыми на основании результатов

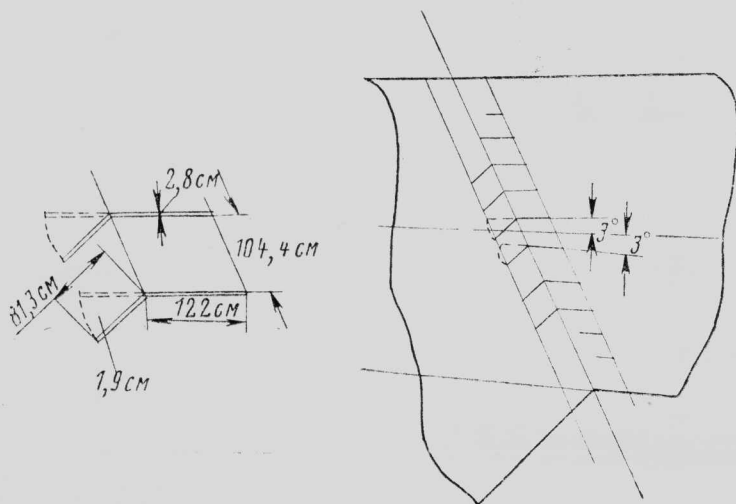


Рис. 9. Регулируемые лопатки для отклонения потока в месте пересечения контуров (масштаб не выдержан)

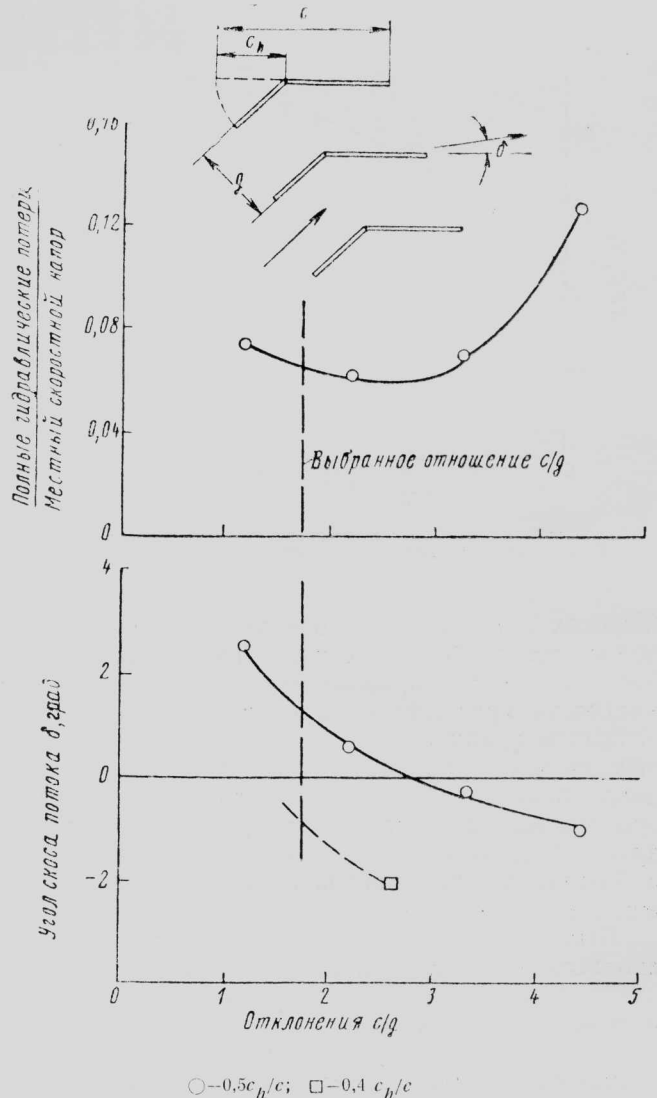
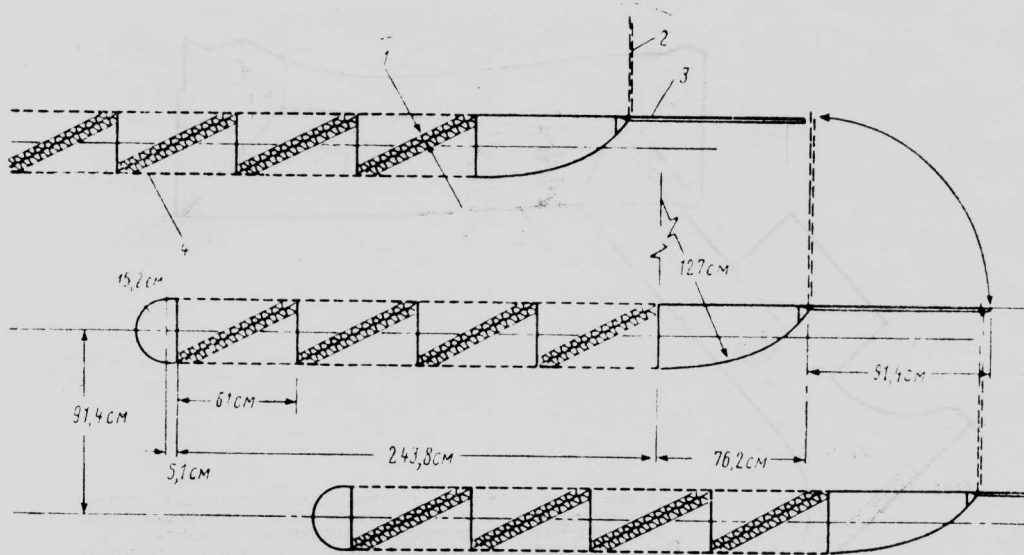


Рис. 10. Зависимость гидравлических потерь и углов скоса потока от отношения полной хорды поворотных лопаток к расстоянию между ними

экспериментальных исследований качества потока в модели незамкнутого тракта, выполненной в масштабе 1:50. Испытания нескольких натуральных моделей акустических панелей показали, что они обеспечивают ослабление шума примерно на 16 дБ на оси канала.

Во время работы АДТ по незамкнутой схеме воздух выбрасывается через жалюзи, расположенное в стене канала за третьим коленом. При этом необходимо такое направление выпускаемых струй, когда они проходят, не задевая соседние здания. Скорости на выбросе должны быть достаточно малы, чтобы не оказывать вредного воздействия на низколетящие самолеты. С учетом этих требований было разработано устройство, показанное на рис. 12. На рис. 13 приведены профили скоростей выходящего потока, полученные при испытании модели АДТ в масштабе 1:50. Испытания подтвердили, что разработанная конструкция выхлопного устройства обеспечивает достаточно быстрое падение скорости выходящего воздушного потока.

На рис. 14 приведены рассчитанные гидравлические потери в контуре АДТ во время испытаний в рабочей части 12,2×24,4 м. На рис. 15 эти потери приведены для незамкнутого тракта с рабочей



1—слой толщиной 5,1 см из стекловолокна; 2—положение плоских панелей при работе трубы по замкнутой схеме; 3—положение плоских панелей при работе трубы по незамкнутой схеме; 4—пластина, перфорированная круглыми отверстиями диаметром 1,6 мм с шагом 6,35 мм, степень проницаемости 5%  
 Рис. 11. Поворотные лопатки в третьем колене АДТ

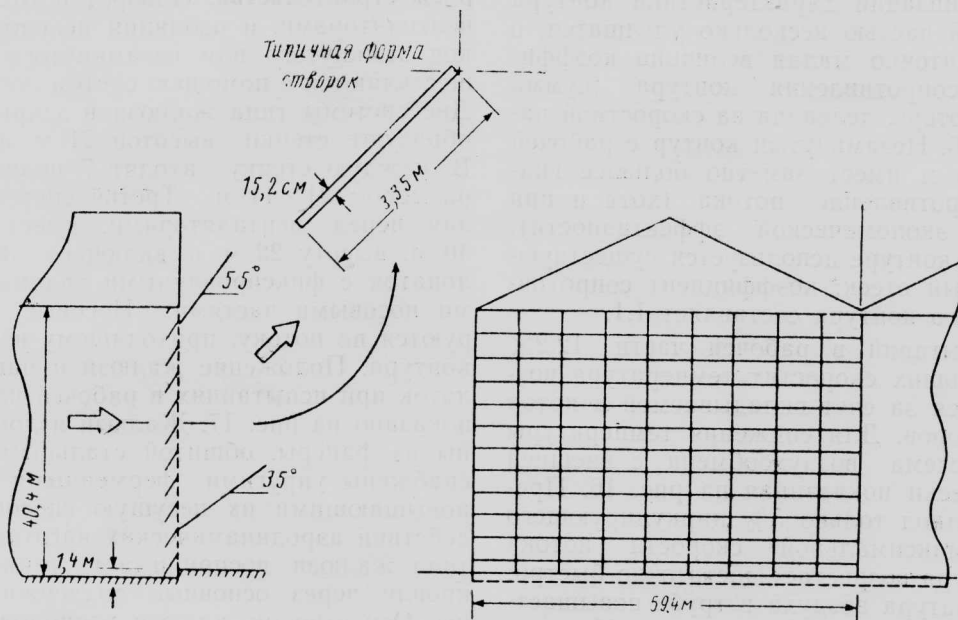


Рис. 12. Створки жалюзи на выходе из незамкнутого тракта

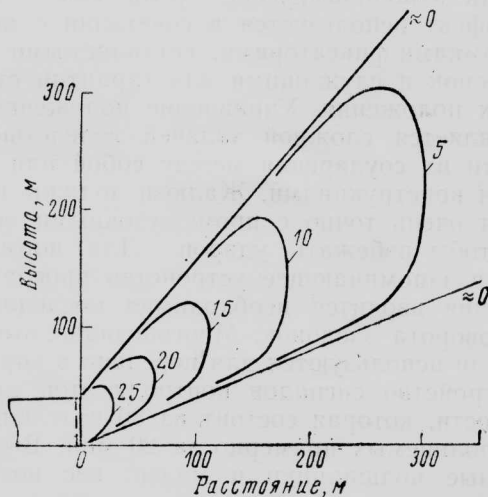
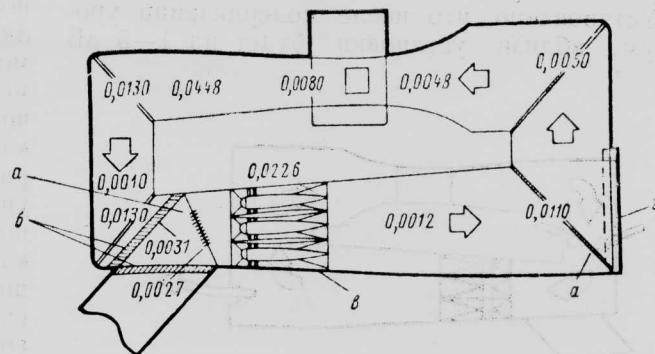
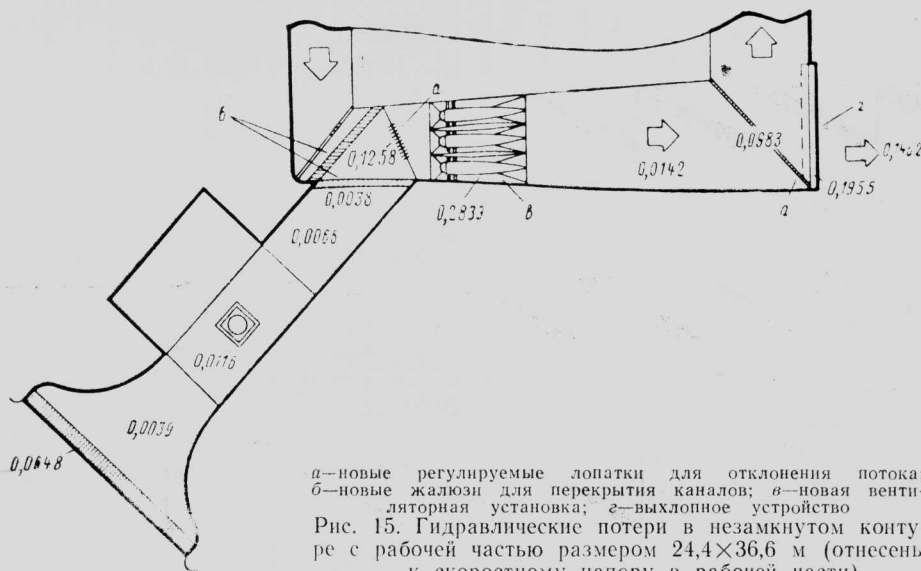


Рис. 13. Профили скоростей на выходе из незамкнутого контура при максимальной скорости потока (скорость потока на выходе дана в м/с)



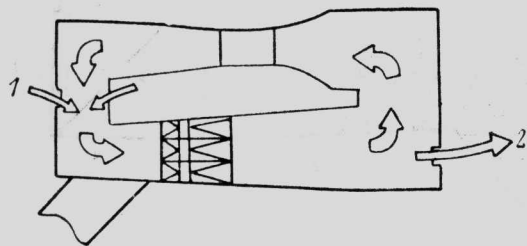
а—новые регулируемые лопатки для отклонения потока; б—новые жалюзи для перекрытия каналов; а—новая вентиляционная установка; г—выхлопное устройство  
 Рис. 14. Гидравлические потери в элементах замкнутого контура с рабочей частью размером 12,2×24,4 м (отнесены к скоростному напору в рабочей части)



а—новые регулируемые лопатки для отклонения потока; б—новые жалюзи для перекрытия каналов; в—новая вентиляторная установка; г—выхлопное устройство  
Рис. 15. Гидравлические потери в незамкнутом контуре с рабочей частью размером  $24,4 \times 36,6$  м (отнесены к скоростному напору в рабочей части)

частью  $24,4 \times 36,6$  м. Расчеты показывают, что в результате модернизации характеристики контура со старой рабочей частью несколько улучшатся, о чем говорит достаточно малая величина коэффициента полного сопротивления контура (сумма гидравлических потерь, деленная на скоростной напор), равная 0,176. Незамкнутый контур с рабочей частью  $24,4 \times 36,6$  м имеет заметно большее гидравлическое сопротивление потока (хотя и при весьма высокой экономической эффективности), поскольку в этом контуре используется существующий вентиляторный отсек: коэффициент сопротивления незамкнутого контура составляет 1,1.

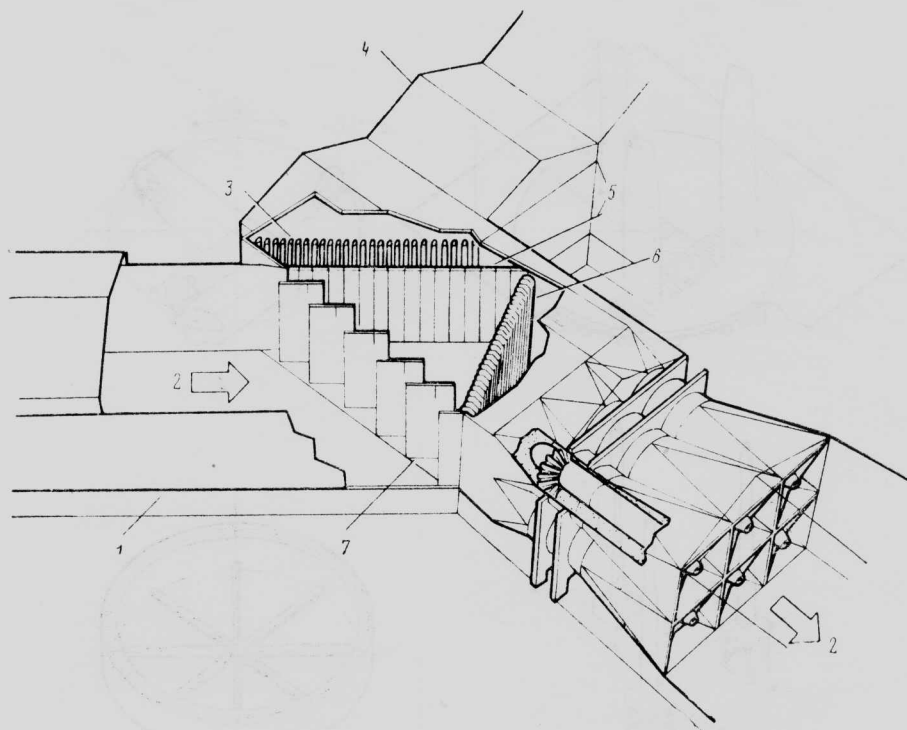
Во время испытаний в рабочей части  $12,2 \times 24,4$  м при больших скоростях температура воздуха увеличивается за счет вкладываемой в поток энергии вентиляторов. Для снижения температуры используется система воздухообмена с внешней средой, схематически показанная на рис. 16. Предусматривается отвод только 5% циркулирующего воздуха. При максимальной скорости потока 150 м/с температура возрастает достаточно быстро: за 30 мин температура воздуха в трубе повышается на  $33,3^\circ\text{C}$ , что считается приемлемым. При модернизации необходимо было не только снизить до минимума фоновый шум установки для проведения акустических исследований, но и обеспечить низкий уровень шума на местности в окрестности АДТ. Установлено, что после модернизации уровень шума вблизи установки будет на 1—5 дБ ниже.



1—впуск свежего воздуха через дроссельные заслонки стандартной конструкции; 2—выпуск нагретого воздуха через несколько створок выхлопного устройства  
Рис. 16. Система воздухообмена в замкнутом контуре трубы

**Конструктивные особенности установки и вопросы строительства.** Поворот потока, создаваемого вентиляторами, и изоляция неиспользуемых участков замкнутого или незамкнутого контуров осуществляются с помощью систем лопаток и жалюзи. Две системы типа жалюзи в закрытом положении образуют стенки высотой 21 м и длиной 52 м. В каждую стенку входят 7 подвижных створок размером  $21 \times 11$  м. Третья система, расположенная перед вентиляторами, имеет ширину около 40 м, высоту 22 м и включает 38 вертикальных лопаток с фиксированными задними и поворотными носовыми частями. Носовые части ориентируются по потоку, приходящему из того или иного контура. Положение жалюзи и направляющих лопаток при испытаниях в рабочей части  $24,4 \times 36,6$  м показано на рис. 17. Жалюзи и лопатки изготовлены из фанеры, обшитой стальными листами. Они снабжены упругими ферменными конструкциями, повышающими их несущую способность при воздействии аэродинамических нагрузок. Система № 4 типа жалюзи воспринимает также нагрузки от кровли через основные поддерживающие колонны. Оси створок жалюзи расположены так, чтобы они были аэродинамически устойчивы в потоке. Этот эффект используется в сочетании с подвижными замками-фиксаторами, вставляемыми в концы заслонок и служащими для гарантии стабильности их положения. Управление положением жалюзи является сложной задачей вследствие возможности их соударения между собой или с ферменными конструкциями. Жалюзи должны поворачиваться очень точно с промежуточными остановками, чтобы избежать ударов. Для нормальной работы в запоминающее устройство программного управления вводится необходимая последовательность поворота заслонок. Многопозиционные переключатели используются для передачи в управляющее устройство сигналов контроля этой последовательности, которая состоит из 30 отдельных шагов, выполняемых примерно за 20 мин. Высококачественные подшипники и малый вес позволяют вручную менять их положение в случае выхода из строя механизма поворота.

При конструировании и установке створок жалюзи встретилось немало проблем. Новая кон-



1—новый незамкнутый тракт; 2—направление потока; 3—существующие поворотные лопажки (система № 2) во втором колене; 4—существующее здание трубы с рабочей частью сечением 12,2×24,4 м; 5—новая система № 3 типа жалюзи (закрыта); 6—система № 5 регулируемых лопаток для отклонения потока, носовые части отклонены; 7—носовая система № 4 типа жалюзи (открыта)

Рис. 17. Схема положения створок жалюзи перекрытия каналов и регулируемых лопаток для отклонения потока при испытаниях в рабочей части размером 24,4×36,6 м

струкция создавалась на основе принципа максимального использования элементов существующей установки. Несмотря на то что новый привод значительно тяжелее (190 вместо 64 тс), было признано, что эта конструкция фундаментов и опор вентиляторов выдержит новые нагрузки.

**Вспомогательные системы.** В обеих рабочих частях имеется несколько вспомогательных систем, используемых при проведении экспериментов: краны для перемещения моделей, системы крепления, обеспечивающие изменение положения модели со многими степенями свободы, весы для измерения аэродинамических сил и моментов, системы подачи электроэнергии и топлива для натуральных и масштабных моделей летательных аппаратов, системы сбора и обработки данных. Ниже приводятся сведения только о системе крепления модели и аэродинамических весах новой рабочей части.

Поддерживающая система показана на рис. 18. Натурная или масштабная модель летательного аппарата массой до 70 т устанавливается на двух передних и одной задней стойках. Изменение угла атаки осуществляется путем изменения высоты задней стойки с помощью четырехступенчатого телескопического механизма с универсальным шарниром. Минимальная высота стойки равна 1,98 м, в выдвинутом положении 6,88 м. Она может выдерживать нагрузки до 222 000 Н, включая вес модели и аэродинамические нагрузки. Изменение угла скольжения модели обеспечивается вращением Т-образной рамы с поворотным кругом, на которой установлены все три стойки.

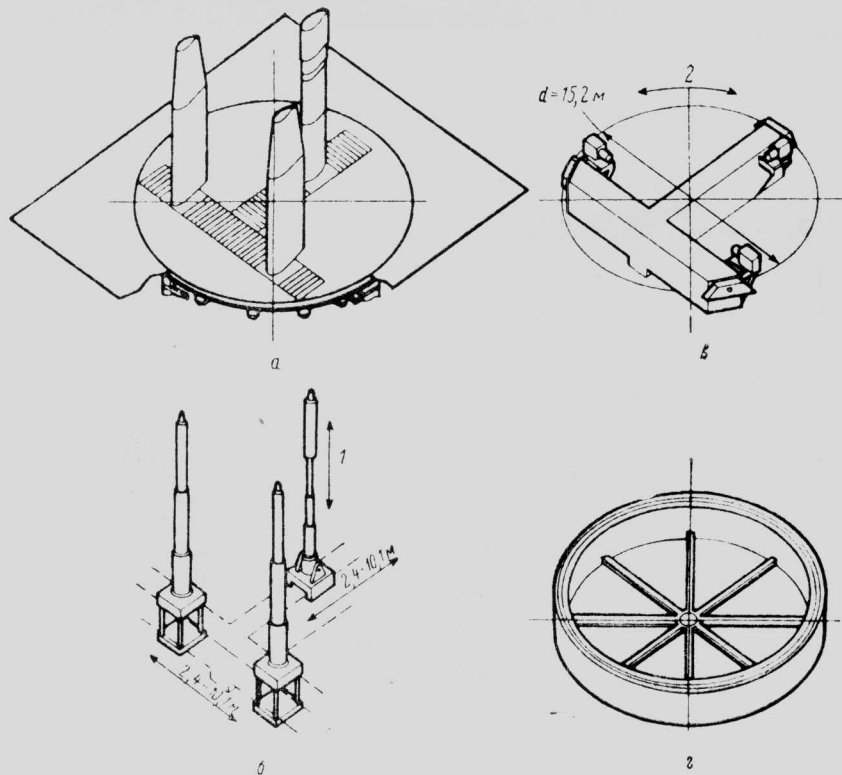
Система крепления моделей имеет ряд особенностей. Обтекатели стоек спроектированы таким

образом, что они ориентируются по потоку при любом угле скольжения модели. Аэродинамические нагрузки обтекателей на весы не передаются; таким образом, аэродинамические весы измеряют только нагрузки модели.

Все стойки укреплены на подвижных каретках, что позволяет приспособлять поддерживающее устройство к моделям различных размеров.

Аэродинамические весы для новой рабочей части, предназначенные для измерения шести компонент аэродинамических нагрузок (рис. 19), представляют собой увеличенный вариант весов рабочей части 12,2×24,4 м, где они работают последние 35 лет. Использована система рычагов с передаточным числом 1500. Применяются тензометрические силоизмерительные устройства (тензодинамометры) с пределом до 222 Н. Силы, превышающие пределы измеряемых динамометрами сил, уравниваются с помощью гирь, которые прикладываются к рычагу автоматически. В системе используется минимум сложных и чувствительных электронных устройств. При этом обеспечивается точность 0,01% при измерении нагрузок до 670 000 Н.

**Конструкция электропривода.** Увеличение скорости потока в рабочей части и новые вентиляторы, естественно, потребовали и новых электродвигателей. Были выбраны синхронные двигатели из-за их низкой стоимости и высокой эффективности. Для уменьшения уровня шума скорость вращения нового вентилятора была выбрана меньшей, чем у исходного. Трехфазный синхронный двигатель развивает мощность 13 000 кВт при непрерывной работе в течение 2 ч с допустимой 20%-ной перегрузкой. Частота вращения двигателей составляет 180 об/мин.



*a*—обтекатель стоек и поворотный круг; *b*—стойки, укрепленные на подвижных каретках; *в*—Т-образная рама; *г*—рама весов  
*1*—задняя стойка для изменения угла атаки; *2*—изменение угла скольжения модели  
 Рис. 18. Система крепления модели в рабочей части размером 24,4×36,6 м

Каждый из шести вентиляторов старой трубы проводился в движение от асинхронного двигателя мощностью 4500 кВт. Так как лопасти вентиляторов имели постоянный шаг, скорость потока в аэродинамической трубе регулировалась с помощью изменения числа оборотов двигателей в диапазоне от 0 до 290 об/мин.

Изучение возможности применения этой установки с экономической точки зрения привело к выбору системы, в которой используется преобразователь частоты для запуска основных синхронных двигателей вентиляторов и для управления син-

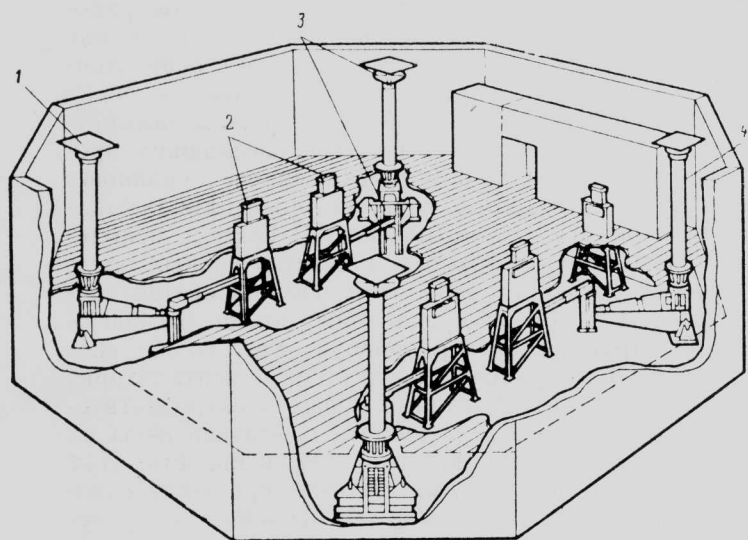
хронной частотой вращения ниже 180 об/мин, соответствующей частоте питающего напряжения 60 Гц.

Существующие мотор-генераторы используются для запуска вентиляторов аэродинамической трубы с их пятью основными двигателями в первоначальной конфигурации и шестым, отличающимся наличием индукционного преобразователя частоты, для которого необходим только новый ротор. На рис. 20 приведена однолинейная схема электрического привода установки.

Применение частотного преобразователя для исходного синхронного двигателя обеспечивает универсальный и экономичный метод разгона двигателей вентиляторов до необходимой скорости и позволяет подключить его к основной сети электропитания и подводить к установке достаточную электрическую мощность с регулируемой частотой для изменения скорости потока до величины, более чем на 50% превышающей максимальную. При частоте ниже 60 Гц электрическая мощность подается прямо из сети через преобразователь частоты к двигателям, минуя систему мотор-генераторов.

Когда скорости потока в аэродинамической трубе менее 1/2 номинала, заданная скорость потока может быть получена различными комбинациями скорости вращения вентиляторов и углов установки лопастей, как показано на рис. 21.

Для того чтобы гарантировать устойчивость регулирования скорости на переходных режимах (во время запуска двигателя и при подключении к сети на частоте 60 Гц), проведен анализ динамики всей системы. Замечены колебания мощности, потребляемой разными вентиляторами, в частности при малых скоростях. Чтобы избежать этого явления,



*1*—кронштейны для крепления стоек; *2*—измерительные головки; *3*—универсальные призматические шарниры; *4*—стойки, воспринимающие вертикальную нагрузку

Рис. 19. Аэродинамические весы для новой рабочей части (показана рычажная система для восприятия подъемной силы)

1—синхронный двигатель мощностью 4800 кВт; 2—два двигателя постоянного тока мощностью по 2318 кВт; 3—два двигателя постоянного тока мощностью по 2520 кВт; 4—индукционный преобразователь частоты на 22 000 кВт·А, первичная обмотка 6,6 кВ, вторичная 0—6,6 кВ, 0—59,4 Гц; 5—разъединители, замкнутые при работе с преобразователями частоты, скорость потока в рабочей части от 0 до 55% максимальной; 6—шесть 40-полюсных синхронных электродвигателей мощностью по 16 192 кВт для привода вентиляторов АДТ (при двухчасовом режиме работы), 12—180 об/мин, частота питания 5—59,4 Гц; 7—разъединители, замкнутые при питании непосредственно от сети

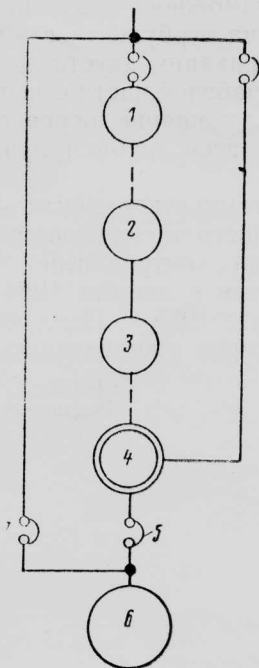


Рис. 20. Электрическая схема силовой установки

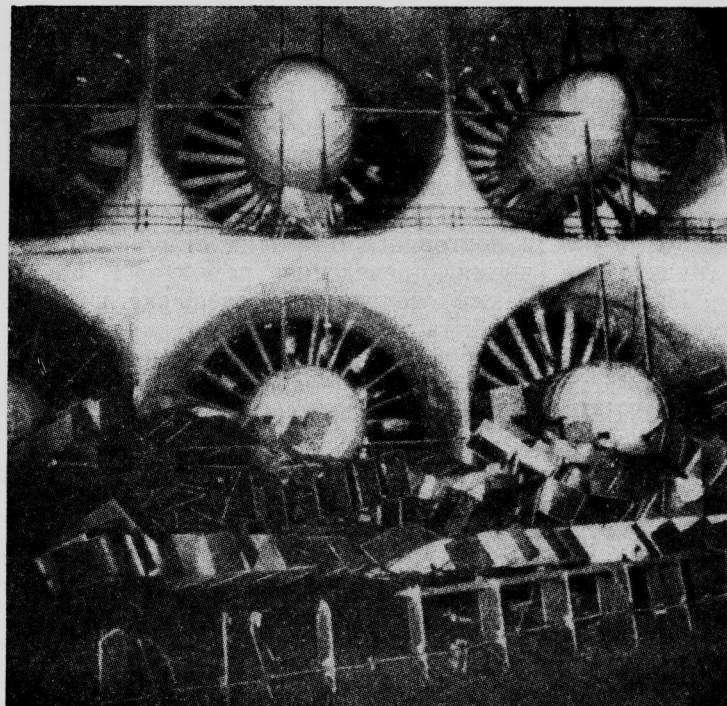
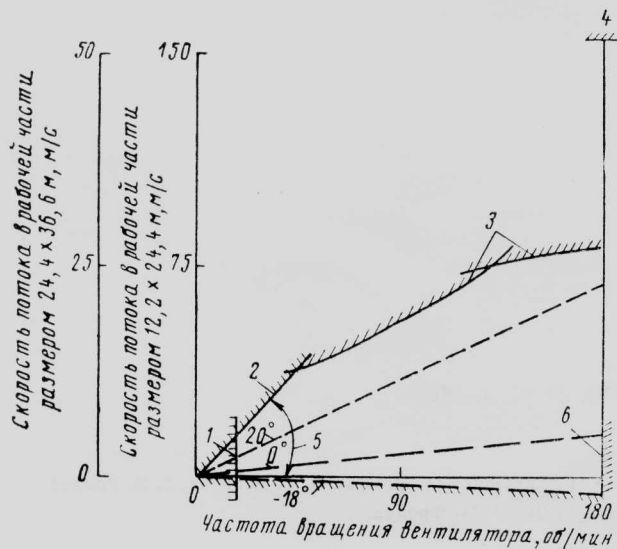


Рис. 22. Обломки разрушенных лопаток для отклонения воздушного потока и поврежденные вентиляторы

введена система, в которой изменяемые мгновенные скорости вращения каждого из шести двигателей сравниваются со средними скоростями, определенными по частоте системы, полученные отклонения используются для управления постоянным током, питающим ускоряющийся или отстающий двигатель.

Исследовались также стабильность скорости потока в трубе и зависимость ее от изменения скорости вентилятора, угла поворота лопастей вентиляторов, температуры и сопротивления модели при изменении ее положения. Результаты этого исследования использовались при разработке требований к расчету допустимых скоростей изменения шага лопастей вентиляторов и положения модели и при настройке системы управления с обратной связью по скорости потока в рабочей части и скоростному напору.



1—минимальная скорость; 2—угол установки лопастей вентилятора 52°; 3—пределы изменения частоты; 4—предельная мощность; 5—диапазон изменения углов установки лопастей; 6—максимальная скорость

Рис. 21. Скорости потока в аэродинамической трубе и характеристики силовой установки

**Об аварии при испытаниях нового контура трубы.** Работы по модернизации трубы закончились в 1982 г., и в старой рабочей части сечением  $12,2 \times 24,4$  м в течение двух месяцев проводились испытания. 9 декабря 1982 г. во время пусковых испытаний новой рабочей части размером  $24,4 \times 36,6$  м, расположенной в незамкнутом контуре, при скорости 47,8 м/с (по данным Aviation Week and Space Technology, 1982, v. 117, 20/XII, N 25, p. 16) или 41,5 м/с (по данным Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 118, 20/VI, N 25, p. 23) разрушились лопатки, направляющие воздушный поток по замкнутому или незамкнутому контуру. Их обломки серьезно повредили лопасти всех шести вентиляторов (рис. 22). Конструкция, которая разрушилась, имела ширину 39,6 м, высоту 22 м и включала 38 вертикальных лопаток с отклоняемыми носовыми частями и 16 горизонтальных пластинчатых перегородок.

Комиссия по расследованию аварии определила, что наиболее вероятной причиной ее явилась «пробуксовка» (проскальзывание) одной или нескольких систем регулирования угла отклонения носовых частей лопаток, что привело к увеличению нагрузок и разрушению сварного соединения, последующему повреждению примыкающих систем и перекрытию канала. По заявлению официального представителя НИЦ им. Эймса, при прохождении потока через канал с перекрытием значительной части его сечения появились повышенные нагрузки, под действием которых разрушилась вся система отклоняющихся лопаток.

Авария произошла за два месяца до ввода трубы в эксплуатацию и вызвала задержку выполнения программы исследований, которая была и без того большой из-за того, что старая рабочая часть сечением  $12,2 \times 24,4$  м была закрыта в связи с ра-

ботами по модернизации. Так, например, в связи с аварией отложены испытания бесшарнирного несущего винта, модели самолета ВВП Грумман 698 с подъемно-маршевыми ТРДД в поворотных гондолах, моделей вертикально взлетающих истребителей различной конфигурации и модели самолета с крылом обратной стреловидности.

Руководители НИЦ им. Эймса рассматривают возможность повторного открытия старой рабочей части во время проведения ремонтных работ. Изучаются также следующие усовершенствования, которые могут быть внесены в конструкцию трубы: разработка профилей неподвижных лопаток для отклонения потока. В этой работе принимает участие НИЦ им. Льюиса (NASA);

возможное уменьшение влияния пограничного слоя на турбулентность потока. Предусматривается модификация акустической облицовки поверхности стен рабочей части сечением  $12,2 \times 24,4$  м;

сглаживание неровностей внутренней поверхности всей трубы (улучшение качества поверхности).

Стоимость ремонта ~15 млн. долл. (расчетная стоимость модернизации 85 млн. долл.). По плану первый контрольный запуск трубы должен состояться в октябре 1984 г., а первые испытания — в марте 1985 г. Изготовление новых лопастей вентиляторов уже началось в Великобритании.

Референт *Т. Н. Новикова*, *Е. С. Сатановская*.  
Редакторы *И. И. Межиров*, *Б. П. Круглов*.

„ТН“, ОНТИ ЦАГИ, 1984, № 11, 1–30.

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

Технический редактор *В. Н. Добровольская*

Корректор *Л. В. Морозова*

Сдано в набор 10.05.84. Подписано в печать 14.06.84. Формат бумаги 60×90 $\frac{1}{8}$ . Типографская № 1. Литературная гарнитура.  
Высокая печать. Бум. л. 2. Усл. печ. л. 4. Уч.-изд. л. 4,65. Тираж 2797 экз. Цена 75 коп.

Типография ЦАГИ Заказ. 1981.

