

ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Применение аэродинамических труб для проведения аэроакустических исследований	1
Планы создания и модернизации аэродинамических труб и экспериментальных установок за рубежом	16
Экспериментальное оборудование для тепловых испытаний элементов теплозащиты воздушно-космического самолета МВКА „Спейс Шаттл“	22
Разработка и применение подвижного пилотажного стенда с гидростатическими опорами приводов	27

УДК 533.6.071 : 534.83

ПРИМЕНЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ АЭРОАКУСТИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ*

Для реальной оценки акустических характеристик и учета влияния конфигурации самолета и скорости полета на образование и распространение шума необходимо иметь надежные средства воспроизведения и измерения соответствующих аэродинамических и акустических параметров потока. В настоящее время основными установками для проведения исследований по шумообразованию являются малозумные аэродинамические трубы, обеспечивающие «спокойное» обтекание моделей в рабочей части, расположенной в заглушенной камере, и в будущем именно такие установки следует использовать для проведения исследований при разработке новых малозумных самолетов.

Основные преимущества установок, создающих изолированное пространство с условиями, которые легче контролировать, по сравнению с испытаниями на установках открытого типа с подвижными моделями или при натурных летных испытаниях, заключаются в следующем: высокая производительность, непрерывность испытания и возможность повторения условий эксперимента, хорошая точность измерений, низкая стоимость, разнообразие техники эксперимента, возможность точной оценки ослабления отраженных сигналов от расположенных поблизости поверхностей.

Безусловно, накопленный только за последние годы опыт проведения натурных и модельных акустических испытаний в летных условиях и на имитирующих полет установках, уступает накопленному уже в течение полувека опыту проведения многочисленных аэродинамических измерений. Тем не менее в настоящее время решены многие проблемы, относившиеся к конструкции дозвуковой аэродинамической трубы, и определены возможности ее применения для акустических измерений на моделях. Кроме того, теперь возможны количественные оценки вносимых усовершенствований и ограничений.

Для практического переноса результатов модельных испытаний на условия дальнего поля для

полномасштабных объектов необходимо получить надежные результаты при измерениях «свободной» части дальнего поля модельного источника, где уровни звукового давления изменяются обратно пропорционально квадрату расстояния от источника (сферическое излучение), если не учитывать при этом поглощение в атмосфере. Поскольку эта область «свободного» поля ограничена с одной стороны областью ближнего поля источника, а с другой — реверберационным полем рабочей камеры, максимально допустимые размеры модели и минимально допустимые размеры рабочей части трубы ограничены как с точки зрения аэродинамики, так и акустики. Минимально допустимые размеры модели могут также определяться практическими трудностями, связанными с получением соответствующей частотной характеристики и достаточного разрешения микрофона при проведении высокочастотных измерений, и проблемами изготовления маломасштабной модели.

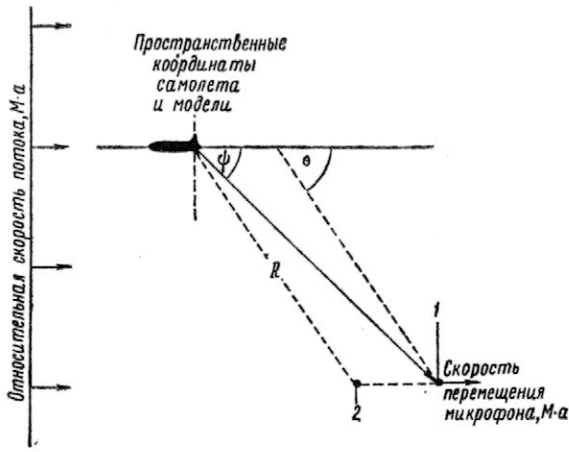
Непосредственное применение результатов модельных испытаний для условий реального полета диктует необходимость разработки аналитических преобразований для перехода от одной системы координат к другой. Такое преобразование позволит перейти от относительного движения неподвижной модели в потоке в трубе, при котором микрофоны остаются также неподвижными внутри или снаружи потока, к случаю движения самолета в неподвижном воздухе, при котором микрофоны остаются неподвижными на земле (рис. 1). В современной практике принято в результаты измерений в трубе вносить поправки, учитывающие влияние доплеровского смещения на частоту звука, влияние конвекции потока на угол направленности звукового излучения и влияние преломления звука при его прохождении через слой смещения струи, если микрофон при измерениях расположен вне потока (рис. 2 и 3).

Для правильной имитации реальных условий на масштабных моделях в аэродинамических трубах или на других установках соответствующие геометрические и конструктивные параметры должны быть выбраны таким образом, чтобы они правильно отражали все аэродинамические, упругие и динамические характеристики, которые влияют на ге-

Горьковское производственное
объединение «Техинформ»
Техническая служба

* Williams J. and Holbeche T. A. Advances in aeroacoustic wing tunnel testing techniques for aircraft noise research.

The Aeronautical Journal, 1979, v. 83, IV, N 820, p. 119—134.



θ —угол излучения звука; ϕ —угол приема звука
 1 — положение микрофона в момент приема сигнала t_n ;
 2 — положение микрофона в момент излучения сигнала t_u
 Рис. 1. Идеализированное сопоставление результатов измерения в полете и в трубе
 $[\lg \phi = \lg \theta (1 + M \sec \theta)^{-1}$; $f_m = f_0 (1 + M \cos \theta)^{-1}$;
 $t_n = t_u + (R/a)$

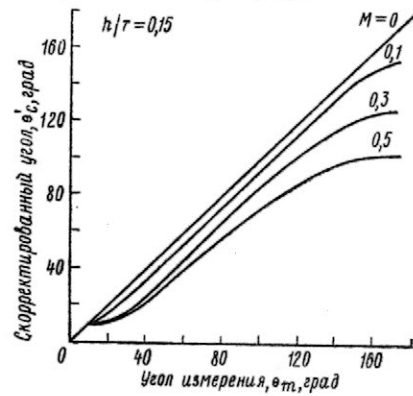
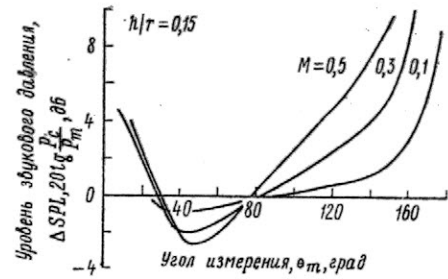


Рис. 3. Поправка на преломление в сдвиговом слое

нерацию шума, и чтобы в целом при этом учитывался масштабный эффект. Тогда некоторые безразмерные параметры подобия в случае модели должны иметь значения, приблизительно равные значениям в представляющих интерес натуральных условиях: это, например, число Маха, число Рейнольдса, отношения эффективных скоростей (концевой скорости лопаток к скорости потока или скорости выхлопной струи двигателя к скорости потока) и число Гельмгольца. На практике можно допустить, чтобы величины некоторых безразмерных параметров на натуре и модели отличались, считая эти параметры второстепенными и меняющими свои значения во время эксперимента. В то же время достоверность других параметров моделирования, таких как число Струхала (частотный параметр) и коэффициенты уровня звукового давления, должна быть экспериментально проверена, в отношении их пригодности на моделях различных масштабов, так как они используются в практических расчетах характеристик полномасштабных объектов, в частности, самолетов. Большое значение имеет правильное качественное и количественное воспроизведение натуральных источников шума и характеристик излучения от двигательных систем и примыкающих поверхностей, а также от любых сис-

тем увеличения подъемной силы. При правильной постановке исследований, относящихся в конкретной задаче, связанной с оценкой влияния скорости полета на шум, требуется лишь частичная имитация источников шума и воздушного потока в канале двигателя. Но даже при этом остаются сложности, связанные с влиянием привода модели и ее державок на результаты измерений.

К настоящему времени в мире создано несколько небольших аэродинамических труб для акустических испытаний с эквивалентным диаметром рабочей части менее 3 м, оборудованных заглушенной камерой и обеспечивающих малый уровень фонового шума в рабочей части. Эти трубы представляют собой либо вновь созданные установки, либо являются модификациями существовавших аэродинамических труб. Также представляет интерес создание акустических труб «со свободной струей» еще меньшего размера путем переделки существующих заглушенных камер для исследований шума струи в статических условиях: струя по возможности максимального диаметра может использоваться для создания основного потока, в котором соосно может распространяться исследуемая струя существенно меньшего размера.

Проведена частичная акустическая доработка аэродинамических труб малых и средних размеров, заключающаяся в облицовке либо граничных зон рабочей части для снижения реверберации, либо тракта трубы для снижения шума, передающегося по воздуху от вентилятора в рабочую часть. Однако для получения требуемых аэродинамических и акустических характеристик необходимы трубы больших размеров, что потребовало срочной доработки крупных труб.

В настоящее время заглушенная аэродинамическая труба RAЕ замкнутого типа с максимальной скоростью 50 м/с (рис. 4), открытой рабочей частью диаметром 7,3 м и длиной 13 м оборудова-

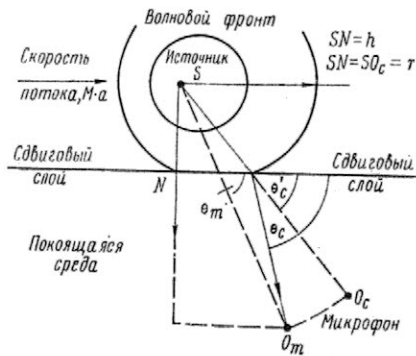
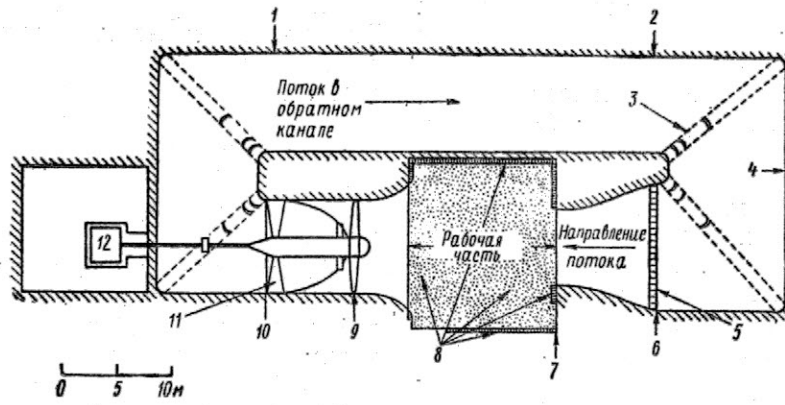


Рис. 2. Принципиальная схема преломления звука в сдвиговом слое



1—квадратное сечение $9,1 \times 9,1$ м; 2—прямоугольное сечение $12,2 \times 9,1$ м; 3—поворотные лопатки; 4—прямоугольное сечение $12,2 \times 10,7$ м; 5—сотовая конструкция; 6—квадратное сечение $12,2 \times 12,2$ м; 7—круглое сечение диаметром $7,3$ м; 8—акустическая облицовка; 9—круглое сечение диаметром $9,1$ м; 10—квадратное сечение диаметром $9,1$ м; 11—спрямляющий аппарат; 12—двигатель

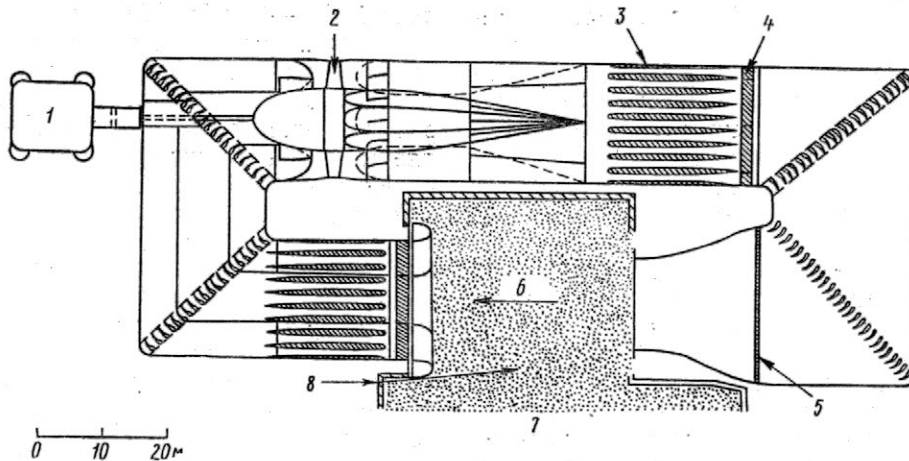
Рис. 4. Схема аэродинамической трубы RAE с диаметром рабочей части $7,3$ м для проведения акустических испытаний

на рабочей камерой шириной 13 м, высотой 10 м и длиной 13 м, стенки которой облицованы слоем звукопоглощающего пенного материала и клиньями, что обеспечивает минимальную рабочую частоту 200 Гц. С такими доработками эта труба, построенная еще 40 лет назад, используется с 1971 г. для проведения многочисленных акустических измерений на моделях и совершенствования методики эксперимента. Однако следует отметить, что вследствие расположения вентилятора в коллекторе непосредственно за рабочей частью трубы фоновый шум при скоростях потока, значительно больших 30 м/с, может оказаться чрезмерным, так что трудно проводить измерения без применения специальных узконаправленных микрофонов.

Аэродинамическая труба замкнутого типа научно-исследовательского центра им. Эймса (NASA) с закрытой рабочей частью размерами $24,4 \times 12,2 \times 24,4$ м и максимальной скоростью потока 95 м/с применяется для акустических исследований при весьма ограниченной акустической облицовке границ рабочей части и без акустической облицовки тракта трубы. Вследствие недостаточно хороших

акустических характеристик этой трубы для выделения полезного сигнала от реверберационного поля и фонового шума применяется специальная гребенка микрофонов и используются специальные методы введения поправок на интерференцию. Опыт, накопленный при работе в обеих рассмотренных трубах, позволил выработать предложения по их экономичной модернизации и позднее был использован при создании новых больших аэродинамических труб, например голландско-немецкой трубы DNW, которая имеет две сменные рабочие части (закрытую и открытую) размерами 8×6 м и длиной 18 м и максимальную скорость потока 100 м/с.

Рассматриваемые ниже вопросы учитывают опыт разработки методов аэроакустических испытаний в RAE, в частности разработки и эксплуатации аэродинамической трубы с диаметром рабочей части $7,3$ м, имеющей заглушенную камеру (рис. 4), и новой аэродинамической трубы с диаметром рабочей части $1,5$ м и заглушенной камерой (рис. 5). Последняя установка создана в результате значительной модификации существующей трубы с открытой рабочей частью и диаметром струи $1,5$ м



1—двигатель мощностью 400 кВт; 2—семилопастной вентилятор; 3—низкочастотные звукопоглощающие рассекатели; 4—высокочастотные звукопоглощающие рассекатели; 5—сетки и сотовые конструкции; 6—скорость потока в рабочей части 60 м/с; 7—заглушенная камера; 8—акустическая облицовка

Рис. 5. Аэродинамическая труба RAE с диаметром рабочей части $1,5$ м

(уменьшенная модель аэродинамической трубы диаметром 7,3 м), предпринятой для увеличения в два раза полезной скорости потока в трубе, которая теперь равна 60 м/с при акустических испытаниях на моделях. При модернизации был сохранен внешний контур трубы, так как он соответствовал бетонной конструкции аэродинамической трубы диаметром 7,3 м; во избежание уменьшения размеров рабочей части был сохранен и низкий коэффициент поджатия потока; новый малозумный вентилятор был установлен в обратном канале вдали от рабочей части (а не в коллекторе), была существенно изменена аэродинамика внутреннего контура и проведена акустическая облицовка внутренних поверхностей; рабочая часть трубы была помещена в полностью замкнутую заглушенную камеру.

В целом для исследования влияния скорости потока на изменение акустических характеристик моделей и отделения распространяющегося от модели шума от нежелательных паразитных шумов обычно применяются направленные приемники акустического излучения, а также используются другие методы разделения сигналов, в том числе и корреляционные. В RAE и NGTE наряду с выполнением теоретических работ, в основном направленных на разработку более совершенных методов анализа экспериментальных данных при испытаниях на маломасштабных моделях и на натурных двигателях в аэродинамических трубах и в полете, была начата разработка акустических моделей, в которых лучше имитируются отдельные источники шума двигателя в полете.

При разработке конструкции заглушенной камеры и облицовки рабочей части аэродинамической трубы, предназначенной для исследования шума самолета, используется обычная методика расчета снижения шума, однако при этом может появиться ряд дополнительных требований на испытания. При выборе акустической облицовки на границах рабочей части аэродинамической трубы можно приблизительно считать, что требуемое поглощение энергии падающей на стенку звуковой волны достигается при применении покрытия из пенного материала (толщиной t), если максимальная длина волны λ_{\max} не превышает $\sim 2t$, или при применении клиньев (высотой h) из пенного материала, если длина волны не превышает $\leq 5h$. Однако на практике могут существовать значительные области, в которых трудно установить требуемую акустическую облицовку в силу их аэродинамических или конструктивных особенностей; к таким областям относятся, например, поверхности, расположенные вверх и вниз по потоку у концов рабочей части трубы.

В случае аэродинамической трубы с открытой рабочей частью в принципе можно получить заглушенную рабочую часть, не затрагивая существенно в ней поток, если провести лишь акустическую облицовку большой рабочей камеры, стенки которой значительно удалены от границ потока. Однако в этом случае может оказаться трудным проведение облицовки входа в коллектор и поддерживающих сопло стоек. В случае трубы с закрытой рабочей частью возможности применения акустической облицовки более ограничены, так как поверхности, расположенные в потоке, должны быть относи-

тельно гладкими, обтекаемыми и твердыми. Внешняя поверхность облицовки не должна приводить к нежелательному аэродинамическому взаимодействию с потоком в рабочей части или к дополнительному шуму, и в то же время она не должна приводить к ослаблению эффективности применяемой облицовки и ухудшению ее характеристик из-за износа при длительной эксплуатации в потоке.

Такого рода практические требования к акустической облицовке аэродинамических труб с открытой и закрытой рабочей частью приводят к необходимости проведения в той или иной форме акустической калибровки, при которой калибровочный источник шума и измерительные микрофоны располагаются в точках, определяемых из условий акустических измерений на модели. В общем в результате такой калибровки выявляются рабочая область или объем, в который можно с требуемой точностью (например, $\pm 0,5$ дБ) измерить свободное поле источника шума при наличии достаточно слабого диффузного реверберационного поля, получающегося в результате отражения звука от границ. Для достижения такой точности необходимо, чтобы уровень прямого сигнала в точке измерения превышал уровень реверберационного сигнала по крайней мере на 10 дБ. Применяются также же методы калибровки, как при оценке характеристик заглушенных камер, например, метод направленного импульсного излучения, измерение дальнего поля компактного стационарного монополярного источника для проверки соблюдения «закона обратных квадратов» и измерение «времени начального затухания» сигнала в замкнутом пространстве (EDT), которое обычно определяется как время, в течение которого исходный уровень звукового сигнала уменьшается на 10 дБ. Все эти три метода могут в определенной степени дополнять друг друга, и они с успехом использовались для оценки акустических характеристик рабочей части аэродинамической трубы RAE диаметром 7,3 м.

Полный частотный диапазон шума, излучаемого полномасштабным объектом (от F_{\min} до F_{\max}), который представляет интерес с точки зрения оценки уровня воспринимаемого шума, обычно составляет 50 Гц—10 кГц. Нижний частотный предел при проведении модельных измерений, как правило, определяется тем, что с уменьшением частоты все трудней обеспечить хорошую заглушенность камеры, и в этом смысле более предпочтительной является труба с открытой рабочей частью, так как в ней твердые границы, подвергаемые акустической облицовке (стенки), располагаются вдали от потока, проходящего в рабочей части трубы. Верхний частотный предел при модельных испытаниях (f_{\max}) обычно определяется минимальными размерами микрофона (для получения хорошей характеристики и достаточной разрешающей способности по пространству на высоких частотах необходимо уменьшать размеры микрофона, хотя бы за счет уменьшения интенсивности сигнала), а также тем, насколько правильно учитывается поглощение в атмосфере на высоких частотах и как вносятся поправки на направленность при высоких частотах. Таким образом, для обеспечения соответствия требуемого частотного диапазона при ис-

пытаниях на модели (длиной l) при исследованиях на натурном объекте (длиной L), при одинаковых числах Маха и Струхала допустимые размеры модели должны удовлетворять условию:

$$F_{\min}/f_{\min} > l/L > F_{\max}/f_{\max}.$$

Таким образом, обычно при наилучших параметрах $f_{\min}=200$ Гц и $f_{\max}=80$ кГц

$$1/4 > l/L > 1/8.$$

Приведенные соображения не означают, что бесполезно проводить измерения на моделях большего или меньшего масштаба, особенно в более ограниченном частотном диапазоне. Однако они подчеркивают важность подбора размера модели и частотного диапазона измерений таким образом, чтобы они соответствовали возможностям применяемой заглушенной камеры и измерительной аппаратуры, и показывают, насколько необходимо расширение аппаратных возможностей. Вообще говоря, размеры модели должны быть также согласованы и с рядом других аэроакустических параметров.

Протяженность области ближнего поля в окрестности модельного источника шума зависит от типа источника шума (монополь, диполь, квадруполь) и его интенсивности. Однако для компактного источника приближенно можно принять, что ближнее поле имеет протяженность порядка одной — двух длин звуковых волн. Таким образом, для уверенности, что соблюдаются условия дальнего поля (сферическое излучение) в потоке (радиуса $R_{\text{раб}}$) в рабочей части трубы, необходимо, чтобы его радиус был по меньшей мере в 1,5 раза больше максимальной длины волны $\lambda_{\max} = a/f_{\min}$, представляющей интерес при исследовании модельного источника шума. Более того, для обеспечения условий измерения, свободных от влияния интерференции в ближнем поле границы, точки измерения должны находиться на определенном расстоянии ($B_{\text{микр}}$) (большем, чем например, $0,3 \lambda_{\max}$) от любой акустически облицованной стенки или от границы зоны смещения свободной струи. Следовательно, как схематически показано на рис. 6, в случае расположения компактного источника шума в центре трубы должны выполняться соотношения по длине волны

$$R_{\text{раб}} > 1,5(a/f_{\min}) \text{ и } B_{\text{микр}} > 0,3(a/f_{\min}).$$

Из этих соображений совершенно ясны преимущества трубы с большой рабочей частью, так как в ней можно проводить исследования длинных звуковых волн (низкие частоты), характерных для моделей большого размера.

В случае реальных моделей, источники шума в которых существенно отличаются от единичных компактных, при выборе области, в которой соблюдаются условия дальнего поля, следует учитывать конечные геометрические размеры модели и характер распределения источников шума вдоль и поперек потока.

Можно показать, что в случае трубы с открытой рабочей частью, расположенной в большой заглушенной камере, нет необходимости создавать геометрические условия дальнего поля в области, если она не расположена на существенном удале-

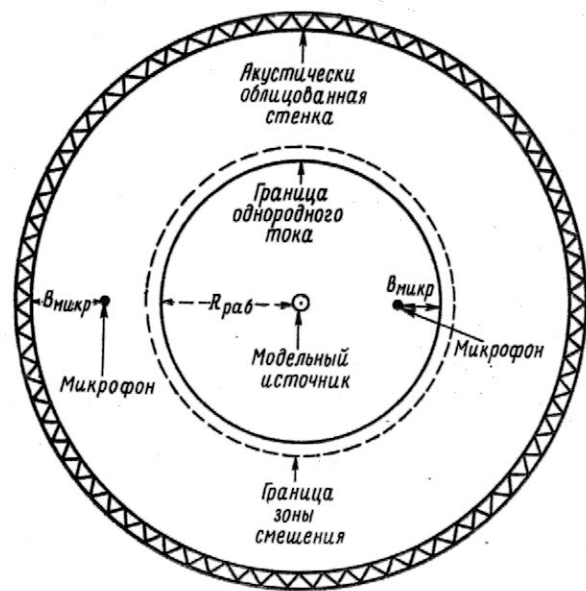


Рис. 6. Акустические ограничения на размеры трубы

нии от границ зоны смещения струи. Тогда, вследствие ослабления ограничений, о которых говорилось выше, можно проводить испытания на моделях большего размера, при условии, конечно, что при этом отсутствуют ограничения по длине волны, аэродинамике или из-за искажения границ потока. Однако расположение микрофонов вне границ смешанного потока сопряжено с трудностями, связанными с влиянием сложного и переменного аэродинамического поля между модельным источником шума и микрофоном на характеристики распространения шума, и эти трудности особенно велики, когда характеристики источника шума неизвестны или изменяются. Любое увеличение интенсивности сигнала, излучаемого от модели большого размера, будет парироваться ослаблением, связанным с распространением до более удаленных точек измерения.

Важным примером применения небольшой аэродинамической трубы со «свободной струей» являются акустические испытания модельной струи (соосной с основным потоком), направленные на выявление максимально возможного масштаба модели, который бы не накладывал больших ограничений при эксперименте. В этом случае, исходя из представления о развитии турбулентной струи и практического опыта, можно заключить, что аэроакустическое влияние развития основного потока на генерацию шума модельной струи будет весьма незначительным, если отношение диаметров основного потока и модельной струи составляет не менее 10. Однако пока это соотношение не станет существенно большим (например, больше 50), для проведения измерений в дальнем поле требуется располагать микрофоны вне основного потока, а не внутри него. Тогда в диапазоне практически применяемых чисел Маха могут оказаться существенными поправки на распространение шума, связанные с преломлением звука при его прохождении через внешний слой смещения основной струи (см. рис. 3). Задача еще больше усложнится, а имеющиеся методы внесения поправок станут более спорными, если модельная струя располагается под некоторым углом к основному по-

току или смещена от оси потока или если исследуется влияние расположения струи относительно фюзеляжа самолета и их взаимодействие.

Таким образом, во многих представляющих практический интерес экспериментальных исследованиях шума, для того чтобы убедиться в соблюдении с требуемой точностью условий дальнего поля в точках измерений, желательно изучить звуковое поле на различных расстояниях и различных направлениях от модели. Более того, характер рассматриваемых здесь ограничений может быть в дальнейшем количественно определен после критического анализа представленных экспериментальных и теоретических исследований, дополненных точными результатами некоторых специально выполненных исследований акустических полей моделей, которые в будущем будут проводиться в аэродинамических трубах с акустической облицовкой. Для ускорения создания моделей, установок и проведения экспериментальных исследований влияния скорости полета на шум необходима разработка надежных общих принципов проведения таких исследований. С учетом теоретических предпосылок при выборе надежных рабочих пределов расположения точек измерения в дальнем поле или имитации условий полета могут пригодиться даже результаты статических испытаний на простых моделях (при условии их достаточной точности). Обычно такие результаты получают при диагностических исследованиях акустических полей малых моделей в больших заглушенных камерах.

В настоящее время установлено, что для проведения аэродинамических испытаний на моделях желательно в рабочей части иметь стационарный малотурбулентный поток, обладающий достаточной однородностью. Однако следует выяснить и разработать количественные критерии оценки влияния качества потока на акустические характеристики модели, которое может быть прямым или косвенным и связанным с влиянием изменения аэродинамических параметров на характеристики генерации и распространения шума. В частности, до сих пор отсутствуют надежные количественные оценки влияния интенсивности и масштаба турбу-

лентности набегающего потока на генерацию шума на модели.

Крайне необходимо провести анализ всех имеющихся в этой области результатов и провести дополнительные измерения шума и соответствующих аэродинамических параметров в существующих трубах с известными параметрами турбулентности, в частности, на моделях с вентиляторными двигателями.

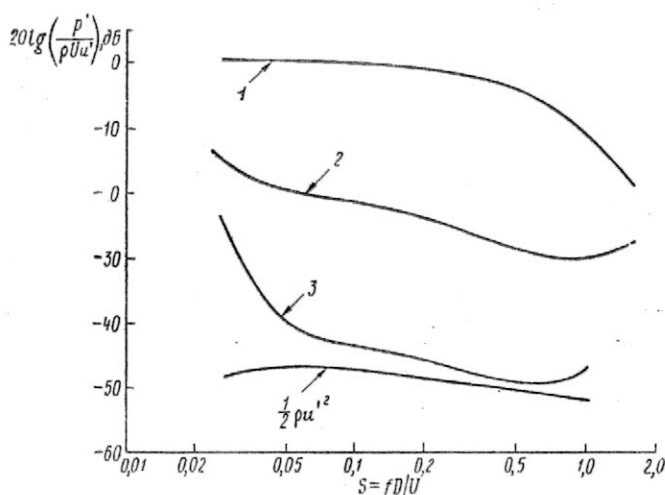
При измерениях шума в дальнем поле, так же как и в ближнем поле, часто требуется устанавливать микрофон в потоке (а не вне его), что особенно необходимо при измерениях в трубах с закрытой рабочей частью и обычно практикуется в больших трубах с открытой рабочей частью. Однако в случае очень малозумной трубы фоновый шум, измеряемый расположенным в потоке микрофоном (даже с применением на микрофоне обтекателя и его обращения точно навстречу потоку), в основном может оказаться результатом взаимодействия потока с микрофоном, а не действительным уровнем шума в малозумной трубе.

Теоретически это может быть представлено так: если u' — среднеквадратичная величина продольных пульсаций скорости, а U — средняя скорость потока, то среднеквадратичная величина пульсаций динамического давления, обусловленного турбулентностью, должна равняться $\rho U u'$, а пульсаций статического давления $\sim \frac{1}{2} \rho u'^2$. Неко-

торые результаты проведенных Оуэном в RAE измерений среднеквадратичных пульсаций давления p' с помощью микрофона, направленного точно навстречу потоку, приведены на рис. 7 в виде зависимости $20 \lg(p'/\rho U u')$ от числа Струхалия fD/U , где D — номинальный диаметр микрофона. Приведенные результаты подтверждают, что «чистый» микрофон (без обтекателя), как и ожидалось, измеряет $\rho U u'$ в большом диапазоне чисел Струхалия. Уменьшение чувствительности микрофона к пульсациям давления на высоких частотах также связано с уменьшением масштаба турбулентности ($L \approx U/2\pi f$). Однако при установке обтекателя микрофон измеряет не величину $1/2 \rho u'^2$, а некоторую часть от $\rho U u'$, величина которой зависит от числа Струхалия, а также от формы применяемого обтекателя. Такая зависимость сигнала от $\rho U u'$ не дает ясного физического объяснения чувствительности микрофона к турбулентности, особенно если учесть, что в проведенных к настоящему времени измерениях спектр поперечной составляющей пульсаций скорости v' подобен спектру u' .

В настоящее время для получения высококачественного потока в рабочей части трубы обычно более предпочтительными считаются установки с замкнутым контуром по сравнению с установками с разомкнутым контуром. Кроме того, замкнутый контур позволяет изолировать рабочий объем в трубе от окружающего пространства, что дает возможность избежать нежелательных изменений в условиях эксперимента, обусловленных ветром и внешним шумом, и в то же время позволяет частично защитить окрестное население от вредного воздействия шума при испытаниях.

Однако во избежание появления паразитного



1 — микрофон без обтекателя; 2 — микрофон с обтекателем оживальной формы; 3 — фоновый шум в малозумной трубе
Рис. 7. Влияние турбулентности на выходной сигнал микрофона (микрофон диаметром 12,7 мм, $U = 50$ м/с, $u'/U \approx 2\%$)

шума на моделях (особенно с вентиляторами) важно также, чтобы в рабочей части не было существенных искажений потока, обусловленных следом или струей за моделью или интерференцией при циркуляции потока в замкнутом контуре. К счастью, в конструкциях современных труб истекающая из модели струя проходит значительное расстояние и успевает затухнуть раньше, чем достигнет приводного вентилятора в трубе, удаленного от рабочей части, что позволяет уменьшить влияние рециркуляции, а наличие щелей в коллекторах труб с открытой рабочей частью, кроме того, позволяет уменьшить нестационарность потока. Тем не менее желательно провести дальнейшие исследования для получения количественной оценки влияния струи с большим расходом в рабочей части трубы на аэродинамику потока, особенно если она направлена под большим углом к потоку в трубе, или отстоит от его оси на значительном расстоянии; в этих случаях сильные искажения могут потребовать применения устройств для более быстрого размывания струи или даже ее отвода.

Обычно уровень фонового шума в рабочей части трубы или рабочей камере должен быть не менее чем на 10 дБ ниже уровня шума, генерируемого модельным источником, в представляющем интерес частотном диапазоне с тем, чтобы можно было провести измерения широкополосного спектра с заданной погрешностью (точность 1/2 дБ) в точках измерения без специальных методов выделения сигнала на фоне помех.

Влияние внешнего шума приобретает особое значение в случае трубы с незамкнутым контуром и для рабочих частей, не защищенных от внешней среды акустически облицованной рабочей камерой. Передача вибраций по конструкции и шума от приводного двигателя могут потребовать специальных защитных мер. Особого внимания заслуживает сведение к минимуму шума, генерируемого элементами оснастки модели, через которые осуществляется подвод воздуха к струям или вентиляторам на модели или к генераторам резонансного типа, и поэтому необходимо исключить внутренние шумы, генерируемые в клапанах и воздухопроводах, а также внешние шумы, генерируемые при вихреобразованиях и других аэродинамических взаимодействиях элементов крепления конструкции и проводов. Подобным же образом паразитный фоновый шум может генерироваться измерительными устройствами и элементами их крепления, находящимися в потоке, однако пульсации давления в турбулентном потоке, влияющие на регистрируемый микрофоном шум или вибрации элементов крепления микрофона, обычно считаются практически определяющими нижний предел фонового шума, особенно в маломощных трубах с акустической облицовкой.

Для получения в трубе низкого уровня фонового шума более привлекательной представляется открытая рабочая часть. Шум, исходящий из сопла поджатия и диффузора или из коллектора, может свободно излучаться (по меньшей мере в полусферу из рабочей части) вместе с шумом, генерируемым моделью, без значительного отражения от удаленных, акустически облицованных стенок большой рабочей камеры. В принципе можно ожидать, что для точек измерения, расположенных

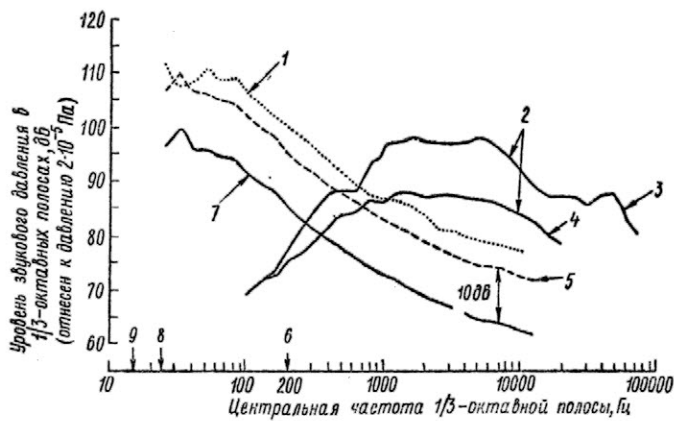
в потоке или вне потока на расстоянии нескольких калибров, достижимый нижний предел фонового шума будет определяться квадрупольным шумом, генерируемым при турбулентном смешении свободной струи на ее границе.

Однако специфической особенностью большинства труб с открытой рабочей частью является необходимость иметь «триммеры», устанавливаемые на кромке сопла и выступающие в поток, а также вентиляционные щели на обтекателе или стенках коллектора, которые предназначены для устранения возможной неустойчивости потока и нестационарности на низких частотах в диапазоне рабочих скоростей потока. В случае очень маломощных труб могут возникнуть аэроакустические проблемы, связанные с генерацией дополнительного шума при утолщении пограничного слоя струи из-за наличия таких триммеров, с попаданием струи на коллектор и возможным изменением этого шума при изменении аэродинамических условий испытательной модели. При этом применение звукопоглощающей облицовки обтекателя и входа в коллектор не должно приводить к ухудшению аэродинамических и конструктивных характеристик.

В случае трубы с закрытой рабочей частью дополнительный шум может генерироваться при взаимодействии высокоскоростного потока со стенками рабочей части трубы, особенно если на стенках имеется акустическая облицовка, которая сама может обладать ограниченной эффективностью из-за других аэродинамических ограничений.

Несомненно, привод трубы является основным источником фонового шума в рабочей части, за исключением случаев, когда он спроектирован специально на создание малого шума и настолько удален от рабочей части трубы, что между ними имеется достаточное расстояние по контуру для применения соответствующей звукопоглощающей облицовки стенок тракта при допустимом ухудшении аэродинамических характеристик. Например, аэродинамическая труба RAE с диаметром рабочей части 7,3 м, в которой установлен старый вентилятор, расположенный со стороны коллектора вблизи рабочей части (рис. 4), позволяет получить максимальную скорость (при приемлемом уровне фонового шума) не выше ~30 м/с при исследовании практических источников шума, относящихся, например, к низкоскоростным струям (рис. 8) и маломощным вентиляторам, характерным для современных двигателей, а шум обтекания планера полностью поглощается фоновым шумом, по крайней мере в дальнем поле. Как и ожидалось для преобладающих источников шума вентилятора дипольного типа, суммарные уровни звукового давления, относящиеся к фоновому шуму и измеряемые вне центральной оси рабочей части трубы, уменьшаются с увеличением расстояния от вентилятора. Кроме того, суммарные уровни звукового давления в пустой трубе возрастают приблизительно как шестая степень скорости потока, так что, вообще говоря, каждое удвоение или уменьшение вдвое скорости потока в трубе приводит к увеличению или уменьшению фонового шума на ~18 дБ.

Радикальная модификация трубы RAE с диаметром рабочей части 1,5 м (масштабная модель трубы с диаметром рабочей части 7,3 м), предпринятая для создания акустической аэродинамичес-



1—фоновый шум трубы при скорости 50 м/с; 2—шум струи на расстоянии 2 м, воспринимаемый под углом 90° к оси струи диаметром 75 мм при средней скорости истечения 240 м/с; 3—«грязная» струя; 4—«чистая» струя; 5—минимальный уровень, требуемый от модельного источника шума; 6—минимальная «заглушенная» частота; 7—фоновый шум в трубе при скорости 30 м/с; 8—частота прохождения лопастей при 50 м/с; 9—частота прохождения лопастей при 30 м/с

Рис. 8. Сравнение спектров фонового шума в трубе РАЕ с диаметром рабочей части 7,3 м и шума модельной струи

кой трубы диаметром 1,5 м, привела к снижению фонового шума на ~ 15 дБ в широком диапазоне частот, и приблизительно половина этого снижения обусловлена применением вентилятора новой конструкции. По всей видимости, можно снизить фоновый шум в этой трубе еще на 5—10 дБ, если изменить контур сечения рассекателей (снизить их собственный шум) и уменьшить угол установки лопаток вентилятора к концевой части, чтобы получить приемлемый компромисс между снижением шума и уменьшением общей аэродинамической эффективности. В настоящее время трудно добиться большего снижения шума из-за необходимости иметь малое поджатие (3,5/1) и малую длину контура трубы относительно размеров рабочей части, что вынуждает устанавливать акустические рассекатели в области относительно больших скоростей потока и накладывает более жесткие требования к характеристикам вентилятора.

Действительно, построенная в исследовательском центре фирмы Юнайтед Текнолоджиз UTRC (США) акустическая аэродинамическая труба, имеющая существенно меньшие размеры (эффективный диаметр 0,7 м) и существенно больший коэффициент поджатия от успокоительной камеры до рабочей части и соответственно большую диффузорность от рабочей части до вентилятора всасывающего типа, обеспечивает уровни звукового давления вне открытой рабочей части на 50 дБ ниже по сравнению с современными необлицованными аэродинамическими трубами при тех же самых скоростях потока и при тех же значениях числа Струхала. Что касается допустимых уровней шума, то характерные модели с силовой установкой, подходящие для измерения шума в дальнем поле в упомянутых трубах, могут быть с успехом испытаны при скоростях до 50 м/с, и при этом отсутствуют серьезные проблемы, связанные с фоновым шумом, и отпадает необходимость в специальных методах выделения сигнала на фоне помех. Однако при таких условиях генерация паразитного шума элементами оснастки и крепления модели (если им не приданы совершенные обтекаемые формы) может заметно усилить собственный фоновый шум в малозумной трубе и также привести к шуму,

превышающему собственный шум обтекания планера на «чистой» модели (без силовой установки), и весь этот паразитный шум увеличивается с ростом скорости потока в трубе, тогда как шум силовой установки (например, при смешении струи) может одновременно уменьшаться с ростом скорости потока.

Для создания потока в дозвуковых трубах предпочтительной остается вентиляторная система, имеющая хорошо отлаженные характеристики при непрерывном действии. Обычно при этом применяются вентиляторы осевого типа, хотя для труб с разомкнутым контуром вполне пригодны и другие вентиляторы всасывающего типа.

Сам вентилятор может являться основным источником фонового шума в рабочей части, особенно в области низких частот. Следовательно, конструкция вентилятора и длина тракта между вентилятором и рабочей частью, на которой можно установить звукопоглощающую облицовку, являются критическими параметрами с точки зрения пределов фонового шума и допустимых скоростей потока при любых модельных исследованиях шума. Вентилятор в трубе в основном создает широкополосный шум дипольного типа, который обычно вызывается пульсациями подъемной силы на лопатках и обусловлен срывом вихрей с задней кромки. Характерные экспериментальные результаты подтверждают это положение в том смысле, что уровни звукового давления, генерируемого вентилятором, растут в пятой — шестой степени скорости вращения вентилятора. При сравнении вентиляторов, работающих при подобных условиях, можно воспользоваться следующим приближенным соотношением:

$$\approx (1 - \eta) \times (\text{концевая скорость})^3 \times (\text{аэродинамическая мощность на валу}),$$

где в случае известного аэродинамического КПД вентилятора η , равного отношению энергии увеличения давления в единицу времени к мощности на валу, коэффициент рассеивания аэродинамической мощности $(1 - \eta)$ представляется пригодным для сравнения шума вентиляторов различных конструкций, так как аэродинамические потери и генерация шума тесно связаны между собой. При заданной скорости вращения вентилятора уровни звукового давления уменьшаются с ростом частоты (например, рис. 8), однако на частоту прохождения лопастей и гармоники накладываются дискретные составляющие, интенсивность которых может зависеть от турбулентности набегающего потока и от концевой скорости лопаток. Увеличение турбулентности набегающего потока перед вентилятором также может привести к увеличению широкополосного шума.

Для обеспечения малозумности вентилятор должен быть спроектирован на условия работы при почти максимальной аэродинамической эффективности, что даст возможность существенно сузить зону отрывных течений на лопатках, но при малой концевой скорости лопаток, например, порядка одной трети скорости звука. Вообще говоря, с точки зрения генерации малого шума более предпочтительной является конструкция трубы с большим коэффициентом поджатия, так как в этом случае при заданных размерах рабочей части и скорости потока в ней требуются меньшая аэродинамическая

кая мощность и меньшая концевая скорость лопаток вентилятора.

В большинстве дозвуковых аэродинамических труб как с открытой, так и закрытой рабочей частью для получения стационарного потока в рабочей части в требуемом диапазоне изменения скоростей необходима тщательная проработка конструкции рабочей части, а также тракта и привода трубы. При этом любые конструктивные изменения отражаются на степени удовлетворения комплексных требований в отношении минимальных градиентов давления и минимальных потерь энергии. Большое значение имеет нестационарность (пульсации) на низких частотах в трубах с открытой рабочей частью, главным образом в результате взаимодействия истекающей из сопла струи с коллектором, которая может привести к чрезмерному фоновому шуму и ухудшению характеристик потока. Основные причины такой нестационарности потока и соответствующие способы их устранения можно разделить на две категории, хотя они могут существовать и одновременно.

Во-первых, смещение потока в трубе на границе с окружающим воздухом на пути от сопла к коллектору приводит к увеличению объема потока на $\sim 10\%$, и этот избыточный объем должен быть отделен на входе в коллектор. Наличие крупномасштабных вихрей, образующихся в зоне смещения, приводит к тому, что мгновенный объем, который следует отделить на входе в коллектор, существенно изменяется по амплитуде в диапазоне очень низких частот, поэтому в трубах с простым коллектором колоколообразной формы всегда наблюдались низкочастотные вариации скорости потока, вызванные такой нестационарностью потока на входе в коллектор. В современных замкнутых аэродинамических трубах с открытой рабочей частью на участке за коллектором имеются вентиляционные щели того или иного вида, предназначенные для компенсации таких «всплесков» расхода и ослабления волн давления, которые в противном случае могут распространяться по всему тракту. В некоторых случаях для получения потока с удовлетворительными характеристиками требовался тщательный подбор щелей, тогда как в других трубах достаточной оказывалась лишь одна периферийная щель. Ясно, что аэродинамически форма раструба коллектора должна быть тщательно согласована с геометрией конкретной рабочей части и рабочей камеры и одновременно он должен иметь приемлемые конструктивные и акустические характеристики.

Во-вторых, обычно принимается, что тона и относящиеся к ним пульсации потока, возникающие на краях сопла и коллектора, получаются в результате резонанса между возмущением (например, вихревым кольцом), сходящим с сопла и набегающим на раструб коллектора и порожденным новым возмущением, которое возвращается к соплу в одной фазе со следующим возникающим в сопле возмущением. Частота таких краевых тонов основного и более высоких порядков обычно возрастает с ростом средней скорости потока и уменьшается с увеличением расстояния между соплом и коллектором. В некоторых трубах замкнутого типа отмечались сильные вибрации конструкций трубы, когда частота краевого тона системы сопло—кол-

лектор совпадает с резонансной частотой (органного типа) канала трубы. В двух аэродинамических трубах, сильно отличающихся по конструкции, а именно в трубе RAЕ с диаметром рабочей части 7,3 м (и ее модели в масштабе 1:5) с коэффициентом поджатия 3,5:1 и в трубе DFVLR в Порц-Ване с коэффициентом поджатия 10:1 наблюдались сильные резонансы такого органного типа, тогда как в других трубах, например, в модели новой трубы DNW с коэффициентом поджатия 9:1, признаки такого резонанса совершенно отсутствуют. Аэродинамический резонанс такого типа легко может быть устранен или уменьшен путем введения периферийных триммеров в виде интерцепторов или генераторов дискретных вихрей на выходе из сопла, с тем чтобы помешать периодическому образованию вихревых колец; однако наличие таких устройств может привести к генерации высокочастотного шума. Следует отметить, что в некоторых случаях (например, в трубе DFVLR, Порц-Ван) применение только вентиляции коллектора не приводит к заметному ослаблению резонанса органного типа.

Кроме того, при наличии герметично замкнутой заглушенной камеры вокруг открытой рабочей части может возникнуть еще один вид резонанса краевого типа, отличающийся от резонанса органного типа в замкнутом контуре трубы тем, что приводит к образованию низкочастотных стоячих волн в камере. Резонанс такого типа, очевидно, отмечался в акустической аэродинамической трубе центра UTRC замкнутого типа с открытой рабочей частью, и он также устраняется с помощью окружающих триммеров.

Ввиду того, что проблемы, относящиеся к нестационарности потока в различных трубах с открытой рабочей частью, могут быть разной сложности при большом разнообразии форм раструба коллектора и конфигурации вентиляционных отверстий, следует больше проводить фундаментальных исследований, чтобы глубже выяснить основные причины возникновения различных нестационарностей и выработать подробные рекомендации по их устранению в акустических трубах при минимальном ухудшении других характеристик. Для динамических и акустических испытаний в трубах с открытой рабочей частью важно знать о гарантии такой же стационарности потока в рабочей части, как и в хороших трубах с закрытой рабочей частью или что, несмотря на облицовку сопла и коллектора, все же остается некоторая низкочастотная нестационарность и сохраняются относительно высокие уровни турбулентности. Необходимо также провести дальнейшие исследования по влиянию отклонения границы открытой струи при наличии моделей, создающих подъемную силу, особенно с подъемной силовой установкой, на аэродинамические и акустические характеристики.

В процессе проведения мероприятий с целью эффективно и экономично снизить фоновый шум в трубе с помощью звукопоглощающей облицовки, на участке тракта между вентилятором и рабочей частью возникает множество новых проблем, которые могут ограничить ее применение. При выборе облицовки стенок и конструкции раскателей необходим определенный компромисс, обусловленный следующими факторами. Вообще говоря, для

поглощения высокочастотного шума требуются часто расположенные рассекатели, тогда как для поглощения низкочастотного шума требуются большие расстояния между ними; кроме того, учитывая эффект конвекции звука, ниже по потоку за вентилятором следует устанавливать более длинные рассекатели, чем выше по потоку.

С повышением эффективности мероприятий по снижению шума в широком диапазоне частот растут потери местной скорости и давления потока, что обусловлено большим запирающим тракта трубы и увеличением площади смачиваемой поверхности, даже при наличии плавного обтекания. Для получения в рабочей части трубы высоких скоростей при приемлемых требованиях к мощности привода и системе охлаждения установки требуются низкие потери давления в тракте. Большая скорость потока у звукопоглощающей поверхности может привести к вредному собственному шуму и уменьшению эффективности такой облицовки. Снижение эффективности звукопоглощающей облицовки может быть вызвано применением защитного покрытия, необходимого для сохранения облицовки при высоких скоростях потока и избавляющего от дорогостоящего обслуживания в течение нескольких лет эксплуатации. Такого рода соображения дают основание полагать, что наиболее удобными для установки звукопоглощающей облицовки являются области, в которых скорость потока близка к минимуму: в успокоительной камере выше по потоку перед участком поджатия и на участке значительного рассеяния далеко вниз по потоку за рабочей частью, однако при условии, что при установке облицовки в этих зонах учитываются наличие вентилятора, а также тип тракта трубы и его геометрия.

Все эти факторы были учтены во время проектирования трубы корабельного научно-испытательного центра NSRDC, где установлены длинные «акустические глушители» на особо крупных участках замкнутого тракта непосредственно перед малощумным осевым вентилятором и за ним, которые снижают достигающий рабочей части шум от вентилятора, особенно в области низких частот, и при этом наблюдаются лишь незначительные аэродинамические потери. Каждый из этих глушителей состоит из двух волнообразных рассекателей со звукопоглощающей облицовкой, установленных вертикально в середине канала, и по одному вдоль каждой боковой стенки. Изгибы волнообразной конструкции имеют большой радиус, чтобы не допустить отрыва потока, и одновременно обеспечивается дополнительное снижение шума на высоких частотах, так как исключается прямолинейное, свободное распространение звука через глушитель и увеличивается эффективная длина проходного звуком пути при заданной геометрической длине глушителя. Общие аэродинамические потери в каждом таком глушителе составили лишь ~15% суммарных потерь в тракте трубы и приблизительно равно потерям при прохождении потока через систему охлаждения или через детурбулизирующие сетки. Более того, перфорированное металлическое покрытие звукопоглощающего материала не приводит к генерации интенсивного собственного шума, так как в области расположения глушителя скорость потока достаточно мала.

В более простой и меньшей по размерам трубе центра UTRC, имеющей разомкнутый контур и центробежный вентилятор всасывающего типа на выходе, нет необходимости применять звукопоглощающую облицовку во входной части тракта выше по потоку перед рабочей частью (при отсутствии проблемы внешнего шума). Ниже по потоку за рабочей частью у конца обычного прямого диффузора непосредственно перед вентилятором в тракте трубы установлен Z-образный глушитель (активного и реактивного действия), состоящий из двух рядов параллельных рассекателей и двух облицованных колен с поворотом на 90° и позволяющий снизить генерируемый вентилятором шум в рабочей части трубы не менее чем на 50 дБ на частотах до 250 Гц. Поворотные лопатки в этой трубе были установлены не в колене, чтобы исключить дискретный шум («пение») и широкополосный шум, связанный с нахождением лопаток в турбулентном потоке, выходящем из диффузора.

Однако при проведении акустической облицовки существующих аэродинамических труб или создании новых труб, предназначенных как для аэродинамических, так и акустических испытаний (причем доля аэродинамических испытаний может быть равна или больше доли акустических), могут возникнуть другие ограничения технического или экономического характера. Предлагаемая модификация трубы RAE с диаметром рабочей части 7,3 м (как показано на рис. 5) при сохранении большой рабочей части и малого коэффициента поджатия (3,5:1) состоит во введении однородных блоков рассекателей для снижения высокочастотного и низкочастотного шума, являющихся частью многоканального диффузора, расположенного ниже по потоку за новым вентилятором. Подобные же блоки установлены в первом диффузоре непосредственно за коллектором, и это место выбрано в основном потому, что только здесь имеется прямой участок, по длине достаточный для установки глушителя. Вследствие высокой скорости потока в первом диффузоре собственный шум рассекателей, а также их аэродинамическое сопротивление создают серьезные конструктивные трудности. Синусоидальные (по длине) рассекатели, которые могли бы заметно снизить шум за счет устранения прямолинейного прохождения звука через блок, здесь установить невозможно вследствие недостаточной длины участка на существующей установке. Другие проекты модификации трубы RAE с диаметром рабочей части 7,3 м, допускающие уменьшение рабочей части, обеспечивают не только значительное увеличение коэффициента поджатия и, следовательно, увеличение максимальной скорости и улучшение качества потока, но и существенное снижение средней скорости потока в тракте трубы и концевой скорости лопаток вентилятора при заданной скорости в рабочей части. Все это приводит к снижению шума вентилятора и собственного шума рассекателей в глушителе и упрощает требования к звукопоглощающей облицовке для снижения фонового шума в рабочей части до необходимого уровня. Кроме того, появляется возможность более полно использовать изменения в направлении потока путем установки звукопоглощающей облицовки на участках поворота тракта и на поворотных лопатках.

Можно провести оценку акустических характеристик звукопоглощающих рассекателей различной конструкции, используя развитие теории Кремера, приведенное в работе Беранека и Шульца, где принимается, что рассекатели изготовлены из однородного пористого материала, и при этом предполагается, что акустический импеданс является однозначной функцией сопротивления продуванию R_1 (Рейл/м) материала. При толщине рассекателя $2t$ (м) и расстоянии между рассекателями $2h$ (м) максимальное снижение шума на участке единичной длины может быть достигнуто на определенной частоте $f_{\text{опт}} = 101,6 \sqrt{ht}$ (Гц) при применении материала с «оптимальной» сопротивляемостью продуванию $R_{\text{опт}} = 667,5 \sqrt{h/t^3}$ (Рейл/м).

Такая предельно оптимальная конструкция приводит к значительному снижению шума только в узкой полосе частот; однако при меньшей величине снижения в пиковой области снижение в существенно более широкой полосе частот можно получить при использовании материала с большим сопротивлением продуванию. Конечно, максимальное снижение шума при заданной длине глушителя может быть получено при малых h , но в этом случае запаривание потока может привести к большим потерям на сопротивление, так что условие $h > t$ оказывается важным для компромисса между акустическими и аэродинамическими характеристиками. При этом меньшее ослабление шума на единицу длины глушителя может быть скомпенсировано некоторым увеличением его длины. Ряд измерений, проведенных Требблом в новой акустической трубе RAE с диаметром рабочей части 1,5 м, показал, что измеренное ослабление шума при его прохождении через низкочастотный глушитель без потока (вентилятор выключен, источником шума является громкоговоритель) существенно меньше, чем следует из теоретических оценок, за исключением области низких частот (рис. 9). Более того, эффективное снижение шума вентилятора при наличии потока в трубе с помощью низкочастотного глушителя, установленного в коллекторе, вдвое меньше, чем при калибровочных измерениях в неподвижном воздухе. Дополнительная установка высокочастотных рассекателей в коллекторе реально привела бы лишь к увеличению фонового шума в рабочей части трубы при всех интересующих скоростях потока, что связано в основном с собственным шумом расположенных близко друг к другу рассекателей, которые пришлось установить в области потока с относительно высокой скоростью. В настоящее время исследуются различные схемы снижения такого собственного шума рассекателей за счет модификации их поверхности, но без существенного ухудшения их акустических характеристик. Необходимо также исследовать возможность внешнего распространения некоторой части шума вентилятора помимо его прохождения через поток в тракте трубы.

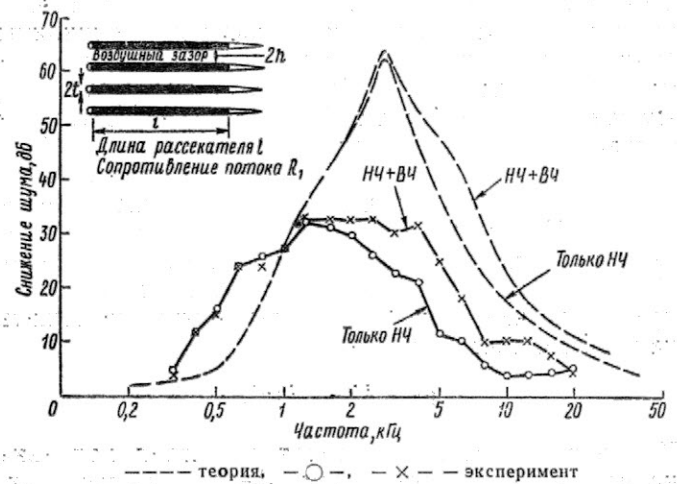
Существует простая и прямая связь между измерениями шума неподвижной модели, находящейся в идеальном потоке в аэродинамической трубе (который можно рассматривать как однородный и неограниченный), и измерениями шума той же самой модели в установившемся горизонтальном полете, с той же самой относительной скоростью, в

таком же идеальном неподвижном воздухе и при условии, что выбранная система координат жестко связана с моделью (рис. 1). Естественно, что при таких идеальных условиях в аэродинамической трубе и в полете и при одинаковой относительной скорости движения измерения в обоих случаях будут соответствовать друг другу, если они проводятся на одинаковом расстоянии между моделью и микрофоном и при одинаковых углах излучения звука θ (угол между нормалью к фронту волны и направлением относительного движения). Тогда будет сохраняться тождественность «времени запаздывания» между моментом излучения сигнала модельным источником и моментом принятия сигнала в точке расположения микрофона. Указанное здесь сопоставление результатов при различных методах испытаний на получаемых при одинаковых значениях угла излучения θ , а не угла «приема конвектируемого луча» ψ , хотя и кажется на первый взгляд тривиальным, однако имеет огромное практическое значение, когда приходится сравнивать и физически интерпретировать результаты, полученные при различных числах M полета и потока в трубе и на других статических установках.

Простые соображения (рис. 2), относящиеся к эффекту переноса в однородном потоке, в котором имеется компактный источник шума, приводят к соотношению.

$$\text{tg } \psi = \text{tg } \theta (1 - M \sec \theta)^{-1}.$$

В случае реального полета углом излучения θ будет угол между направлением полета и линией мгновенного визирования от неподвижного наблюдателя к самолету (или летной модели) в момент излучения звука; он отличается от угла приема ψ , представляющего собой угол между направлением полета и линией мгновенного визирования в момент приема сигнала, который изменяется при изменении числа M даже при постоянных характеристиках излучения источника. Желая при изме-



Рассекатели	НЧ	ВЧ
L , м	1,5	0,15
h , м	0,08	0,032
h/t	3,2	5,3
R_1 , Рейл/м	8×10^4	11×10^4

Рис. 9. Эффективность звукопоглощающих рассекателей при нулевой скорости потока

рениях в аэродинамических трубах сохранить постоянное значение угла излучения θ в условиях меняющейся скорости потока в трубе (в том числе и в статических условиях), место расположения микрофона (угол ψ при постоянном угле θ) следует смещать вниз по потоку с увеличением числа M и величина этого смещения определяется по приведенному выше соотношению. Если источник является пространственно распределенным (например, в случае струи), может случиться, что геометрические условия дальнего поля нельзя будет в полной мере соблюсти при допустимых расстояниях от микрофонов до модели, и тогда рассматриваемые углы должны быть строго связаны не с геометрическим положением модели, а поочередно с несколькими эквивалентными элементами источника. С помощью даже ряда грубых проверок в отношении просто распределенных источников, основанных на теоретических соображениях или экспериментальных данных (например, в статических условиях), можно выявить величину возможной ошибки для случая, если предположить, что звук излучается единичным компактным источником, расположенным на модели или вблизи ее.

Чтобы добиться полной эквивалентности при заданной скорости M (рис. 1), необходимо, чтобы микрофон в момент приема сигнала не только занимал такое же положение в связанной с моделью системе координат (что обеспечивает одинаковое значение θ), но в идеальном случае имел и одинаковую скорость перемещения относительно модели. Далее в принципе при заданном значении θ амплитуда акустического давления, измеряемого движущимся микрофоном, не зависит от скорости его перемещения относительно источника, однако любой сигнал в этом случае будет восприниматься в течение периода времени, пропорционального величине $(1 + M \cos \theta)$. Следовательно, практически в случае неподвижно установленной модели в аэродинамической трубе стационарный микрофон измеряет то же самое среднеквадратичное давление в полосе частот той же относительной ширины (например, в третьоктавной), что и стационарный микрофон (обычный наблюдатель) в случае движущейся модели (летащий самолет), и все это при условии, конечно, что числа M потока в трубе и в полете строго соответствуют друг другу и остаются одинаковыми значения θ и расстояние до микрофона. Но даже и тогда для перехода к условиям системы летная модель — наблюдатель при числе M сближения или удаления скорости, полученные при измерении в трубе частоты нужно умножить на коэффициент Доплера

$$(1 + M \cos \theta)^{-1}.$$

Кроме того, обычно вводится известная поправка на поглощение звука в атмосфере, которую можно представить в виде $\Delta SPL \approx f/1000$ дБ на каждые 150 м расстояния.

Простое практическое применение вышеуказанной концепции об угле излучения для понимания того, как влияют различные скорости потока (включая и испытания в статических условиях) на акустические характеристики самолета, требует не только введения предположения о распределении эквивалентных компактных элементов источника

(например от смещения тонкой струи), но и распространения звука в свободном поле в однородном относительном потоке (вне границ струи). Дополнительные эффекты ближнего поля, например, при взаимодействии звука с элементами конструкции (такие, как экранирование, дифракция и рассеяние) и дальнего поля (такие, как преломление звука при прохождении через вихри) при таком подходе должны описываться через распределение эквивалентных источников. Таким образом, когда основной интерес представляет обоснование того, как влияют геометрия планера и местное поле потока на распространение шума от известного источника, вероятно, правильной будет провести анализ измерений, выполненных при малой скорости потока в аэродинамической трубе при оптимальном направлении от источника на микрофон (угол приема) без предварительной регулировки, обеспечивающей получение номинальных заданных значений угла излучения от источника. Такую методику подтверждают и недавно полученные Тэйлором в RAE теоретические результаты по преобразованиям, из которых следует, что предпочтительней использовать систему координат, жестко связанную с самолетом, предполагая при этом, что самолет обтекается потенциальным потоком малой скорости ($M \rightarrow 0$) с известным компактным источником шума. В целом, проведенный выше анализ подчеркивает важность сравнения результатов, полученных при испытаниях в полете и в аэродинамических трубах при одинаковых числах M , и еще раз указывает на необходимость правильного понимания результатов, полученных при статических испытаниях.

В ряде случаев бывает желательно (или даже необходимо) устанавливать микрофон в потоке. Для уменьшения шума, генерируемого при обтекании микрофона потоком воздуха при скоростях существенно больше обычно встречающихся при измерениях на открытых площадках, вместо стандартной плоской сеточки, предохраняющей мембрану, на микрофон надевается направленный по потоку конический обтекатель, по окружности которого имеется щель, закрытая мелкой ячейистой проволочной сеткой (этот же обтекатель заменяет и обычно применяемую сферическую ветрозащиту из пористого материала при измерениях на открытом воздухе). Чтобы свести к минимуму возмущения потока, обтекатель и, следовательно, ось диафрагмы микрофона всегда устанавливаются строго навстречу потоку. Для приведения результатов измерений к условиям свободного поля в полученный с микрофона сигнал необходимо внести поправки, являющиеся сложными функциями частоты звука и направления его распространения. Эксперименты, недавно проведенные Оуэном в RAE, подтвердили, что за исключением случая, когда поток имеет очень малую турбулентность, пульсации давления, связанные с турбулентностью потока, могут определять «очевидный» уровень фонового шума в малозумных трубах, который измеряется установленным в потоке микрофоном (даже при наличии обтекателя). Действительно, исходные замеры шума микрофоном в небольшой очень малозумной трубе, однако при очень высоком уровне турбулентности (u'/U порядка 1%, а не как обычно 0,1%) показали, что уровни звукового давления

превышали измеренные вне потока на величину до 20 дБ.

В случае аэродинамической трубы с открытой рабочей частью, расположенной в акустически облицованной рабочей камере существенно большего размера, микрофоны для измерений в дальнем поле могут быть установлены где-то вне потока, но на достаточном удалении от зоны смещения (рис. 2), с тем чтобы они располагались в номинально неподвижном воздухе, хотя следует отметить, что большое удаление микрофона от источника шума приводит к ослаблению интенсивности сигнала по отношению к уровню фонового шума. Более того, при таком расположении необходимо оценить и учесть возможные искажения измерений, обусловленные наличием зоны смещения между источником шума (расположенным в потенциальном ядре струи в рабочей части трубы) и внешними микрофонами.

Что касается нежелательного преломления звука при его распространении через зону смещения и, возможно, через вторичные слабые потоки за пределами зоны смещения, то проведенные ранее исследования показывают, что такие эффекты довольно малы, и их с достаточной точностью можно оценить на основе качественных соображений, следующих из лучевой теории; кроме того, при малых скоростях потока ($M < 0,15$) их влияние может не превышать влияния, обусловленного допустимыми уровнями фонового шума. Более точная теоретическая трактовка в последнее время была разработана Амье, Жаком и другими исследователями, и в соответствии с ней зона смещения в струе представлялась просто вихревым слоем малой толщины (по сравнению с длиной волны падающего звука), расположенным между однородным потоком и неподвижным воздухом, и при этом принималось, что при прохождении через сдвиговый слой плотность остается неизменной (рис. 3).

Влияние преломления приводит не только к изменению направления распространения луча от угла θ'_c в потоке до угла θ_c вне потока (рис. 3), но и к изменению интенсивности за счет изменения эффективного угла расширения луча, а также расстояния от источника до наблюдателя. Безусловно, вычисленные поправки для получения угла θ_c по измеренному значению θ'_c и соответствующая поправка $20 \lg(p_c/p_T)$ при неизменном радиальном расстоянии r от источника уже будут возрастать с увеличением числа M потока от 0,1 до 0,3 (и

до 0,5) при $h/r = 0,15$, где h — расстояние сдвигового слоя от источника. При увеличении числа M угол θ'_c существенно уменьшается во всем диапазоне углов измерения, тогда как уровни звукового давления возрастают во всем переднем квадранте (вверх по потоку от источника) и уменьшаются в большей части заднего квадранта. Кроме того, следует отметить, что при малых углах с направлением потока измерения вне потока практически проводить нельзя, так как в этих областях быстро изменяется величина поправок как в переднем, так и в заднем квадрантах; при этом в переднем квадранте такое положение сохраняется при углах, несколько превышающих угол полного внутреннего отражения от зоны смещения, т. е. даже за пределами «зоны молчания».

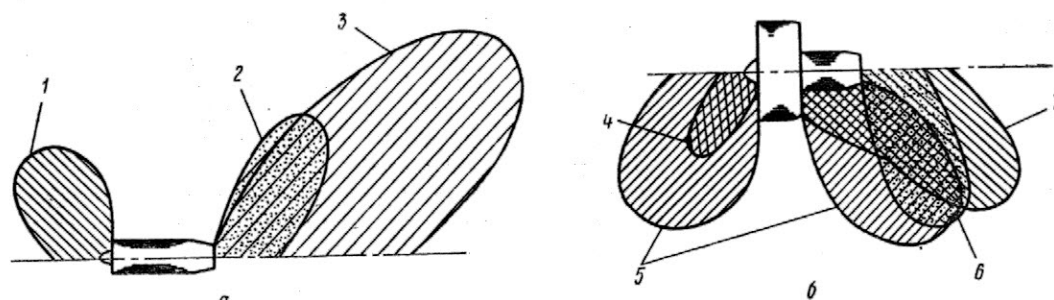
Помимо уже рассмотренных эффектов шум, распространяющийся от модели, может в области зоны смещения в рабочей части струи подвергаться частотному и пространственному рассеянию или приводить к усилению шума самой турбулентной зоной смещения. Эксперименты, проведенные при ранних исследованиях, вновь показывают, что практически влияние этих эффектов мал.

Для ясного понимания влияния на шум летных условий необходимо иметь представление о влиянии каждого из основных источников шума работающего двигателя, в том числе обусловленных взаимодействием двигателя с планером самолета. Здесь особое внимание следует уделять изменению характеристик генерации и распространения шума, что связано дополнительно с наличием внешнего потока. Едва ли возможно полное воспроизведение аэроакустических параметров на модели натурального двигателя (рис. 10), и к этому не обязательно стремиться в исследованиях, направленных на выявление и оценку каждого из основных составляющих шума и возможных методов снижения шума.

Наличие набегающего потока, даже при исследовании шума какого-либо отдельного элемента двигателя, учесть не так просто. Сюда относятся следующие факторы.

1. Изменения характеристик источника шума, обусловленные разницей в расходах обтекающего газа и площадях близлежащих поверхностей (как внутри двигателя, так и снаружи гондолы).

2. Изменения развития акустического ближнего поля, обусловленные местными аэродинамическими полями или взаимодействием с планером самолета, включая преломление, дифракцию, отра-



а—простой реактивный двигатель; б—современный ТРДД
1—компрессор; 2—турбина и избыточный шум; 3—струя; 4—компрессор; 5—вентилятор; 6—турбина и процессы сгорания; 7—струя

Рис. 10. Составляющие шума двигателя

жение, поглощение, рассеяние и, возможно, усиление шума вблизи мотогондолы.

3. Трудно определимый переход от акустического ближнего поля к дальнему полю самолета, особенно при наличии практически неоднородных областей потока или твердых поверхностей и в случае протяженных источников сложной структуры.

Если же акустические и аэродинамические характеристики двигателя в статических условиях хорошо известны или они могут быть достаточно полно исследованы, для сравнительного изучения основных изменений, обусловленных поступательным движением, а также для разработки методов расчета может потребоваться только частичное их воспроизведение на масштабной модели.

Источники шума, характеристики акустического излучения которых не меняются при нахождении в потоке аэродинамической трубы (или изменяются по известному закону), можно применить на большинстве установок, по крайней мере для изучения следующих двух вопросов. Во-первых, для проверки, насколько правильны обычные или новые методы измерений шума при расположении микрофонов в потоке или вне его, а также при измерениях шума движущихся моделей. Во-вторых, с помощью таких источников легче выделить и оценить влияние на шум расположенных вблизи источников поверхностей (например, экранов) или влияние градиентов скорости (например, преломление при прохождении через вихри), что приводит к изменению распространения звука в ближнем или дальнем поле при наличии относительного движения.

Некоторые электродинамические источники шума (например, громкоговорители), струйные резонаторы (например, типа Гартмана) и сирены уже успешно применялись при проведении такого рода исследований. Для расположения в непосредственной близости к поверхностям (внутри и снаружи гондолы двигателя) необходимы более компактные источники шума, установка которых не приводит к сильному аэродинамическому взаимодействию с местным потоком.

Исследование истечения струи из реактивного двигателя и соответствующего распределения внешних источников шума при смещении струи с окружающим воздухом можно проводить на упрощенной масштабной модели, в принципе состоящей из геометрически подобного сопла при соответствующем профиле скоростей на срезе сопла и наличии малозумной системы подвода воздуха к модели.

При исследованиях в статических условиях в конкретной экспериментальной установке обычно нужно увязать такие элементы, как глушитель, камеры сгорания или подогреватели воздуха, форкамера, при условии, когда часто имеется большое поджатие непосредственно вблизи сопла. Однако такая громоздкая, плохо обтекаемая установка становится непригодной при испытаниях с имитацией летных условий из-за появления вредных аэродинамических и акустических эффектов при обтекании внешним потоком. Применение обычных аэродинамических обтекателей для выравнивания проходящего вокруг конструкции потока может вызвать собственные проблемы (акустические,

аэродинамические и механические), особенно по причине относительно больших размеров элементов установки.

Подобного рода трудности возрастают, если необходимо исследовать шум типичной гондолы, шум горячих струй, а также соосных и многоконтурных струй.

В системах горения наряду с повышением температуры газа до стационарного значения может генерироваться шум, который возникает по крайней мере от трех источников: непосредственно в процессах горения, при взаимодействии с турбиной, расположенной за камерой сгорания, и при взаимодействии со струей. При исследованиях способов экранирования шума источники первых двух типов (внутренний шум двигателя) могут быть грубо смоделированы путем установки источника шума с заданными характеристиками в подводящий трубопровод, например внутренних громкоговорителей, струи, натекающей на пластину, или даже многоконтурных воздушных инжекторов. В дальнейшем возможно применение других устройств. Источник третьего типа непосредственно обусловлен взаимодействием нестационарных процессов горения с развитием струи и, вероятно, может быть адекватно смоделирован только путем воспроизведения соответствующих нестационарных температур в потоке, в процессе горения внутри модели. Если этот механизм генерации шума действительно имеет практическое значение, то необходимы тщательные исследования, которые позволят провести надежное моделирование характеристик таких источников, особенно если учесть, что одновременно на эти характеристики может оказывать влияние и внешний поток.

Вообще не следует считать, что на маломасштабной модели вентилятора воздушно-реактивного двигателя можно непосредственно воспроизвести уровни шума реального двигателя в полетных условиях как по дискретным тонам, так и по широкополосному шуму. По техническим причинам некоторые важные геометрические параметры полномасштабной конструкции, такие как число лопаток ротора и статора, нелегко повторить на маломасштабной модели; одновременно невозможно добиться, чтобы характеристики пограничного слоя на стенках внутреннего тракта и на лопатках соответствовали натурным при малых числах Re . Даже турбулентность на входе в воздухозаборник может существенно отличаться в натуральных условиях и на модели по интенсивности и относительной длине. Тем не менее такие модели полезны по крайней мере для диагностических исследований и при выборе конструктивных решений.

Важное значение для анализа модельных результатов и их перенесения на полномасштабную конструкцию имеет сочетание экспериментального и теоретического моделирования акустических параметров.

Рассматриваемые здесь устройства снижения распространяющегося от источника к точке наблюдения шума (но обычно не влияющие на интенсивность излучения акустической энергии или другие характеристики самого источника) можно разделить на системы звукопоглощения и системы экранирования шума. Поглотители диссипативного типа, акустические характеристики которых в

основном определяются вязким сопротивлением потока, смоделировать просто, хотя и неясно, какова здесь степень точности в условиях различных потоков и при очень малых масштабах, особенно когда необходимо воспроизвести наличие предохранительных покрытий. Характеристики применяемых на сегодня поглотителей резонансного типа, в которых используется листовое покрытие с перфорациями, особенно сильно зависят от числа Re , и поэтому необходимо тщательное обоснование применения моделей, выполненных в масштабе меньше чем 1:3. Действительно, имеются определенные сомнения в практической полезности моделирования звукопоглощающих облицовок в каналах двигателя при масштабах значительно меньше натуральных и без детального воспроизведения элементов двигателя. Устройства экранирующего типа, чтобы быть эффективными, обычно должны иметь размер порядка нескольких длин волн, так что они достаточно большие и в принципе легко моделируются, если еще правильно моделируется и частота источника. Однако при этом следует учитывать возможное взаимодействие потока с акустическим полем и экраном; особое внимание следует уделить правильному представлению граничных условий на задней кромке экрана или исследовать, какое влияние оказывает их изменение. Таким образом, представляется обоснованным проведение дальнейших модельных исследований звукопоглощающих облицовок и специальных экранов с учетом взаимодействия планера самолета с двигателем, что будет рассмотрено ниже.

Планер самолета помимо непосредственного экранирования источников шума или поглощения и отражения шума может оказывать влияние на акустические характеристики двигателя, аэродинамически взаимодействуя с выхлопной струей или с потоком на входе в воздухозаборник, а также влияя на развитие акустического ближнего поля. Точно также поток от двигателя вблизи поверхностей или кромок планера может привести к дополнительному шуму планера, даже в статических условиях. Внешний поток в полете может привести к коренному изменению такого взаимодействия, а значит, и характеристик распространения шума, и в то же время он генерирует шум при обтекании планера, который может оказаться значительным в посадочной конфигурации самолета и при малозумной работе двигателей. Здесь сложность аэродинамических и акустических эффектов столь очевидна, что необходимо тщательное моделирование и тех, и других с постановкой конкретных задач. Ввиду того, что накоплено еще мало опыта, любые исследования шума самолета в летных условиях

должны быть обязательно дополнены соответствующими модельными измерениями. Это позволит провести сравнение и лучше понять экспериментальные данные, а также усовершенствовать методы проведения измерений и анализа результатов. Такие взаимно дополняющие друг друга программы в настоящее время проводятся, например, в Англии и США. В НИЦ им. Эймса NASA была предпринята попытка прямого сравнения результатов измерений в трубе и в полете шума небольшого полномасштабного самолета, которое дало в целом положительный результат, несмотря на помехи, обусловленные высоким уровнем фонового шума и реверберационными эффектами в существующей трубе с размерами закрытой рабочей части $12,2 \times 24,4$ м.

В последнее время получены обнадеживающие результаты в области разработки направленных акустических приемников и других методов выделения сигнала и корреляции, которые следует использовать не только при диагностике модельных источников шума, но и для быстрого выделения истинного сигнала источника на фоне любого остаточного шума и реверберационного шума в рабочей камере, а также любых паразитных шумов в результате нахождения в потоке элементов оснастки и приборов. Несмотря на то, что применение этих методов диагностики и выделения сигнала обычно приводит к весьма значительному усложнению процедур измерения и анализа, в конце концов они могут оказаться достаточно практичными и гибкими, и их применение позволит также значительно уменьшить требования к акустической доработке трубы. По крайней мере в некоторых особых случаях ограничения на проведение акустических испытаний в современных аэродинамических трубах могут быть заметно ослаблены, иначе измерения будут проводиться при недопустимых уровнях шума или в полуреверберационной рабочей части (закрытой или открытой), и это несмотря на преимущества, обусловленные большими размерами труб, высоким качеством потока (например, $u'/U < 0,2\%$) и большими максимальными скоростями потока ($U > 100$ м/с).

С учетом быстрого развития различного рода труб для акустических исследований и применения более совершенных методов измерения и анализа данных важное значение приобретают вопросы, связанные с созданием моделей, обеспечивающих более точное воспроизведение источников шума в полете силовой установки и характеристик взаимодействия силовой установки и планера самолета.

Референты Л. Б. Беляев, Г. К. Каравосов.
Редактор Б. П. Круглов.

ПЛАНЫ СОЗДАНИЯ И МОДЕРНИЗАЦИИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ УСТАНОВОК ЗА РУБЕЖОМ*

Появление во время второй мировой войны авиационных газотурбинных двигателей повлекло за собой потребность в значительном повышении скорости потока, увеличение моделируемой высоты и мощности системы привода экспериментальных установок для их испытаний. В связи с этим в США был разработан и одобрен конгрессом «Единый план строительства аэродинамических труб». В европейских странах, входящих в НАТО, при содействии комитета по авиационным и космическим исследованиям и опытным работам (AGARD) совместно также разрабатывались большие экспериментальные установки.

В последующие годы существовали два фактора, определяющие направление развития экспериментальных установок. С одной стороны новые экспериментальные установки для авиакосмических исследований существенно расширяли возможности фирм и каждой страны в целом. Однако экономические ограничения сдерживали развитие в этом направлении. С другой — модернизация существующих установок не всегда обеспечивала возможность проведения необходимых исследований. Типичными в этом отношении являются исследования ТРДД с большой степенью двухконтурности, для которых характерны повышенные расходы воздуха, широкие диапазоны скоростей и высот полета, высокие требования к расходам топлива и уровням шума, повышенная роль переходных режимов.

Несоответствие между требованиями к испытаниям и возможностями экспериментальных установок приводит к увеличению эксплуатационных расходов за срок службы авиационной техники.

Известно также, что разработки экспериментальных установок для испытаний двигателей, как правило, опережают прогресс в области летных характеристик самолетов, поскольку двигатели являются средством их обеспечения. Поэтому отсутствие экспериментальных установок для перспективных исследований также сказывается на экономических характеристиках авиационных систем.

В США были сформулированы требования к новым экспериментальным установкам как части национальной программы по авиационным экспериментальным установкам NAFP (National Aeronautical Facilities Program). Аналогичная программа рассматривается в НАТО (AGARD) для строительства европейской аэродинамической трубы. Исследования по программе NAFP показали, что строительство, модернизация и эксплуатация новых экспериментальных установок будет делом весьма дорогостоящим и что эти установки должны использоваться с наибольшей отдачей и поэтому здесь необходимы кооперирование различных организаций и согласование таких программ.

В программе NAFP предусмотрено строительство комплекса для испытаний авиационных двига-

телей ASTF (Aeropropulsion System Test Facility) в научно-испытательном центре ВВС США им. Арнольда (AEDC), национальной трансзвуковой аэродинамической трубы NTF (National Transonic Facility) в НИЦ им. Лэнгли NASA и модернизация натурной дозвуковой аэродинамической трубы в НИЦ им. Эймса NASA.

Аэродинамический комплекс ASTF (рис. 1) предназначен для наземных испытаний натуральных силовых установок реактивных самолетов в условиях, соответствующих реальному полету. Будут испытываться также элементы конструкции самолета, которые оказывают заметное влияние на характеристики двигателей: воздухозаборники, выхлопные сопла, системы управления. Испытания будут проводиться в широком диапазоне скоростей и высоте в быстро меняющихся условиях неустановившихся режимов полета, характерных для режимов маневрирования. Сравнение характеристик экспериментального комплекса ASTF и существующих в НИЦ им. Арнольда установок приведено на рис. 2, 3 и 4.

Основные характеристики комплекса ASTF следующие: расход воздуха 658 кг/с; диапазон рабочих температур от 200 до 822 К; производительность одного холодильного агрегата 23 000 тс; установленная мощность систем привода 450 000 кВт; размеры испытательной камеры: диаметр 8,5 м, длина 26 м, количество измерительных каналов 2170; расход воды для охлаждения 1470 м³/мин.

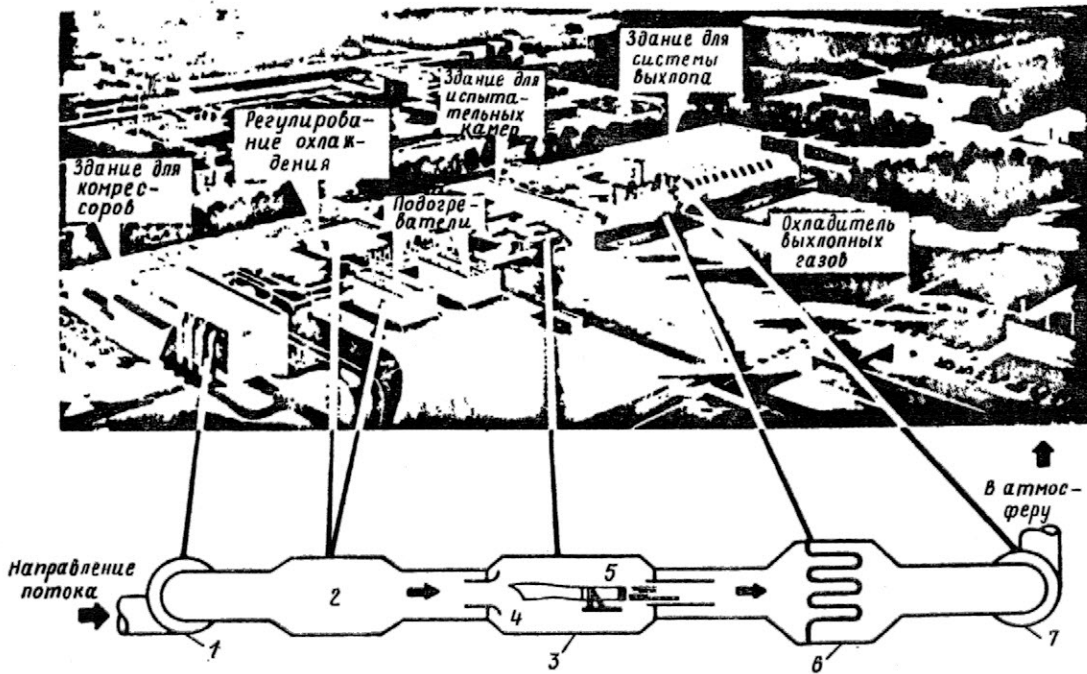
Комплекс ASTF финансируется по программе военного строительства, и на его строительство было выделено 437 млн. долл. Строительство начато в августе 1977 г., а его завершение намечено на середину 1982 г.

Хотя комплекс ASTF представляет собой большое инженерное сооружение, его конструктивная схема аналогична схемам существующих установок такого же типа. Для строительства комплекса используются промышленные материалы и оборудование.

Национальная трансзвуковая аэродинамическая труба NTF, строящаяся в НИЦ им. Лэнгли NASA, будет использоваться для проведения экспериментальных исследований летательных аппаратов различных типов при натуральных числах Re. На рис. 5 и 6 приведены схема трубы NTF и основные элементы ее конструкции. Для достижения в рабочей части трубы высоких чисел Re без чрезмерного нагружения модели и без увеличения потребной мощности привода в качестве рабочего газа в трубе NTF будет использоваться газообразный азот при криогенных температурах. Низкие температуры в контуре трубы будут получать путем впрыска и последующего испарения жидкого азота. Во всем остальном труба NTF будет мало отличаться от обычной аэродинамической установки переменной плотности с замкнутым контуром и вентиляторным приводом. В криогенной трубе, имеющей независимое регулирование по температуре, давлению и скорости потока, станет возмож-

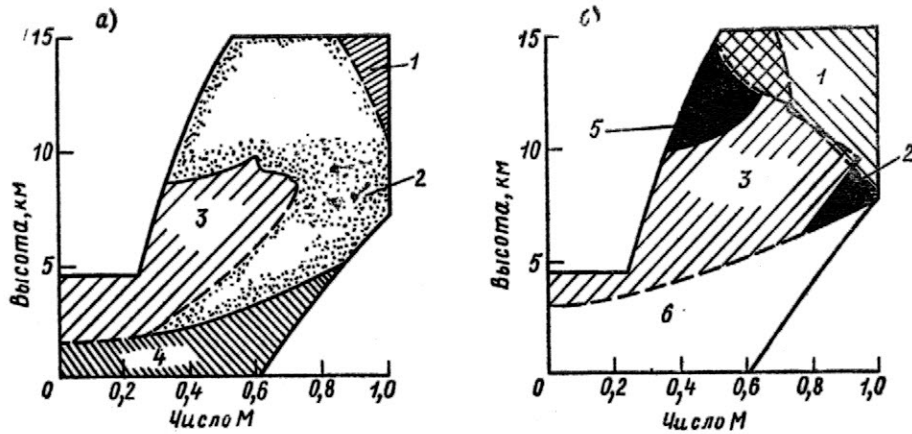
* Kamachi J. S. and Compitello F. E. Aeronautical test facilities capabilities and USE.

ICAS Proceeding of the 11th Congress, 1978, IX, p. 384—394.



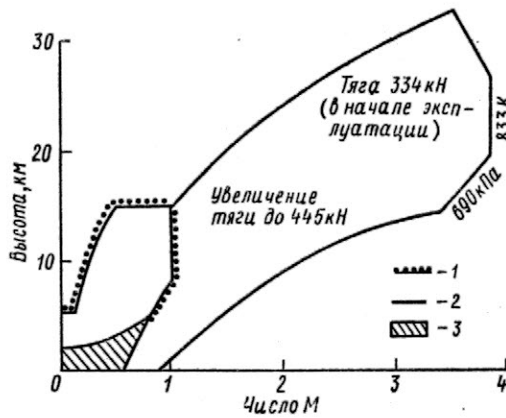
1—компрессоры; 2—подогреватели и холодильники; 3—испытательная камера; 4—воздухозаборник; 5—двигатель; 6—охладитель выхлопных газов; 7—вакуумные насосы

Рис. 1. Схема аэродинамического комплекса ASTF



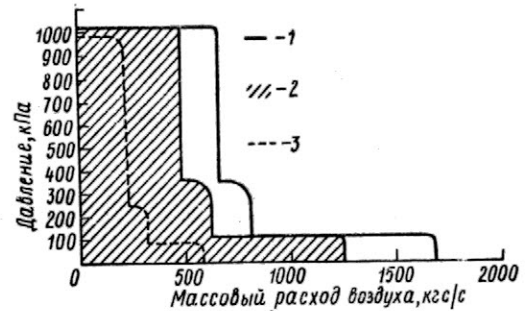
а—самолет С-5А, двигатель TF-39, тяга 182,4 кН; б—самолет Боинг 747, двигатель JT9D, тяга 244,6 кН; 1—ограничение по экстауверу; 2—непрерывная работа; 3—ограничение по охлаждению; 4—ограничение по давлению; 5—только кратковременное действие; 6—ограничение по расходу воздуха

Рис. 2. Существующие экспериментальные возможности для испытаний турбовентиляторных двигателей



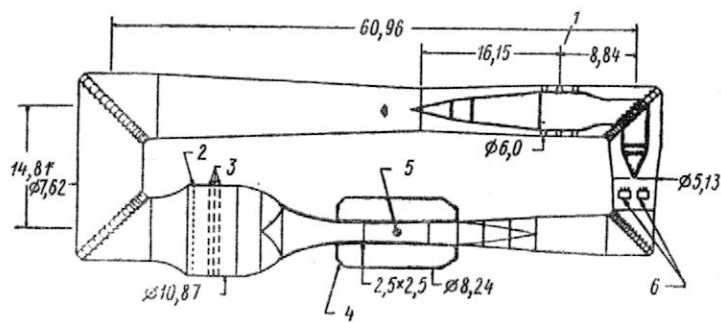
1—дозвуковые ТРДД; 2—сверхзвуковые ТРДД; 3—моделирование невозможно

Рис. 3. Область режимов испытаний в комплексе ASTF



1—характеристика второй очереди ASTF; 2—характеристика первой очереди ASTF; 3—существующие экспериментальные возможности

Рис. 4. Характеристика системы воздухообеспечения ASTF



1—плоскость рабочего колеса вентилятора; 2—теплообменник; 3—детурбулирующие сетки; 4—камера вокруг рабочей части; 5—центр вращения модели; 6—распылители жидкого азота

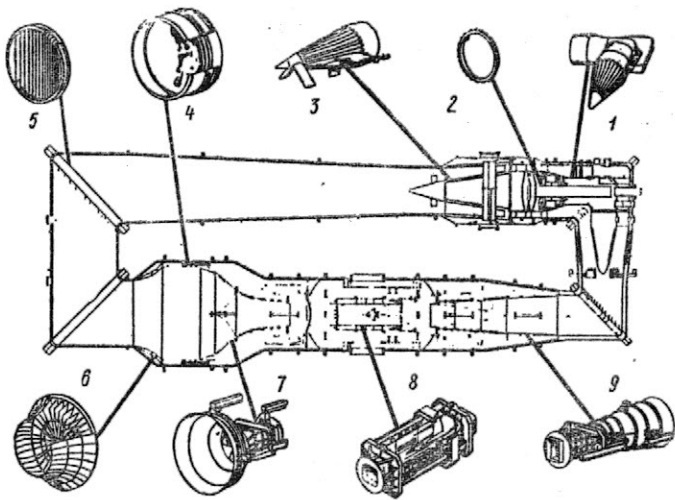
Рис. 5. Схема национальной трансзвуковой аэродинамической трубы (NTF)

ным определением влияния на аэродинамические характеристики испытываемых моделей отдельных чисел Re , аэроупругости и числа M .

Труба NTF имеет следующие основные характеристики: размеры поперечного сечения рабочей части $2,44 \times 2,44$ м, диапазон чисел M от 0,1 до 1,2; диапазон давления торможения от 0,1 до 0,9 МПа; диапазон температуры торможения от 78 до 340 К; уровень звукового давления 150 дБ; величина полетного числа Re (определенного по СЛХ при $M = 1,0$) $120 \cdot 10^6$.

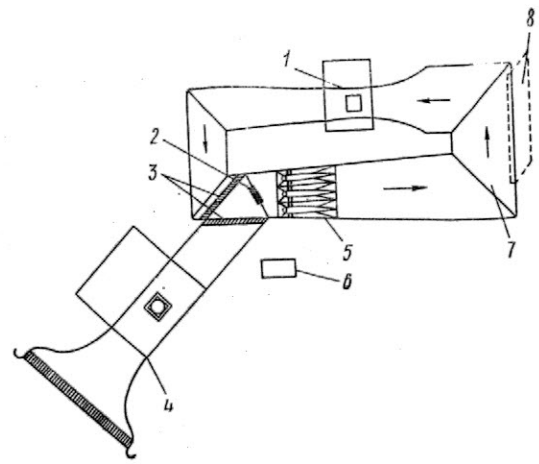
Строительство аэродинамической трубы NTF началось в середине 1977 г., а завершение его запланировано на середину 1982 г. Стоимость строительства оценивается приблизительно в 85 млн. долл.

Модернизация натурной дозвуковой аэродинамической трубы НИЦ им. Эймса NASA была запланирована в связи с тем, что экспериментальные возможности этой аэродинамической трубы малых дозвуковых скоростей при испытаниях винтокрылых аппаратов были ограничены скоростью потока (103 м/с) и размерами сечения рабочей части ($12,2 \times 24,4$ м). Предусмотрены замена вентиляторов и приводных двигателей, а также пристройка дополнительной рабочей части сечением $24,4 \times$



1—обтекатель на входе в вентилятор; 2—кольцо с направляющими лопатками; 3—обтекатель на выходе из вентилятора; 4—отсек с детурбулирующими сетками; 5—поворотные лопатки; 6—короткий диффузор с большим углом раствора; 7—подвижный коллекторный отсек; 8—рабочая часть и система крепления модели; 9—диффузор за рабочей частью

Рис. 6. Основные элементы конструкции аэродинамической трубы NTF



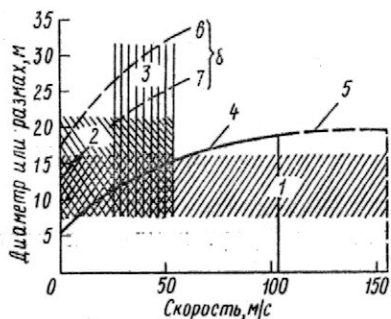
1—существующая рабочая часть ($12,2 \times 24,4$ м); 2—новые регулируемые поворотные лопатки; 3—новые жалюзи; 4—новая рабочая часть ($24,4 \times 36,6$ м); 5—новый привод; 6—новая подстанция на 100 МВ·А; 7—модернизированные новые поворотные лопатки; 8—новые жалюзи для выпуска воздуха и направляющие устройства

Рис. 7. Схема модернизированной аэродинамической трубы малых скоростей НИЦ им. Эймса NASA

$\times 36,6$ м. Схема модернизированной аэродинамической трубы приведена на рис. 7. Суммарная мощность двигателей возрастает с 27 до 101 МВт. Вместо шестилопастных вентиляторов с фиксированным шагом будут установлены 15-лопастные вентиляторы с переменным шагом. При этом максимальная окружная скорость уменьшится со 180 до 115 м/с, что значительно снизит уровень шума. Замена двигателей и конструктивные изменения в трубе позволят увеличить максимальную скорость потока в трубе, а установка вентиляторов с переменным шагом в сочетании с регулированием скорости их вращения обеспечит точную регулировку скорости потока в имеющейся рабочей части ($12,2 \times 24,4$ м) в диапазоне от 2,6 до 154 м/с. В новой рабочей части ($24,4 \times 36,6$ м) можно будет проводить испытания натурных летательных аппаратов КВП/ВВП в диапазоне скоростей потока от 2,6 до 51 м/с. С этой рабочей частью труба будет работать в режиме разомкнутого контура. Воздух будет поступать через впускной канал размерами 110×40 м, проходить через рабочую часть и участок привода и затем выбрасываться в атмосферу через установленные в одной из стенок трубы жалюзи. Отклоняющиеся лопатки и жалюзи в сочетании с регулируемыми поворотными лопатками позволят проводить эксперименты либо в старой, либо в новой рабочей части. При этом значительно сокращается время на подготовку эксперимента. На рис. 8 дается сравнение экспериментальных возможностей натурной аэродинамической трубы до и после модернизации.

Модернизация трубы стоимостью 85 млн. долл. была начата в 1977 г., окончание намечено на середину 1981 г.

Помимо национальной программы NAEP в США существует отдельная программа ВВС по строительству экспериментальных установок AFTFP (Air Force Technical Facility Program), в которую, в частности, включены следующие установки: стенд для моделирования нагрузок на газотурбинные двигатели TELS (Turbine Engine and Load Simulator), установка для исследования компрессоров CRF (Compressor Research Facility), а также лаборатория разработки систем управления полетом.

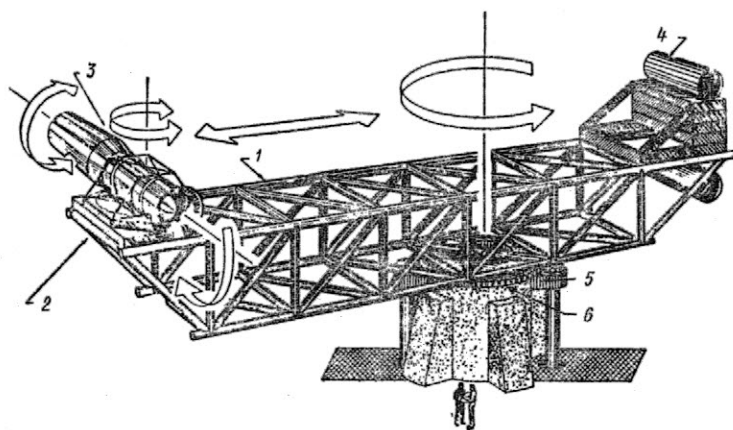


1—винтокрылые летательные аппараты; 2—летательные аппараты ВВП; 3—летательные аппараты КВП; 4—экспериментальные возможности до модернизации; 5—расширение экспериментальных возможностей за счет увеличения мощности привода (при испытаниях в основной рабочей части); 6—испытания полумоделей; 7—испытания полных моделей; 8—экспериментальные возможности трубы при испытаниях в новой рабочей части

Рис. 8. Сравнение экспериментальных возможностей натурной аэродинамической трубы НИЦ им. Эймса до и после модернизации

Стенд для моделирования нагрузок на газотурбинный двигатель TELS (рис. 9) было предложено построить в НИЦ им. Арнольда (ВВС США) для решения проблем, возникающих в связи с необходимостью продления срока службы двигателей. Использование более крупных роторных элементов двигателя, вращающихся с повышенными скоростями, сужение рабочих зазоров, применение более легких и одновременно менее жестких корпусов двигателей и других элементов, более высокие рабочие температуры и давления, а также повышенная маневренность самолетов — все это способствует быстрому износу и ухудшению эксплуатационных характеристик двигателя по сравнению с его параметрами в начале эксплуатации. Поскольку процесс разработки газотурбинных двигателей во многом строится по методу «проб и ошибок», возникла необходимость в создании такой экспериментальной установки, как TELS.

Стенд TELS представляет собой центрифугу, на которой устанавливается двигатель, подвергающийся воздействию массовых и гироскопических нагрузок, возникающих при маневрировании самолета. Стенд будет оснащен необходимым диагностическим оборудованием, в том числе рентгеноскопической аппаратурой, работающей в реальном времени. На стенде двигатель будет подвергаться перегрузкам до 15. Наличие карданного подвеса с 6 степенями свободы и проведение рентгеноскопической диагностики позволят воспроизводить силы, действующие на двигатель, в условиях полета самолета и изучать влияние этих сил на элементы конструкции и работу двигателя. Это поможет конструкторам оценивать воздействие нагрузок на двигатель при маневрировании самолета и выявлять условия, при которых они возникают. Стенд поможет выявлять еще на ранней стадии разработки двигателя те проблемы, решение которых впоследствии могло бы увеличить расходы на эксплуатацию двигателей в течение срока службы на несколько миллионов долларов. Стоимость установки была оценена в 13 млн. долл. Начало строительства стенда было запланировано на 1980 г., ввод в эксплуатацию — на 1982 г.



1—ферма-консоль центрифуги; 2—карданная подвеска с тремя степенями свободы; 3—двигатель; 4—противовесы; 5—приводные двигатели; 6—основной подшипник и механическая передача

Рис. 9. Стенд для моделирования нагрузок на газотурбинный двигатель (TELS)

Основными элементами стенда являются массивная бетонная опора и ферменная консоль центрифуги. Опора, закрепленная на сваях в скальном грунте и несущая на себе консоль, имеет большой подшипник, который может воспринимать гироскопические моменты от консоли до $\sim 540 \cdot 10^4$ Нм. Подшипник через редуктор приводится во вращение двумя электродвигателями мощностью по 1840 кВт, установленными также на опоре. Максимальная скорость вращения центрифуги 33,4 об/мин.

Ферменная консоль центрифуги постоянной длины изготовлена из трубчатых элементов и имеет небольшой вес. Длина рабочего плеча, на конце которого устанавливается испытуемый двигатель, составляет 12,2 м, длина противовесного плеча 6 м. Уравновешивание обеспечивается системой сменных твердых грузов и баков с жидкостью, перекачиваемой для более точной балансировки.

Установка для исследования компрессоров CRF в лаборатории воздушно-реактивных двигателей ВВС США на авиабазе Райт-Паттерсон предназначена для испытаний вентиляторов и компрессоров газотурбинных двигателей на стационарных и переходных режимах. С ее помощью будут получать экспериментальные статические и динамические характеристики натуральных вентиляторов и компрессоров ГТД. Окончание строительства установки CRF было запланировано на 1979 г. Мощность электропривода 22 080 кВт. На первом этапе эксплуатации установка должна иметь следующие характеристики: мощность привода 22 080 кВт при скорости вращения от 16 000 до 30 000 об/мин; расход воздуха от 6,8 до 340 кгс/с; абсолютное давление на входе от 13,8 кПа до давления окружающего воздуха; температура на выходе до 1080 К; давление на выходе до 4050 кПа; максимальная скорость опроса датчиков 100 000 выборок в секунду; диаметр испытательной камеры 7,62 м, длина 19,82 м; диаметр испытуемого объекта 3,05 м. Установка будет иметь 500-канальную систему сбора и обработки данных со скоростью 24 000 выборок в секунду.

Лаборатория топлива и смазки на авиабазе Райт-Паттерсон не является экспериментальной установкой, но работы, выполняемые в ней, оказывают непосредственное влияние на характеристики и экономичность двигателей. Строительство

лаборатории финансировалось по программе военного строительства 1979 ф. г., а ввод в эксплуатацию был намечен на 1981 г. Лаборатория обеспечивает безопасное проведение исследований процессов горения в камерах сгорания и имеет необходимые вспомогательные помещения для обработки и анализа данных, на основе которых совершенствуются существующие и разрабатываются новые топлива. Установки имеют следующие характеристики: расход воздуха 3,2 кгс/с; давление 1820 кПа; температура 755 К. Установку предполагается использовать в основном для исследования влияния различных новых видов топлив (получаемых из угля, сланцев и нефтеносных песков) на существующие системы сгорания турбинных двигателей. Испытания будут проводиться при температурах, давлениях и расходах воздуха, близких к реальным. Будут исследоваться также принципиально новые конструкции камер сгорания. Кроме того, будут проводиться исследования, связанные с диагностикой горения, каталитическим горением и эмиссией продуктов сгорания. При фундаментальных и прикладных исследованиях будет использоваться спектроскопическая аппаратура, основанная на применении лазерной техники. Эта измерительная аппаратура позволяет получать важные параметры процесса горения (температура, весовое соотношение топлива и воздуха, молекулярная концентрация) без взятия физических проб. Новая концепция каталитического горения заключается в ускорении реакции предварительно смешанных топлива и воздуха с помощью керамического хонейкомба с каталитическим покрытием. В новой установке будут продолжены исследования по эмиссии загрязняющих веществ и оценке влияния новых видов топлив на окружающую среду.

Исследования в области смазки проводятся в отдельном помещении и будут включать вопросы моделирования работы подшипников, уплотнений, отстойников натуральных двигателей с целью изучения характеристик смазочных материалов для

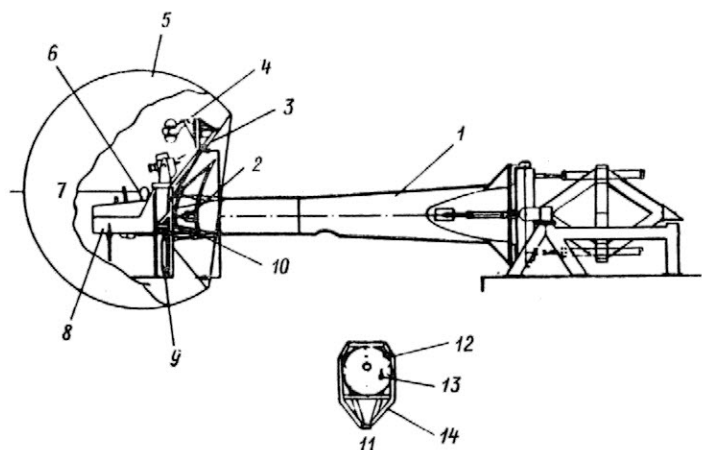
современных и новых двигателей. Будут исследоваться опытные образцы синтетических смазочных веществ и определяться влияние сгущения смазки, увеличение кислотности, истощение присадок в смазках и осадения в конструкциях уплотнений, насосов, подшипников и в редукторных устройствах двигателей.

Другое помещение предназначено для исследования осадений, где будут изучаться характеристики образования осадков в смазочных материалах для реактивных двигателей. Чрезмерные осадки часто являются причиной неисправной работы элементов двигателя. При исследованиях будут использоваться натурные подшипники, уплотняющие устройства, насосы и отстойники.

Первая очередь комплекса лабораторий по разработке систем управления летательных аппаратов в лаборатории динамики полета ВВС США (AFFDL) была построена на авиабазе Райт-Паттерсон в 1975 г. и включает ряд пилотажных стендов и вспомогательных установок. Наиболее значительным из них является исследовательский пилотажный стенд с большой амплитудой перемещений LAMARS (Large Amplitude Multimode Aerospace Research Simulator). Стенд (рис. 10) оборудован системой подвижности консольного типа, обеспечивающей пять степеней свободы для одноместной кабины с экраном, установленной на конце балки длиной 9,15 м. Перемещения кабины осуществляются точно в соответствии с электрическими сигналами от ЭВМ. Система визуализации включает сферический экран радиусом 3,05 м для панорамного изображения картины полета (поле обзора 266° по горизонтали и 108° по вертикали). В таблице приведены характеристики систем подвижности и визуализации пилотажного стенда LAMARS.

Вторая очередь строительства комплекса финансируется по программе военного строительства на 1980 ф. г. и для этого были выделены ассигнования в размере 9 млн. долл. В новой пристройке будут находиться: отдел устойчивости и управляемости (исследования независимого непосредственного управления вертикальной, боковой продольной силами); отдел пилотажного оборудования (исследования проблем взаимодействия летчика с самолетом как объектом управления с учетом таких факторов, как интерьер кабины, приборное оборудование и освещение); отдел системного анализа летательных аппаратов (исследования проблем объединенного управления полетом, огнем и силовой установкой); отдел систем управления (исследования систем электродистанционного управления полетом с помощью ЭВМ). Комплекс позволит ВВС США определить новые перспективные направления в развитии систем управления, создать методы оценки эффективности новых систем управления и критерии оценки летно-технических характеристик самолетов, а также сформулировать требования к элементам систем.

Комплексную установку для испытаний авиационного электронного оборудования IFAST (Integrated Facility for Avionics Systems Testing) было намечено построить на авиабазе ВВС им. Эдвардса (шт. Калифорния) с окончанием работ в начале 1980 г. Установка включает четыре секции площадью по ~557 м² и другие вспомогательные помещения и предназначена для наземных испы-



1—балка; 2—привод рыскания; 3—проектор цели; 4—проектор земля-небо; 5—20-дюймовый сферический экран системы визуализации; 6—глаз летчика (сферическая электронно-лучевая трубка); 7—осевая линия сферы; 8—кабина; 9—привод крена; 10—привод тангажа; 11—вид по А-А; 12—наружное карданное кольцо — вращение по тангажу; 13—внутреннее карданное кольцо — вращение по рысканию; 14—опорное кольцо кабины — вращение по крену

Рис. 10. Системы подвижности и визуализации пилотажного стенда LAMARS

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ
В ДРУГИХ СТРАНАХ**

таний и для оценки комплексного бортового электронного оборудования в дополнение к летным испытаниям. На установке будут проводиться: исследование аномалий в работе систем на натурном макете системы с использованием реальных элементов электронного оборудования и математического обеспечения; оценка процедур встроенного контроля и самоконтроля; оценка модификаций электронного оборудования, вносимых в ЭВМ и матобеспечение систем; проверка новых техниче-

В Англии в национальном газотурбинном институте (NGTE) в Пайстоке имеются пять испытательных стендов. Небольшие стенды 1 и 2 (камеры диаметром 3,65 м) первоначально были предназначены для испытаний проточных двигателей. Стенд 3 более крупный (диаметр камеры 6,1 м). Стенд 4 предназначен для исследования

Характеристики системы подвижности и визуализации пилотажного стенда LAMARS

Система подвижности				Система визуализации		
Рабочие характеристики				Проекционная оптическая линза	Воздушный бой	Атака по наземной цели
перемещения	скорости	ускорения		Увеличение	~7,6	~32
				Угол проекции	±7,6°	±30°
по вертикали	±3,05 м	3,97 м/с	±3 g	Диаметр поля объекта	12,7 см	12,7 см
по горизонтали		3,05 м/с	±1,65 g	Расстояние от линзы до экрана	2,8 м	2,8 м
по тангажу	±25°	60 град/с	±400 град/с²	Фокусное расстояние	45,7 см	11,2 см
				Апертура	0,127	0,42
по рысканию	±25°	50 град/с	±200 град/с²	Искажение	0,25%	1,0% на 0,5 поля
				Разрешающая способность	15 световых точек мм на 60% расстояния по оси	15 световых точек мм на 55% расстояния по оси
по крену	±25°	60 град/с	±460 град/с²	Относительная освещенность	50% на 0,8 поля	75% на 0,5 поля

ких решений; подготовка операторов на этапе переучивания.

Использование установки IFAST позволит создавать авиационные электронные системы с повышенным уровнем эксплуатационной готовности в более короткие сроки при меньшей стоимости.

О важности подобного рода исследований и разработок говорит тот факт, что стоимость электронного оборудования составляет 30% стоимости самолета, 75% стоимости вспомогательного оборудования и именно оборудование в целом определяет надежность самолета.

Окончание строительства второй очереди лабораторного комплекса материаловедения на авиабазе Райт-Паттерсон ВВС США было также запланировано на начало 1980 г. при стоимости строительства 14 млн. долл. Лаборатория будет использоваться для проведения научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ в области металлических материалов и технологии их производства.

свободных сверхзвуковых струй сечением 2,32 м². Стенд 5, самый большой (диаметр камеры ~7,6 м), построен для проведения испытаний двухконтурных двигателей с тягой 223—267 кН.

В NGTE имеется также установка для исследования шума, на которой производят разнообразные измерения, связанные с исследованием образования и распространения шума в элементах двигательных установок при идеальных условиях. Эта установка дополняет установку для исследования шума и испытания компрессоров, принадлежащую фирме Роллс-Ройс (г. Энсти). Комплекс NGTE включает в себя установку для испытания акустических облицовок в каналах двигателей (длина 12,2 м, ширина 6,1 м, высота 4,9 м) и заглушенную камеру (длина 37 м, ширина 30 м, высота 24 м) для исследований систем выхлопа двигателей.

Экспериментальные установки для испытаний двигателей в Европе имеются также: во Франции — в центре по испытаниям силовых установок

(SEPr) в Сакле и в испытательном центре ONERA в Модане; в ФРГ — в центре DFVLR в Геттингене и на фирме Даймлер-Бенц в Штутгарте; в Голландии — в центре NRL в Амстердаме. Все эти установки с небольшими переделками могут быть ис-

пользованы для проведения различных исследований.

Референт Г. Н. Мачехина.

Редактор Б. П. Круглов.

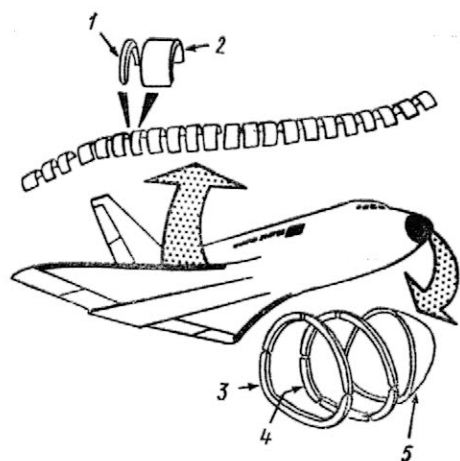
УДК 629.78.018 : 536.24

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ ТЕПЛОВЫХ ИСПЫТАНИЙ ЭЛЕМЕНТОВ ТЕПЛОЗАЩИТЫ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО САМОЛЕТА МВКА „СПЕЙС ШАТТЛ“*

Поверхность воздушно-космического самолета (ВКС) МВКА «Спейс Шаттл» нагревается во время входа в плотные слои атмосферы до температур свыше 1644 К. В качестве материала способного работать при таких температурах и воспринимать нагрузки, действующие на носок крыла и носовую часть фюзеляжа, используется композиционный материал углерод—углерод (RCC), разработанный фирмой Воут (рис. 1). Этот материал

динены при помощи болтов с фланцами на элементах RCC и крепятся на лонжеронах крыла из алюминиевого сплава. Высокотемпературная теплоизоляция защищает металлические фитинги и лонжерон от теплового излучения, поступающего от внутренней поверхности элемента RCC.

На рис. 3 также показано, каким образом обеспечивается температурное расширение сегмента вдоль размаха крыла. Полосы Т-образного сече-



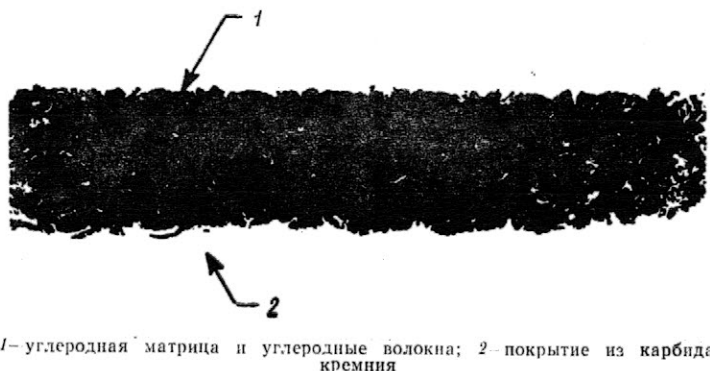
1—полоски уплотнения (по 22 на правой и левой консолях); 2—сегменты теплозащиты носка крыла (по 22 на правой и левой консолях); 3—уплотнение, компенсирующее тепловое расширение; 4—уплотняющие элементы; 5—носовой обтекатель фюзеляжа

Рис. 1. Расположение элементов теплозащиты ВКС из композиционного материала RCC (углерод—углерод)

используется для изготовления 44 сегментов крыла и уплотняющих полос к ним, а также для носка фюзеляжа с соответствующими уплотнениями. Композиционный материал RCC, сечение которого показано на рис. 2, состоит из углеродных волокон и пиролизованной углеродной матрицы.

Для защиты от окисления при высоких температурах используется покрытие из карбида кремния. Конструктивные элементы, изготовленные из материала RCC, способны выдерживать циклическое воздействие нагревания при входе в атмосферу, вибраций и аэродинамических нагрузок без восстановительного ремонта.

Способ соединения элементов из материала RCC с силовой конструкцией аппарата показан на рис. 3. Фитинги из инконеля или стали А-286 сое-



1—углеродная матрица и углеродные волокна; 2—покрытие из карбида кремния

Рис. 2. Поперечное сечение элемента теплозащиты из материала RCC

ния из материала RCC, устанавливаемые между соседними сегментами, не препятствуют их взаимному перемещению в продольном направлении и в то же время герметизируют щель между сегментами.

Испытания элементов конструкции, изготовленных из материала RCC, проводились с целью проверки их способности работать в условиях интенсивного аэродинамического нагревания при входе в атмосферу. Комплект образцов состоял из четырех отдельных сегментов передней кромки крыла, двух сегментов, соединенных вместе, и двух носков фюзеляжа.

Основной целью тепловых испытаний натуральных элементов было исследование их термоупругих характеристик при воспроизведении температурных полей для проверки их соответствия принятым на основании расчетов значениям.

Второстепенными целями были: проверка работы всех соединений в условиях высоких температур; исследование интенсивности окисления образцов и соответствующего снижения прочности; оценка надежности соединения внешнего покрытия с материалом RCC.

Образец состоит из исследуемого элемента материала RCC, уплотнений из того же материала и металлических крепежных деталей. При испытаниях лонжерон крыла и стеночный шпангоут носо-

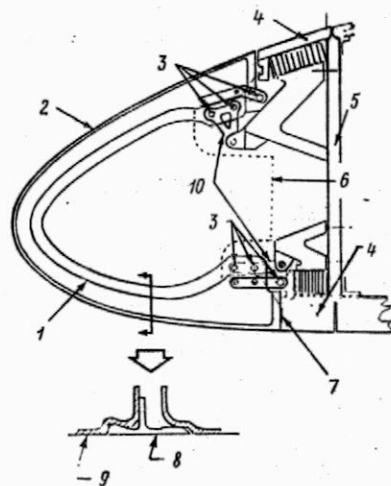
* Beesley W. G. Space shuttle entry thermal testing techniques.

A Collection of Technical Papers. AIAA Paper N 78-1628.

вой части фюзеляжа были заменены алюминиевой плитой, охлаждаемой водой. К плите при помощи болтов крепились фитинги, имитировавшие детали крепления, которые будут устанавливаться на летном экземпляре. Охлаждение водой использовалось для исключения нехарактерных для реальной конструкции деформаций.

Тепловая изоляция внутри исследуемого элемента (она необходима для защиты от лучистого нагревания металлических частей конструкции) имитировалась при помощи блоков высокотемпературной кварцевой изоляции с теплофизическими характеристиками, близкими к тем, которые должна иметь изоляция, используемая на аппарате.

В дальнейшем намечено провести квалификационные испытания, которые позволят проверить совместную работу теплоизоляции и конструкции.



1—Т-образное уплотнение из материала RCC с антикоррозионным покрытием; 2—сегмент носка крыла из материала RCC; 3—болты из материала А-286 и втулки из инконеля; 4—высокотемпературная теплоизоляция многократного использования; 5—передний лонжерон; 6—внутренняя изоляция; 7—герметик; 8—Т-образное уплотнение из материала RCC; 9—сегмент носка крыла из материала RCC; 10—фитинги из материала инконель 718

Рис. 3. Типовые соединительные элементы уплотнения сегмента носка крыла

Требования к точности воспроизведения температурных полей при испытаниях элементов RCC были таковы, что отклонение температуры в любой точке испытуемого образца и в любой момент времени от заданной по программе величины не должно превышать ± 283 К. Ожидаемые зависимости температуры от времени для типичного сегмента носка крыла показаны на рис. 4. Видно, что самая высокая температура имеет место в точке торможения немного ниже передней точки.

Распределение температуры на носке фюзеляжа и его уплотнениях приведено на рис. 5. Показанные на ней изотермы соответствуют моменту достижения максимального значения температуры при полете по номинальной траектории. И в этом случае точка торможения и максимальная температура оказываются ниже передней точки носка фюзеляжа, что объясняется большим углом атаки ВКС во время наиболее интенсивного аэродинамического нагрева при входе в атмосферу.

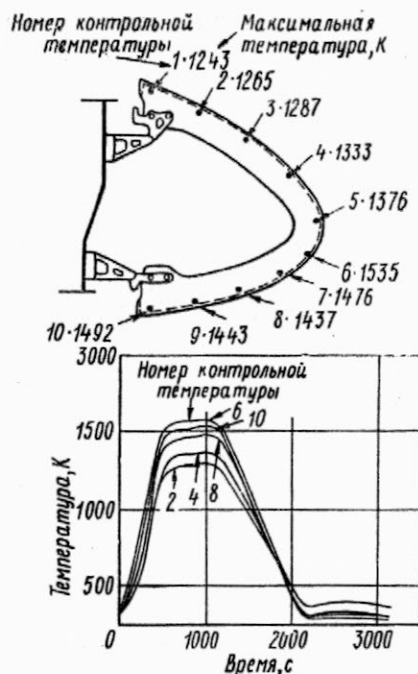


Рис. 4. Предполагаемые зависимости от времени температуры для типичного образца сегмента теплозащиты носка крыла

Изменение давления воспроизводилось при испытаниях в вакуумной камере. Для того чтобы обеспечить избыток кислорода, необходимый для воспроизведения механизма окисления, образец обдувался потоком воздуха с интенсивностью в пять раз большей, чем требуется для расчетной скорости окисления.

Тепловые расчеты нагревателя показали, что для воспроизведения температурных полей в образцах RCC необходимо устройство, способное создавать лучистый поток с плотностью порядка 430 кВт/м². Максимальная температура его излучателей должна быть не менее 2033 К.

Вторым требованием к нагревателю было обеспечение заданного распределения температуры по поверхности испытуемого образца во все моменты времени. Для достижения этой цели нагреватель

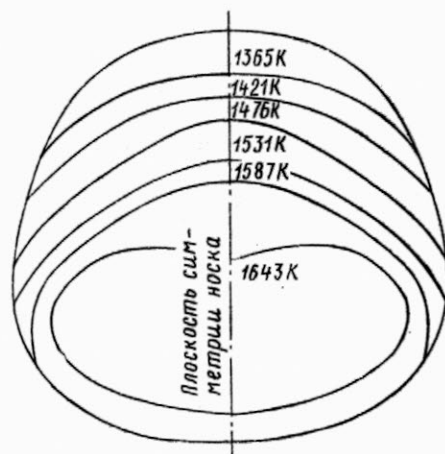


Рис. 5. Расчетные изотермы носка фюзеляжа на 700 с траектории входа в атмосферу

был разделен на отдельные зоны с независимым управлением, расположение которых соответствовало ожидаемым изотермам на поверхности образца. В связи с требованием воспроизведения температуры с точностью не хуже, чем ± 283 К, размеры зон выбирались таким образом, чтобы перепад температуры на поверхности образца в пределах одной зоны не превышал 310 К. Форма зон при этом определялась формой изотерм. Носок крыла не создает в этом отношении серьезных трудностей, ибо его изотермы параллельны передней кромке.

Неправильность формы изотерм носка фюзеляжа потребовала разбиения нагревателя на зоны площадью менее $\sim 0,093$ м². Электрическая схема нагревателя собрана таким образом, чтобы зоны с одинаковой температурой были подключены к одному регулятору мощности.

Питание нагревателей производилось переменным током с максимальным напряжением 120 В. Опыт применения электрических нагревателей сопротивления показывает, что при пониженном давлении в камере и напряжении больше 120 В возникают газовые разряды между элементами нагревателя, шинами и стенками камеры. Возникающие при этом большие токи приводят к срыву эксперимента из-за срабатывания системы защиты.

Тепловые расчеты системы «нагреватель — испытуемый образец» показали, что ни один из существующих типов излучателей, включая лампы и силитовые стержни, не смогут обеспечить необходимый темп нагревания образцов. Важными параметрами, характеризующими излучатель, являются максимальная рабочая температура, номинальное напряжение и максимальная допустимая плотность тока при отсутствии конвективного охлаждения.

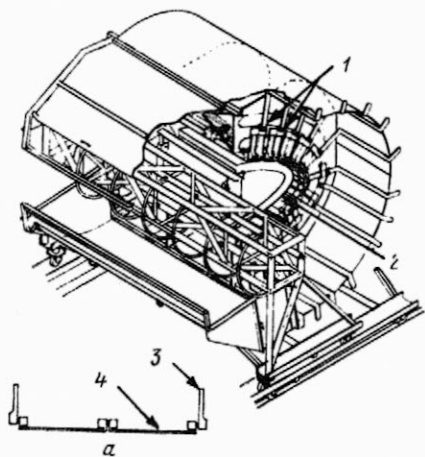
Расчеты показали также важность такой характеристики излучателя, как теплоемкость, определяющей инерционность нагревателя. Она особенно велика у силитовых стержней, так как при том количестве стержней, которое необходимо для получения требуемой плотности лучистого потока, их

масса оказывается в несколько раз больше массы испытуемого образца.

Единственным материалом, из которого можно изготовить излучатель с большой плотностью излучаемого потока и малой массой, оказался графит. Очень важным преимуществом графита является легкость его механической обработки, что позволяет изготовить излучатели любой формы в соответствии с формой испытуемого образца. Однако серьезной проблемой оказалась склонность графита к интенсивному окислению при температуре выше 644 К. Если испытания будут проводиться в среде с окисляющими компонентами, имитирующей реальные условия в атмосфере, то срок службы излучателей будет очень ограничен.

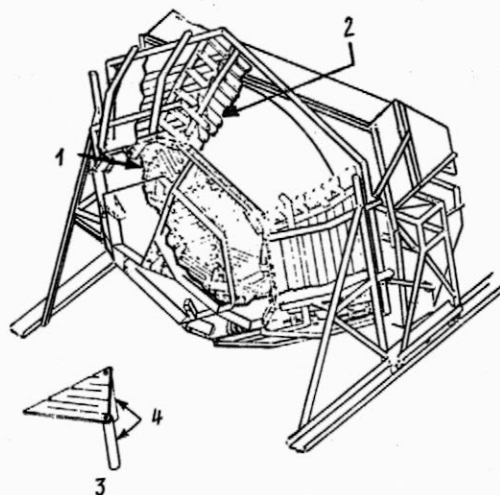
Излучатели, площадь поперечного сечения которых должна быть минимальной исходя из требования снижения их тепловой инерционности, становятся ненадежными даже после воспроизведения одного цикла нагревания образца. Замена излучателей после каждого цикла в течение всей программы недопустима как по экономическим соображениям, так и из-за чрезмерной длительности такого эксперимента.

Вторая трудность, возникающая при использовании графитовых излучателей, заключается в том, что при окислении графита уменьшается содержание кислорода у поверхности образца, интенсивность окисления которого исследуется. При отсутствии незащищенных от окисления графитовых излучателей делает невозможным оценку правильности воспроизведения при эксперименте условий окисления. Поэтому было найдено покрытие, защищающее графит от окисления, которое уже широко распространено в промышленности, изготавливаемой полупроводники. Карбид кремния, т. е. тот же материал, который защищает от окисления элементы конструкции, изготовленные из материала RCC, наносится на графит с использованием процесса, получившего название «химическое паровое осаждение» (Chemical Vapor Deposition). Если подобрать сорт графита, близкий по коэффициенту термического расширения к карбиду кремния, то на механически обработанных графитовых деталях



а — схема типичной секции нагревателя
1 — зоны нагревателя с независимым управлением; 2 — испытуемый образец;
3 — электрод; 4 — нагревательный элемент;

Рис. 6. Нагреватель установки для тепловых испытаний носка крыла



1 — куполообразная часть нагревателя; 2 — нагревательная секция из прямолнейных стержней; 3 — треугольный нагревательный элемент; 4 — электроды

Рис. 7. Нагреватель установки для тепловых испытаний носка фюзеляжа

можно получить долговечное покрытие, способное работать при температурах до 1977 К. Существующее технологическое оборудование ограничило, однако, длину покрываемых деталей, которая не должна превышать 762 мм.

Излучателями нагревателя служат графитовые пластины относительно небольшой длины (406 мм), что упрощает их механическую обработку и нанесение покрытия. Длина двух последовательно включенных излучателей достаточна для перекрытия одного сегмента крыла, а четыре последовательно включенных излучателя перекрывают два смежных сегмента, соединенные уплотняющей лентой.

При проектировании излучателей были приняты меры для уменьшения градиентов температуры вблизи их соединений и создания уплотнений, препятствующих окислению в местах соединения. На рис. 6 показан типичный нагреватель для одного сегмента носка крыла. Испытуемый образец окружен 24 рядами излучателей, по два излучателя в каждом. Соседние ряды соединены последовательно и образуют зоны с рабочим напряжением 120 В. Один из концов каждого ряда излучателей свободно скользит по шпильке, что обеспечивает его тепловое расширение.

При применении прямых излучателей типа стержней или пластин трудно обеспечить нужное распределение температуры по поверхности такой сложной формы, как носок фюзеляжа. Поэтому была сделана попытка создать излучающую поверхность в виде «геодезического купола», собранного из треугольных излучателей. Они изготавливались из треугольных графитовых пластин путем механической обработки. Эти излучатели соединены с графитовыми электродами, которые служат также механическими опорами.

Нагреватель для носка фюзеляжа показан на рис. 7. Он состоит из треугольных излучателей и участка, нагревающего заднюю часть носка, где кривизна значительно меньше, и поэтому использованы прямые излучатели в виде полос. Треугольные излучатели собраны в независимо управляемые зоны в соответствии с заданным распределением температуры поверхности. Всего нагреватель имеет 18 зон.

Все проведенные до опубликования данной статьи испытания носка фюзеляжа с воспроизведе-

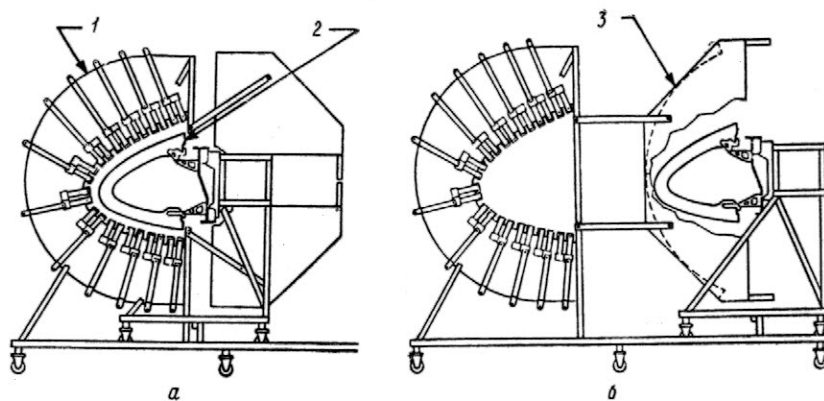
нием аэродинамического нагревания при входе в атмосферу осуществлялись в среде азота с применением графитовых излучателей, не имевших покрытия. Испытания нескольких треугольных излучателей с покрытием из карбида кремния, проведенные в окислительной среде, также оказались успешными.

Тепловые расчеты показали, что для тех зон, которые нагревают нижнюю наветренную сторону образца, необходимо применять рефлектор или теплоизоляцию для уменьшения потерь энергии. Была выбрана теплоизоляция, так как она обладает лучшими эксплуатационными качествами.

На верхней подветренной стороне образца аэродинамический нагрев менее интенсивен, и, как показали траекторные и тепловые расчеты, можно ожидать, что в конечной фазе полета с верхней поверхности будет происходить теплоотдача в атмосферу. Это явление объясняется передачей тепла излучением в полости носка с нижней более нагретой его поверхности на верхнюю. Поэтому на определенном интервале времени испытаний необходимо отводить некоторое количество тепла от верхних зон нагревателя. Чтобы снять тепло с верхних зон нагревателя, обратная сторона излучателей у них была закрыта не рефлектором или теплоизоляцией, а охлаждаемым водой экраном, хорошо поглощающим излучение. Поглощательная способность экранов была не одинакова в разных местах, что обеспечивалось применением различных покрытий.

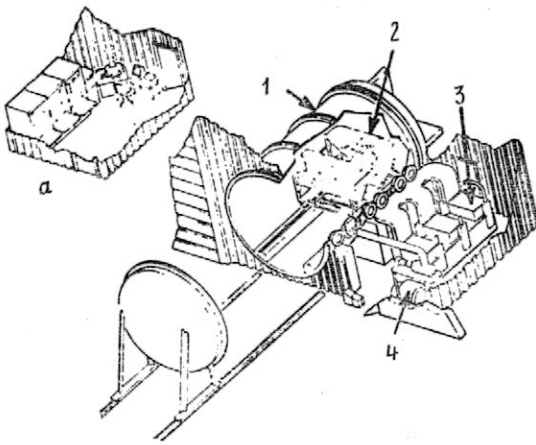
Результаты тепловых расчетов системы «нагреватель — испытуемый образец» показали невозможность воспроизведения режима аэродинамического охлаждения, которое происходит при снижении скорости полета аппарата перед посадкой. Так как внутри нагревателя интенсивное охлаждение образца провести невозможно, пришлось искать другие пути решения этой задачи. Было решено удалять испытуемый образец из нагревателя через 1400 с после начала цикла нагревания и помещать его в охлаждаемый водой кожух, изготовленный из двух створок, которые закрывают испытуемый образец сразу после удаления его из нагревателя. На рис. 8 тележка для перемещения образца и кожух показаны в двух положениях при нагреве и охлаждении.

Температура поверхности образца измерялась



а — положение при нагреве: испытуемый образец введен в нагреватель; б — положение при охлаждении: испытуемый образец отведен назад и заключен в кожух
1 — нагреватель; 2 — образец для испытаний; 3 — водоохлаждаемый кожух

Рис. 8. Охлаждающий кожух для испытуемого образца

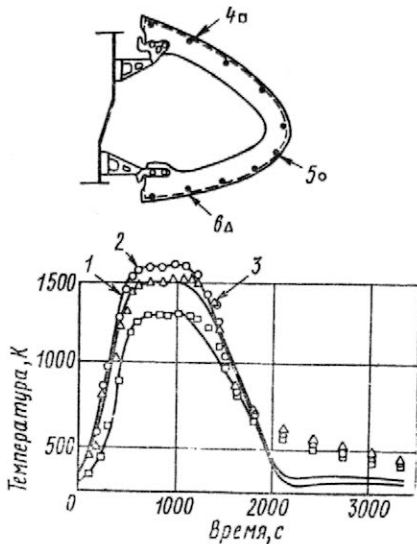


а—зал управления экспериментом
1—вакуумная камера; 2—устройство для воспроизведения температурных полей в испытуемом образце; 3—подстанция с тиристорными регуляторами напряжения; 4—вакуумная система

Рис. 9. Установка для испытаний на нагрев при входе в атмосферу

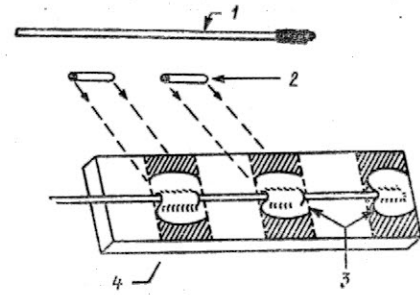
термопарами, установленными на внутренней поверхности обшивки. Термопары приклеивались к обшивке из материала RCC при помощи керамического связующего (цемента). Экранированные термопары были приклеены также к уплотняющим лентам и крепежным деталям.

Экспериментальная установка ЕНТФ (Entry Heating Test Facility) для воспроизведения температурных полей нагрева при входе в плотные слои атмосферы, на которой проводились испытания носков крыла на стадии проектирования, показана на рис. 9. Вакуумная камера с охлаждаемыми водой стенками имеет внутренний диаметр 4,572 м и длину 7,62 м. Для программного изменения давления в камере через дроссель с электро-



1—программа нагрева; 2—измеренные значения температуры; 3—испытуемый образец отведен от нагревателей; 4—термопара № 2; 5—термопара № 6; 6—термопара № 9

Рис. 10. Зависимость от времени температуры поверхности элементов теплозащиты крыла из материала RCC, типичная для испытаний, имитирующих вход в атмосферу



1—оболочка термопары; 2—гильзы из мундита; 3—керамическое связующее (клей); 4—материал RCC

Рис. 11. Способ крепления термопар

приводом в нее подается сжатый воздух под давлением 690 кПа. Рядом с камерой расположены вакуумная система и тиристорные регуляторы мощности с фазовым регулированием, от которых питается нагреватель. Всего имеется 18 зон нагрева, каждая рассчитана на ток до 2000 А при напряжении 120 В. Вблизи от камеры расположен зал, где находятся все системы управления экспериментом.

Управление всеми процессами при эксперименте осуществляется при помощи автоматического регулятора, связанного с мини-ЭВМ PDP-8. Зависимость температуры от времени для каждого участка образца хранится в памяти ЭВМ. Тот же регулятор осуществляет управление изменением давления путем дросселирования подачи в камеру сжатого воздуха. Контрольная информация о выполнении программы испытаний представляется на дисплее как функция времени и выводится на печатающее устройство.

Во всех испытаниях удавалось достаточно точно воспроизводить задаваемые программой изменения температуры образцов во времени. На рис. 10 показан типичный пример результатов испытаний.

Из-за инерционности нагревателя в начале испытаний наблюдалось значительное запаздывание по температуре образца, которое не удалось существенно снизить увеличением коэффициента усиления в системе управления. Поэтому было решено удалять образец из нагревателя перед началом испытаний и осуществлять предварительный подогрев излучателей до 644—811 К (в зависимости от программы). После этого образец вводился в нагреватель и начиналось выполнение программы нагрева. Такая методика позволила значительно уменьшить запаздывание и колебания в системе управления испытаниями.

Эксперименты показали также необходимость доработки охлаждаемых экранов. В некоторых местах экраны поглощали слишком много энергии и излучатели не могли нагреть испытуемый образец до требуемой максимальной температуры. В других—экраны поглощали недостаточное количество энергии и участок образца перегревался из-за теплообмена с другими более нагретыми элементами конструкции. Поэтому пришлось подбирать требуемую излучательную (поглощательную) способность экранов путем нанесения (или удаления) полос материала с высокой отражательной способностью.

При первых испытаниях сегмента крыла он был установлен в нормальном положении, т. е.

его нижняя поверхность была внизу. Неожиданно оказалось, что даже при низком давлении наблюдается интенсивный теплообмен за счет естественной конвекции: происходила теплопередача от нижних, более нагретых, участков носка к верхним, которые перегревались даже в том случае, когда охлаждаемые экраны имели поглощательную способность 0,9 и не были закрыты излучателями. От неблагоприятного влияния естественной конвекции удалось избавиться путем установки всех образцов в перевернутом положении (нижней поверхностью вверх).

Недостатком излучателей оказалась их расчлененность на элементы малых размеров, которая была обусловлена требованиями существующей технологии нанесения покрытий. Наличие соединений не только усиливало окисление, но и способствовало увеличению массы и, следовательно, теплоемкости излучателей, а также усложнению и удорожанию процесса изготовления. Разработка и создание оборудования, обеспечивающего нанесение покрытий на длинные образцы, позволит существенно увеличить срок службы нагревателей.

С большими трудностями пришлось столкнуться при установке термопар на поверхности материала РСС. В ряде случаев наблюдался отрыв термопар, что приводило к погрешностям в воспроизведении нагрева. Для повышения надежности термопар были сделаны попытки улучшить технологию их крепления. На оболочку термопар одевались гильзы из муллита, которые приклеивались к углеродному материалу образца и служили опорами для термопары (рис. 11).

Несмотря на то что максимальное напряжение было выбрано равным 120 В, газовые разряды в вакууме оказались одной из основных трудностей при проведении испытаний. Ряд экспериментов был неудачным из-за того, что электрические пробои приводили к разрушению элементов нагревателя или срабатывали предохранители.

Проблема газовых разрядов решалась путем более рационального взаимного расположения элементов системы электроснабжения установки и применения систем гашения дугового разряда.

Референты А. Н. Баранов, В. М. Колыванова.

Редактор Б. П. Круглов.

УДК 629.735.33.018.3.015

РАЗРАБОТКА И ПРИМЕНЕНИЕ ПОДВИЖНОГО ПИЛОТАЖНОГО СТЕНДА С ГИДРОСТАТИЧЕСКИМИ ОПОРАМИ ПРИВОДОВ*

По своей важности при проведении исследований пилотажных характеристик самолетов пилотажный стенд может сравниться с аэродинамической трубой при аэродинамических исследованиях. И так же как качество трубы имеет определяющее значение для получаемых результатов, так и качество стенда определяет его эффективность.

Начиная с 1966 г. отделениями авиакосмической техники и машиностроения Дельфтского политехнического университета (Голландия) совместно ведутся разработки по созданию подвижного пилотажного стенда с системой визуализации, предназначенного для проведения исследований. Впервые работа в области моделирования полета была начата в университете еще в 1955 г. после введения в действие построенной здесь же аналоговой вычислительной машины.

Исследования захода самолетов на посадку и самой посадки начались в 1967 г. с вводом в эксплуатацию неподвижного пилотажного стенда, разработавшегося с 1962 г. На этом стенде обеспечивалось аналоговое изображение большой яркости ВПП, создававшееся на экране проекционного осциллоскопа, который в 1980 г. был заменен системой электронного синтеза ночной картины полета с использованием цветной ЭЛТ и коллимационной оптики (рис. 1).

Исследования на пилотажном стенде начались в 1969 г. после установки системы подвижности, обеспечивавшей перемещения с тремя степенями свободы (по крену, тангажу и по вертикали) с использованием гидравлических цилиндров на гидростатических опорах (рис. 2). Это была первая система подвижности, в которой была применена теперь широко известная техника перемещений, позволившая улучшить динамические характеристики моделирующих установок.

Пилотажный стенд применяется при проведении различных выполняемых в университете исследовательских программ, направленных на изучение устойчивости и управляемости летательных аппаратов, а также на исследования методов моделирования полета.

В области изучения устойчивости и управляемости можно выделить следующие вопросы:

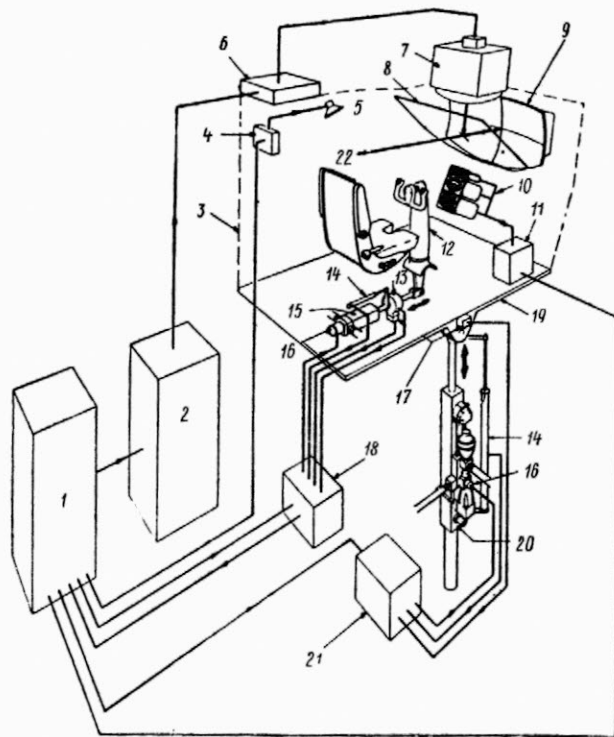
пилотажные характеристики, в том числе в условиях атмосферной турбулентности и сдвига ветра, а также приемлемость новых методов выполнения захода на посадку и взлета;

поведение летчика-оператора в полете, в том числе физиологические измерения порогов восприятия вестибулярного аппарата, а также взаимодействие визуального и вестибулярного каналов восприятия перемещений самолета;

техника цифрового управления самолетом, когда пилотажный стенд используется в качестве испытательной лаборатории для проверки командных пилотажных приборов или автопилотов с цифровым управлением еще до того, как они будут установлены на самолете-летающей лаборатории Де Хэвилленд ДНС-2 «Бивер».

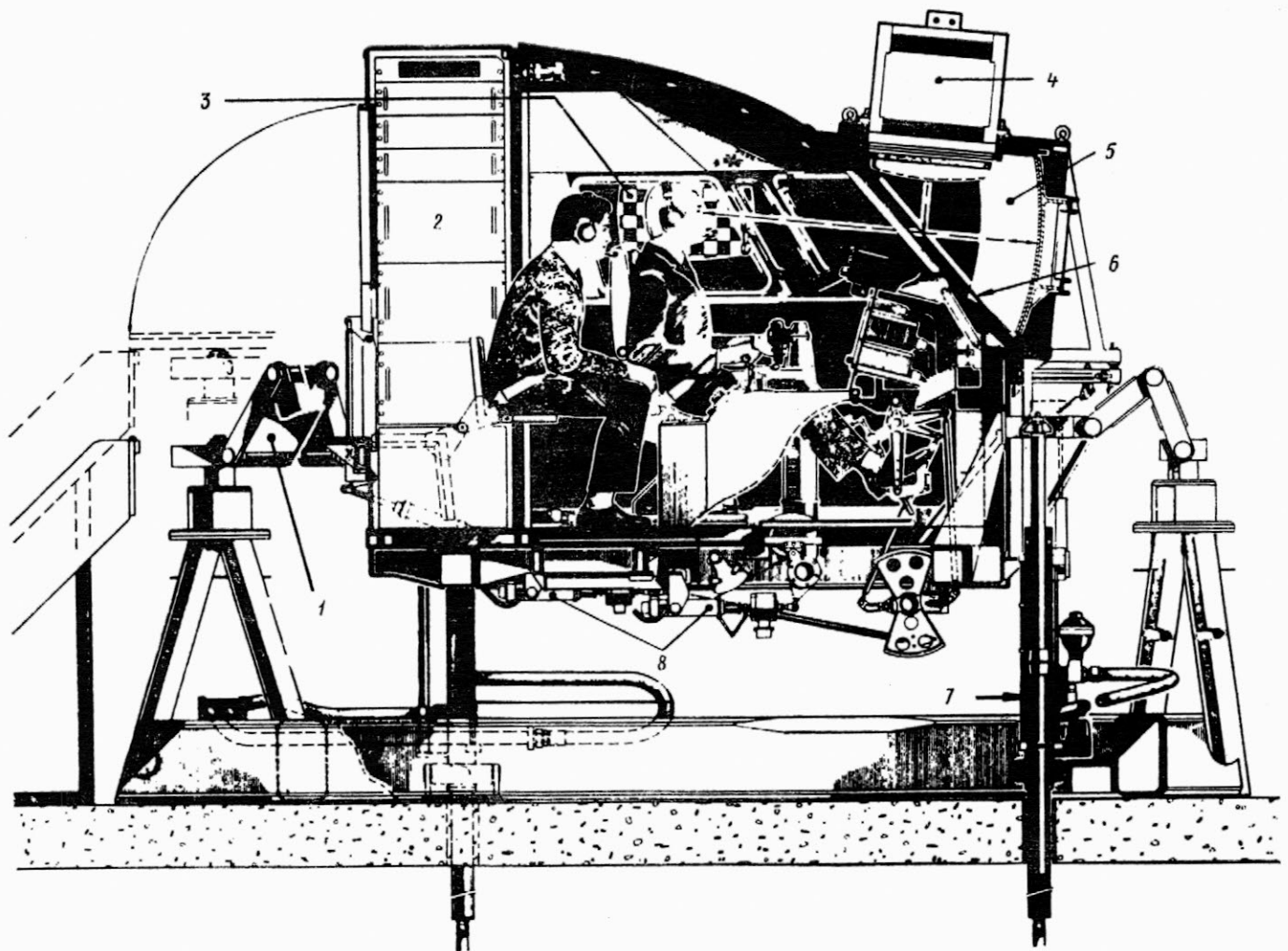
* Viersma T. J. and Baarspul M. Development and application of a moving-base visual flight simulator including the design of hydraulic actuators with hydrostatic bearings.

ICAS-80-9.2.



1—универсальная ЭВМ; 2—генератор изображения; 3—кабина тренажера; 4—акустический генератор; 5—динамик; 6—блок отражения; 7—цветная ЭЛТ с машинной графикой; 8—расщепитель луча; 9—широкоугольное коллиматорное зеркало; 10—приборы; 11—интерфейс; 12—сигналы от летчика; 13—датчик усилий; 14—обратная связь по положению; 15—силовой цилиндр (один из трех); 16—управляющий клапан; 17—датчик перегрузок; 18—модуль загрузки органов управления; 19—подвижное основание; 20—гидравлический привод системы подвижности (один из трех); 21—модуль управления перемещениями; 22—фиксированное положение глаз летчика

Рис. 1. Упрощенная схема пилотажного стенда



1—двуцветная система управления; 2—блоки интерфейса в кабине стенда; 3—дисплей для показа визуально определяемых перемещений; 4—цветная ЭЛТ с проникающим лучом; 5—сферическое зеркало; 6—расщепитель луча; 7—гидроцилиндр на гидростатических опорах; 8—система загрузки рычагов управления

Рис. 2. Подвижный пилотажный стенд с системой визуализации (Дельфтский университет, Голландия)

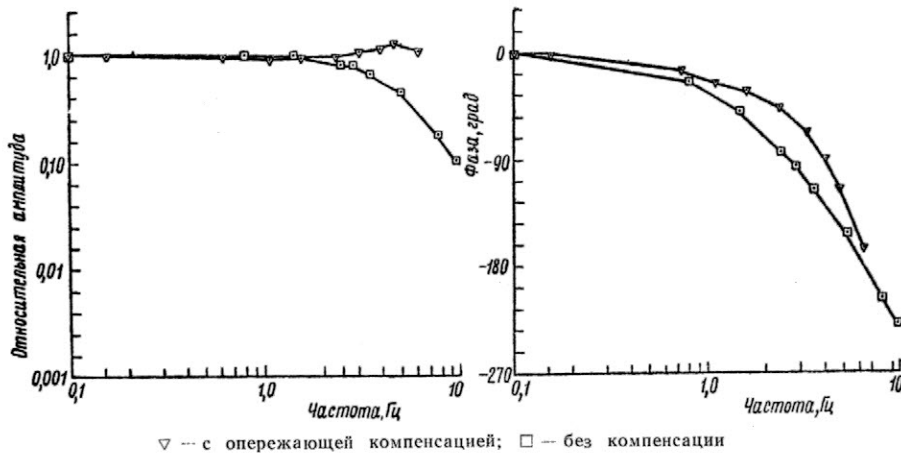


Рис. 3. Амплитудная и фазовая частотные характеристики перемещения по вертикали для пилотажного стенда Дельфтского университета

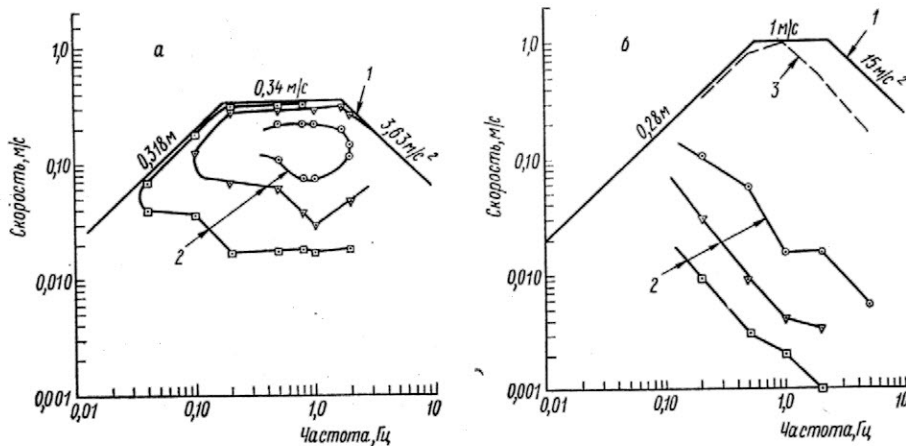


Рис. 4. Сопоставление характеристик двух различных систем подвижности гидравлического типа (вертикальные перемещения)

Для того чтобы ответить на вопрос, насколько совершенным должен быть пилотажный стенд и какого рода системы визуализации и подвижности необходимы для каждого вида выполняемых на стенде полетов, проводятся исследования методов моделирования полета. Здесь можно выделить следующие направления:

составление в модульном виде математических моделей полета (рис. 3);

визуальное моделирование внешней картины полета с использованием систем электронного синтеза изображения.

исследования по оценке динамических характеристик систем подвижности пилотажных стендов (рис. 4);

исследования по восприятию оператором перемещений на подвижных авиационных стендах;

составление моделей и воспроизведение ветрового сдвига и атмосферной турбулентности с негауссовым распределением;

определение усилий на рычагах управления и их воспроизведение с помощью гидроцилиндров на гидростатических опорах в системах загрузки органов управления.

В Дельфтском университете в 1977 г. была разработана методика измерений, по которой определяются необходимые динамические характеристики систем подвижности пилотажных стендов. Эта методика позднее была усовершенствована группой экспертов по механике полета AGARD. Ниже рассматриваются основные положения этой методики.

Динамические характеристики систем подвижности пилотажных стендов грубо можно разделить на два больших класса:

классические характеристики, такие как максимальные перемещения и полосы частот в каждой из степеней свободы;

«плавность» движения и степень взаимовлияния различных степеней свободы, что дает представление о динамических характеристиках перемещений, создаваемых системой подвижности.

В соответствии с этим в качестве основных динамических характеристик оборудования систем подвижности были выбраны:

максимальный ход, скорость перемещения и ускорение для каждой из степеней свободы; амплитудные и фазовые частотные характе-

ристки системы подвижности для каждой из степеней свободы (рис. 5);

функции спектральной плотности, а также среднеквадратичные и пиковые значения акселерационного шума и паразитных ускорений в системе подвижности.

Здесь акселерационный шум определяется отклонениями от номинальных значений зависимых в системе сил и угловых ускорений, и в неиспользуемых в данный момент степенях свободы его связывают с паразитными ускорениями (например, ускорения по тапгажу или по крену, вызываемые перемещениями по вертикали), которые отражают степень взаимодействия между различными степенями свободы.

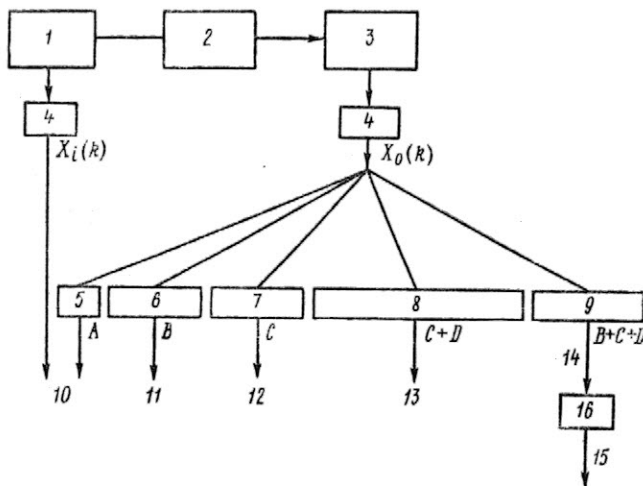
При проведении измерений прикладывались два типа силовых функций, приводившие к различным уровням акселерационного шума:

испытательный сигнал постоянной скорости, создающий перемещения с нулевым поступательным или угловым ускорением, на фоне которых можно легко заметить акселерационный шум;

синусоидальные испытательные сигналы, аппроксимирующие реальные сигналы на входе в систему подвижности при моделировании полета, где помимо акселерационного шума и паразитных ускорений измеряются ошибки в воспроизведении управляющих сигналов подвижности и определяются частотные характеристики системы.

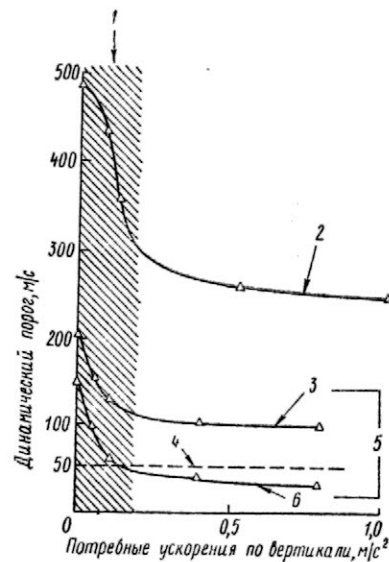
Для того чтобы выполнить требования в отношении точности для количественного определения вышеуказанных динамических характеристик подвижности, применяются цифровые методы регистрации результатов испытаний.

Исследования по созданию унифицированного метода измерений и обработки данных проводились в 1977 г. в рамках рабочей группы AGARD, состоящей из экспертов по механике полета. Перед группой была поставлена задача разработать метод систематических и единообразных измерений динамических характеристик систем подвижности пилотажных стендов, в результате приме-



1—входной сигнал гармонического типа; 2—система подвижности; 3—выходной сигнал; 4—дискретное преобразование Фурье; 5—основная частота; 6—2-я и 3-я гармоники; 7—гармоники высшего порядка; 8—все частоты кроме основной частоты, 2 и 3-й гармоник; 9—все частоты, кроме основной; 10—частотные характеристики; 11—низкочастотная нелинейность; 12—высокочастотная нелинейность; 13—погрешности измерений; 14—акселерационный шум; 15—пиковый шум; 16—интегральное преобразование Фурье

Рис. 5. Метод гармонического анализа для систем подвижности пилотажных стендов



1—этот диапазон обычно не обеспечивается ЭВМ; 2—обычные опоры без опережающей компенсации; 3—без компенсации; 4—максимальные значения характеристики; 5—гидростатические опоры; 6—с опережающей компенсацией

Рис. 6. Динамические пороги в системах подвижности пилотажных стендов

нения которого можно было бы получить три следующих преимущества:

возможность прямого сопоставления динамических характеристик систем подвижности различных типов (в том числе с точки зрения плавности хода) в тех случаях (рис. 6), когда можно непосредственно сопоставить графики характеристик вертикальных перемещений этих систем;

возможность для инженеров, осуществляющих проектирование и настройку систем подвижности, получить методы диагностики, которые (с некоторыми изменениями) будут применяться для исследования систем загрузки органов управления и телевизионных систем визуализации;

возможность тщательного подбора характеристик системы подвижности, в частности требуемых динамических характеристик.

Ниже приводится перечень характеристик системы подвижности, которые группа экспертов AGARD рекомендует измерять:

А. Пределы перемещений по каждой из степеней свободы с указанием отдельно возможностей системы и рабочих ограничений (рис. 6).

В. Частотные характеристики для каждой степени свободы.

С. Линейность и акселерационный шум.

Д. Гистерезис.

Е. Динамический порог.

Первые четыре характеристики измеряются путем приложения к системе подвижности синусоидального сигнала стандартной частоты и амплитуды. После дискретных преобразований Фурье измеренные выходные сигналы разделяются на составляющие, представленные на рис. 7. При этом частотные характеристики (А), низкочастотные нелинейности (В) и высокочастотные (С), акселерационный шум (В, С, D) и неточности измерений (С, D) определяются с использованием ограниченного объема измерений.

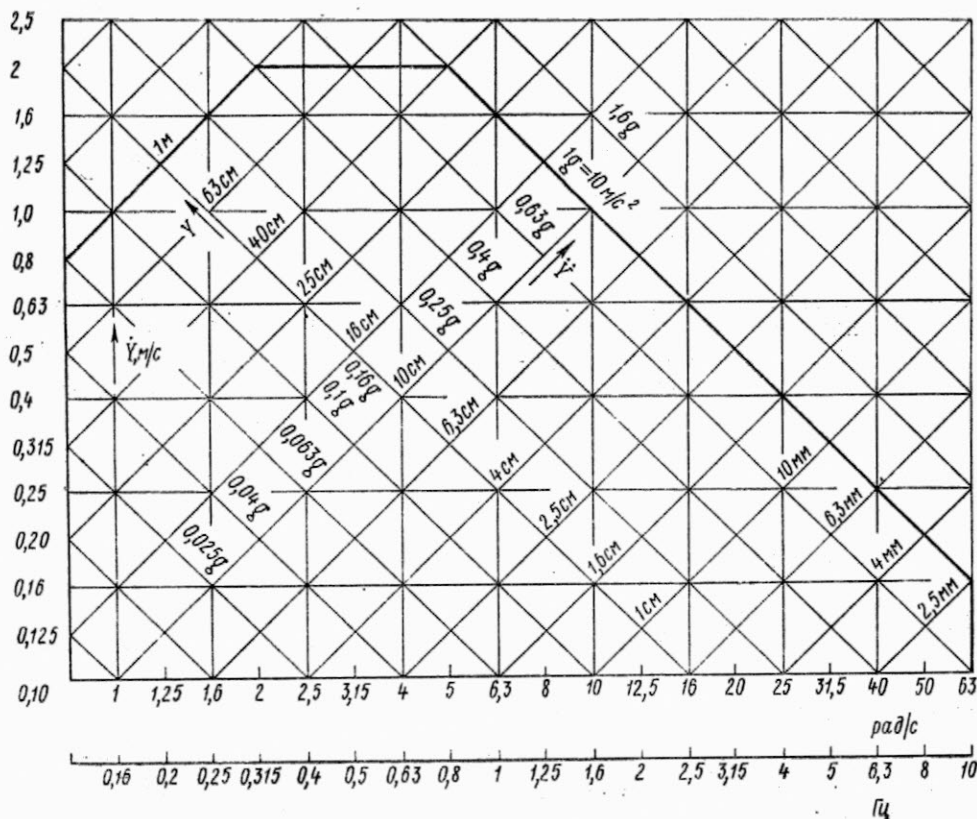


Рис. 7. Диаграмма характеристик гидропривода

В результате измерения динамического порога можно определить временное запаздывание при работе оборудования системы подвижности (рис. 8). В гидравлических системах с цилиндрами на гидростатических опорах, имеющими правильную компенсацию динамического запаздывания, эта задержка уменьшается до значений менее 50 мс при ступенчатых входных сигналах, задающих ускорения более 0,01 g.

Поэтому следующим логическим шагом при оценке динамических характеристик систем подвижности пилотажных стендов с учетом требований динамики моделируемого самолета и выполняемой им задачи будет определение стандартов приемлемости некоторых или всех указанных выше характеристик.

Между параметрами перемещений пилотажного стенда и гидравлическими силовыми цилиндрами с их сервоклапанами и гидропитанием существует прямая связь, которая может быть проиллюстрирована с помощью характеристической диаграммы одноканальной (одномерной) симметричной сервосистемы, приводимой в действие синусоидальными сигналами амплитуды Y .

Обозначив приводимую массу через M , стационарную нагрузку — $F_{ст}$ (например, вес), максимальный ход — $S = 2\hat{Y}_{max}$, скорость — \dot{Y}_{max} , ускорение — \hat{Y}_{max} и полосу частот — ω_b , можно определить следующие конструктивные параметры:

- площадь поршня A (m^2),
- производительность сервоклапана Q_{max} (m^3/c),
- давление масла p_s (H/m^2).

При наличии правильно спроектированного и хорошо управляемого сервоклапана полоса частот ω_b близка к собственной частоте ω_0 гидравлической системы, определяемой приводимой массой M и жесткостью $c_0 = M\omega_0^2$ столбов масла по обеим сторонам поршня. Поэтому

$$\omega_b \cong \omega_0 = \sqrt{\frac{C_0}{M}}, \quad C_{0 \min} = \frac{4AE}{S}, \quad (1)$$

где S — максимальный ход, A — площадь поршня и E — объемный модуль упругости масла. Следовательно,

$$\hat{Y} = \frac{S}{2} = \frac{2AE}{C_{0 \min}} = \frac{2AE}{M\omega_0^2} \approx \frac{2AE}{M\omega_b^2} \quad (2a)$$

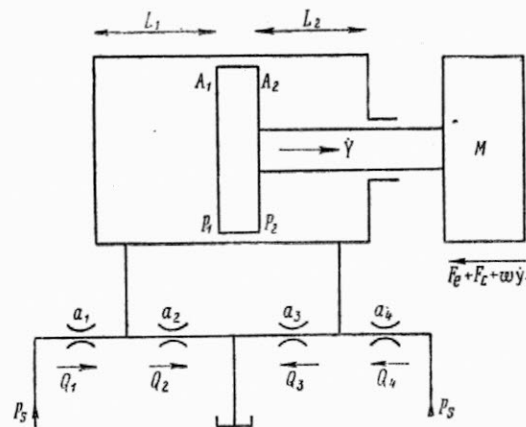


Рис. 8. Асимметричный гидроцилиндр с 4-ходовым золотником (либо $a_1 = a_2 = 0$, либо $a_2 = a_4 = 0$)

или

$$A = \frac{M\omega_b^2 \hat{Y}}{2E} = \frac{M\omega_b^2 S}{4E} \quad (26)$$

Так что задавая S , M , E и ω_b , можно определить площадь симметричного поршня A . Далее необходимо найти компромиссное значение между выбранными характеристиками и расчетным параметром A .

При очень низких частотах амплитуда \hat{Y} в соответствии с уравнением (2а) может возрасти, однако с увеличением частоты производительность сервоклапана Q_{\max} ограничит рост амплитуды. С учетом того, что $Q_{\max} = A\hat{Y}_{\max} = A\omega\hat{Y}_{\max}$, получается, что

$$\hat{Y} \leq \frac{\hat{Y}_{\max}}{\omega} = \frac{Q_{\max}}{\omega A} \quad (3а)$$

Объединяя уравнения (26) и (3а), получают

$$Q_{\max} = \frac{M\omega_b^2 S \hat{Y}_{\max}}{4E} \quad (36)$$

откуда видно, что задавая характеристики, можно определить очень важный проектный параметр — производительность клапана — Q_{\max} .

Диапазон частот, обеспечивающих справедливость неравенства (3а), ограничен частотой, при которой происходит перегрузка гидравлической системы. Доминирующими составляющими нагрузки являются сила инерции $M\ddot{Y}$ и стационарная нагрузка $F_{\text{ст}}$.

Так называемое давление нагрузки

$$p_L = \frac{M\ddot{Y} + F_{\text{ст}}}{A} = \frac{M\omega^2 \hat{Y} + F_{\text{ст}}}{A}$$

должно оставаться значительно ниже давления гидропитания p_s во избежание кавитации и других явлений, так что выбирают $p_L \leq 2/3 p_s$, откуда следует, что

$$\hat{Y} \leq \frac{\hat{Y}_{\max}}{\omega^2} = \frac{2/3 p_s A - F_{\text{ст}}}{M\omega^2} \quad (4а)$$

и с учетом (26):

$$p_s = 6E \frac{M\hat{Y}_{\max} + F_{\text{ст}}}{M\omega_b^2 S} \quad (46)$$

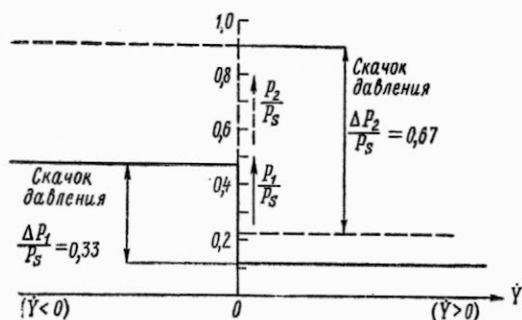


Рис. 9. Скачки давления в несимметричных гидроцилиндрах ($A_1/A_2 = 2$) с симметричным золотником ($a_1 = a_3$ и $a_2 = a_4$)

Соотношение (2а) и неравенства (3а) и (4а), содержащие исходные параметры, вместе определяют полную диаграмму характеристик системы, а формулы (26), (36) и (46) определяют основные проектные параметры A , p_s и Q_{\max} . На рис. 9 показан пример построения диаграммы для $M = 1500$ кг, $F_{\text{ст}} = Mg = 15000$ Н, $E = 10^9$ Н/м², $\omega_b = 10$ Гц = 63 рад/с, $S = 2$ м, $\hat{Y}_{\max} = 2$ м/с и $\hat{Y}_{\max} = 10$ м/с² $\approx 1g$.

При этих условиях получается:

$A = 3 \cdot 10^{-3}$ м² = 30 см², $Q_{\max} = 6 \cdot 10^{-3}$ м³/с = 6 дм³/с, $p_s = 15 \cdot 10^6$ Н/м² = 150 бар. Пиковая мощность гидропитания $N_s = p_s Q_{\max} = 90$ кВт.

На этом примере ясно видно, насколько важна взаимосвязка между заданными и проектными параметрами. Формула (26), например, показывает, что большой ход (S) силового цилиндра и ши-

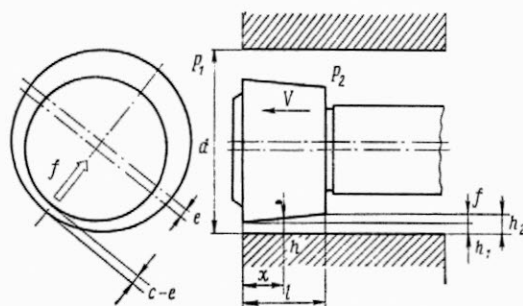


Рис. 10. Размеры конического поршня. В случае $p_1 > p_2$ конический зазор между поршнем и цилиндром действует как гидростатическая опора, обеспечивающая центрирующее усилие f , возрастающее с увеличением эксцентриситета e

рокая полоса частот (ω_b) находятся в определенном противоречии между собой. Оптимальное соотношение между ними может быть найдено исходя из анализа взаимодействий в системе человек — машина. Однако нужных сведений из этой области пока еще недостаточно.

Для того чтобы применить приведенные результаты к пилотажным стендам, необходимо прежде всего учесть асимметрию гидравлического силового цилиндра. Были получены формулы, по своему характеру близкие к соотношениям (1) — (4).

Система подвижности с несколькими степенями свободы является в значительной степени нелинейной системой управления с многими переменными, которая может быть очень сложной с учетом таких факторов, как взаимодействие, податливость конструкций и т. д. Во многих случаях взаимодействие можно снизить путем выбора рациональных конструктивных решений, позволяющих проводить грубый анализ отдельно для каждой из степеней свободы. При этом важно, чтобы правильно учитывалась масса M . В стендах с шестью степенями свободы (и с шестью гидроцилиндрами) на некоторые из цилиндров может приходиться «фактическая» нагрузка, составляющая одну треть массы всего стенда, и именно в этом случае становится возможным проведение анализа, синтеза и расчета соответствующей части установки по описанной выше методике.

Привод подвижного пилотажного стенда осуществляется в основном гидравлическими ци-

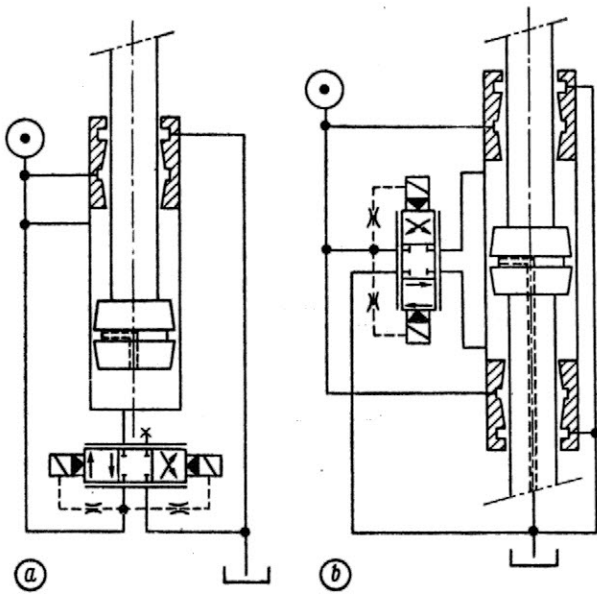


Рис. 11. Гидравлические силовые цилиндры, управляемые трехходовым (а) и четырехходовым (б) золотниками. Поршни и штоки имеют двойные гидростатические опоры

линдрами, имеющими лишь один поршень, что означает его асимметрию: $A_1 \neq A_2$ (рис. 10). Для обеспечения „плавного“ управления необходимо согласовать асимметрию сервозолотника с асимметрией гидроцилиндра. Для этого предполагают, что в 4-ходовом золотнике либо $a_2 = a_4 = 0$ при $\dot{Y} > 0$, либо $a_1 = a_3 = 0$ при $\dot{Y} < 0$. Считая течение жидкости через отверстие идеальным и пренебрегая сжимаемостью масла ($E = \infty$), получают:

$$\begin{aligned} \text{либо} \quad \dot{Y} &= \frac{a_1}{A_1} c_d \sqrt{2 \frac{p_s - p_1}{\rho}} = \\ &= \frac{a_3}{A_2} c_d \sqrt{2 \frac{p_2}{\rho}} > 0 \end{aligned} \quad (5a)$$

$$\begin{aligned} \text{либо} \quad \dot{Y} &= -\frac{a_2}{A_1} c_d \sqrt{2 \frac{p_1}{\rho}} = \\ &= -\frac{a_4}{A_2} c_d \sqrt{2 \frac{p_s - p_2}{\rho}} < 0. \end{aligned} \quad (5b)$$

В обоих случаях ($\dot{Y} > 0$ и $\dot{Y} < 0$) давления p_1 и p_2 по обеим сторонам поршня могут быть найдены из условия:

$$p_1 A_1 - p_2 A_2 = \Sigma F, \quad (6)$$

где ΣF — „полная“ нагрузка (силы инерции, фрикционные и внешние нагрузки). Из уравнений (5) и (6) следует, что p_1 (а также p_2) резко возрастает, когда скорость меняет свой знак (переход от $\dot{Y} > 0$ к $\dot{Y} < 0$), даже если полная нагрузка, остается постоянной. Объединяя уравнения (5) и (6) с условием $\Sigma F = \text{const}$ и считая a_1/a_3 (при $\dot{Y} > 0$) = a_2/a_4 (при $\dot{Y} < 0$), получают:

$$\frac{\Delta p_1}{p_s} = \frac{p_1(\dot{Y} > 0) - p_1(\dot{Y} < 0)}{p_s} = \frac{1 - \left(\frac{A_1}{A_2}\right)^2 \left(\frac{a_3}{a_1}\right)^2}{1 + \left(\frac{A_1}{A_2}\right)^2 \left(\frac{a_3}{a_1}\right)^2}; \quad (7a)$$

$$\frac{\Delta p_2}{p_s} = \frac{p_2(\dot{Y} > 0) - p_2(\dot{Y} < 0)}{p_s} = \frac{A_1}{A_2} \cdot \frac{\Delta p_1}{p_s}. \quad (7b)$$

На рис. 11 показан пример диаграммы давлений для симметричного золотника (т. е. $a_1 = a_3$ и $a_2 = a_4$) в сочетании с симметричным цилиндром ($A_1 = 2A_2$), где скачок давления составляет $\Delta p = 0,67 p_s$.

На практике скачка давления не происходит из-за сжимаемости масла (скачкообразное повышение давления в заданном объеме сжимаемой жидкости требует бесконечно большого потока массы жидкости, что, конечно, невозможно), поэтому скачок давления будет в определенной степени сглаженным. Тем не менее резкие изменения в расходах масла и давлениях будут иметь место при изменении направления движения поршня, приводя к значительным отклонениям от номинальных ускорений.

Чтобы исключить это явление, необходимо произвести „подгонку“ золотника под гидроцилиндр. Из соотношений (7) видно, что скачков давления можно избежать, лишь выполняя следующее условие:

$$\frac{a_1}{a_3} = \frac{A_1}{A_2} = \frac{a_2}{a_4}. \quad (8)$$

Таким образом, площадь входного отверстия a_1 в одной полости цилиндра должна быть пропорциональна (в соотношении A_1/A_2) площади выходного отверстия a_3 в другой полости цилиндра. То же справедливо и для a_2 и a_4 . Т. е., золотник должен быть асимметричным в той же степени, что и поршень. Конечно, стоимость изготовления таких золотников будет выше, однако это оправдывается улучшением характеристик.

Вероятно, самым важным фактором мешающим «гладкой» работе пилотажных стенов, является трение, имеющее место внутри гидроцилиндров. Иногда сила трения значительно превышает 10% максимального усилия гидроцилиндра. По этому вопросу отсутствуют достаточно надежные и точные теоретические и экспериментальные данные.

Еще в 1950-х годах появился ряд работ по вопросу гидравлического «запирания», в которых было показано, насколько серьезно трение может осложнить работу гидросистемы из-за наличия «мертвых зон», прерывистого движения (чередование скольжения и «залипания») или даже полного прекращения перемещений. Все это явилось серьезным предупреждением о том, что опоры и уплотнения классического типа на поршнях и штоках создают трение, которым нельзя пренебрегать.

Действие трения особенно заметно при изменении направления движения. Плавному изменению знака скорости \dot{Y} соответствует резкое изменение силы трения:

$$\Delta F_c = 2F_{c \max}.$$

Независимо от типа системы управления и наличия обратной связи любого типа этот скачок приводит к резкому изменению в ускорении \ddot{Y} приводимой массы M :

$$M \Delta \ddot{Y} = \Delta F_c. \quad (9)$$

Таким образом,

$$|\Delta \ddot{Y}| = \frac{|\Delta F_c|}{M} = \frac{2F_{c \max}}{M} \quad (10)$$

Если, например, $F_{c \max} \approx 0,1 \text{ Mg}$, то:

$$\Delta \ddot{Y} = 0,2 g.$$

Учитывая, что порог человеческого восприятия составляет около $0,02 g$, эта величина является чрезмерной, приводящей к так называемому реверсному удару в любом стенде, что существенно отражается на реалистичности моделирования.

При очень малых скоростях перемещения поршня (из-за незначительных изменений поперечного сечения цилиндра в направлении его оси) трение может привести к возмущениям

$$\Delta \ddot{Y} < \frac{F_{c \max}}{M}. \quad (11)$$

Радикальным средством, ликвидирующим эти нарушения в работе гидроприводов, являются гидростатические опоры для поршней и штоков, введение которых позволяет почти полностью устранить трение.

Чтобы исключить контакт металла с металлом и трение между контактирующими поверхностями (поршень в цилиндре или шток на опоре), гидростатические опоры должны обеспечивать постоянное присутствие масляной пленки между ними. Опора должна обеспечивать центрирующее усилие, по величине более или менее пропорциональное эксцентриситету (поршня или штока), чтобы компенсировать случайные боковые нагрузки.

Причем никаких дополнительных источников питания для этого не требуется.

В принципе гидростатические опоры можно создать путем придания самому поршню (или опоре штока цилиндра) небольшой конусности, что обеспечивает создание в широкой части конуса большего гидравлического давления, чем в его узкой части (см. рис. 10). В предположении ламинарности течения, отсутствия окружного перетекания и перемещения поршня относительно цилиндра была выведена формула

$$\frac{f}{d \Delta p} = \frac{\pi}{4} \cdot \frac{t}{e} \left[\frac{t + 2C}{\sqrt{(t + 2C)^2 - 4e^2}} - 1 \right], \quad (12)$$

где f — центрирующее усилие, d и l — диаметр и длина опоры соответственно, $\Delta p = p_2 - p_1$ — падение давления по длине поршня, e — эксцентриситет и t — конусность поршня, C — зазор у широкого конца поршня при $e = 0$. Очевидно, что существует некоторая оптимальная относительная конусность. Если считать относительную конусность e/C малой, оптимум получается при $t = 2C$. Таким образом

$$\lim_{\substack{e \rightarrow 0 \\ t \rightarrow 2C}} \frac{f}{d \Delta p} = \frac{\pi}{2} \cdot \frac{te}{(t + 2C)^2} = \frac{\pi}{16} \cdot \frac{e}{C}. \quad (13)$$

Уравнения (12) и (13) позволяют получить несколько завышенные оценки жесткости системы по отношению к боковым силам и возможностей гидростатических опор. Более надежные данные могут быть получены лишь с учетом окружного перетекания жидкости, а также относительной

скорости. Для максимального эксцентриситета $e = 0,75C$ было получено следующее соотношение между максимальной боковой нагрузкой и скоростью

$$\frac{F}{\bar{F}} + \frac{V}{\bar{V}} = 1,$$

где

$$F = \frac{4f}{\pi d^2 \Delta p}, \quad V = \frac{\mu d V}{C^2 \Delta p}. \quad (14)$$

В таблице представлены значения \bar{F} и \bar{V} ($\approx 0,15 T/L$) в зависимости от проектных параметров $L = l/d$ и $T = t/C$ при $E = e/C = 0,75$.

Данные для расчета одиночных гидростатических опор

L	T	\bar{F}	\bar{V}
0,5	1	0,090	0,352
	2	0,095	0,622
	3	0,089	0,900
1,0	1	0,129	0,182
	2	0,149	0,317
	3	0,146	0,454
1,5	1	0,133	0,120
	2	0,165	0,210
	3	0,170	0,300

Утечками в осевом направлении в правильно спроектированной гидростатической опоре по сравнению с максимальным потоком в золотнике обычно можно пренебречь.

При использовании принципа гидростатических опор в конструкции обычных силовых гидроцилиндров двойного действия необходимо решить следующие три задачи:

падение давления вдоль образующей конического поршня и конической опоры всегда должно быть «положительным», что представляет серьезные трудности в силовых цилиндрах двойного действия;

несимметричность гидростатической опоры по отношению к прямому и обратному движениям поршня ограничивает возможности восприятия нагрузок;

трудности конструирования и изготовления.

На рис. 11а и 11б показано решение первых двух задач: введение так называемых двойных опор позволяет устранить проблему падения давления вдоль образующей поршня, а также проблему несимметричности.

Референт Л. Б. Беляев.

Редактор Б. П. Круглов.

„ТИ“, ОНТИ ЦАГИ, 1981, № 17, 1—35.

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

Технический редактор В. Н. Добровольская

Корректор Л. Д. Морозова

Сдано в набор 24.08.81.	Подписано в печать 29.10.81.	Формат бумаги 60×90 ^{1/8} .	Типографская № 1.	Литературная гарнитура.
Высокая печать.	Бум. л. 2,25.	Усл. печ. л. 4,5.	Уч.-изд. л. 5,27.	Тираж 2631 экз. Цена 55 коп.

Типография ЦАГИ. Зак. 1426.

