

УДК 629.735.33.01 (73)

## ПРОГРАММЫ ИССЛЕДОВАНИЙ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ВЫСОКОМАНЕВРЕННЫХ ИСТРЕБИТЕЛЕЙ В США (AFTI и NIMAT)

В конце 1960-х годов в США была коренным образом пересмотрена концепция истребителя. Раньше проектировщики склонялись к концепции перехватчика, который с помощью радиолокатора обнаруживает противника и применяет управляемые снаряды, не имея с ним визуального контакта и не вступая в ближний воздушный бой. Кульминацией такой концепции явился самолет «Фантом», вооруженный одними управляемыми снарядами. Однако опыт использования истребителей во Вьетнаме и во время других вооруженных конфликтов показал, что воздушный бой, как правило, выигрывает более маневренный самолет. Новые истребители США Макдоннелл-Дуглас F-15 и Грумман F-14, лишь недавно поступившие на вооружение и рассчитанные на использование в течение ближайших 15--20 лет, спроектированы для выполнения задач по завоеванию превосходства в воздухе и способны эффективно вести ближний воздушный бой. Более легкие и дешевые истребители, разрабатываемые на основе самолетов Дженерал Дайнэмикс YF-16 и Нортроп YF-17, также оптимизированы для ведения маневренного боя, даже в ущерб эффективности действий по наземным целям (малая нагрузка на крыло затрудняет полет на малой высоте в условиях турбулентности).

Однако по мнению авиационных специалистов США, в будущем к истребителям будут предъявляться еще более высокие требования, которые могут быть удовлетворены только на основе дальнейших научно-технических достижений в области авиации. Поскольку на разработку и введение в эксплуатацию новой системы оружия требуется около семи лет, необходимо заблаговременное проведение больших научно-исследовательских и опытных работ для подготовки создания самолета нового поколения. В настоящее время в США осуществляется ряд программ, результаты которых должны явиться основой для новых авиационных разработок, в частности в области истребительной авиации.

Летом 1972 г. авиационной комиссией координационного комитета NASA и министерства обороны США (ААСВ) было проведено обсуждение научно-технических проблем, решение которых необходимо для разработки перспективных летатель-

ных аппаратов, в том числе высокоманевренных военных самолетов. Было установлено, что для обеспечения превосходства в воздухе в будущем потребуются значительное усовершенствование истребителей.

На основе проведения исследований комиссией были разработаны следующие основные требования к перспективным самолетам:

улучшенные характеристики маневренности при хорошей управляемости;

относительно невысокая стоимость;

реализация новых научно-технических достижений в области авиации.

Были сделаны выводы, что для обеспечения высоких маневренных характеристик будущих самолетов могут быть использованы следующие научно-технические достижения:

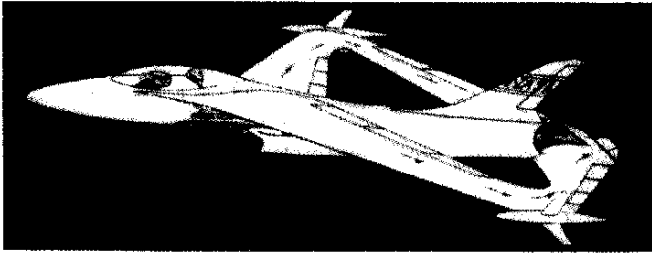
*в области аэродинамики:* суперкритическое крыло; крыло с изменяемой кривизной (отклоняемые носки и закрылки); крыло, оптимизированное для улучшения маневренности; схема «утка» с оптимальными несущими свойствами; организация системы вихрей для увеличения подъемной силы крыла;

*в области силовых установок:* увеличение аэродинамической подъемной силы с помощью двигателей; реверсирование тяги в полете; управление вектором тяги в полете (программа VIFF — Vectoring in Forward Flight); применение плоских сопел;

*в области устойчивости и управляемости:* комплексные системы активного управления (для предотвращения флаттера, перераспределения маневренных нагрузок, непосредственного управления подъемной и боковыми силами); методы предотвращения входа в штопор и улучшения штопорных характеристик; электродистанционные системы управления; системы управления с применением ЭЦВМ;

*в области конструкции:* композиционные материалы; уменьшение собственного запаса по флаттеру благодаря применению автоматических противофлаттерных систем.

В результате применения перечисленных технических достижений должно быть достигнуто значительное снижение веса и повышение тяговооруженности, что в конечном счете должно обеспе-



Фиг. 1. Рисунок одного из телепилотируемых аппаратов, исследуемых NASA по программе HiMAT

чить повышение маневренности. Чтобы оценить техническую осуществимость компоновки самолета с такими данными, считается необходимым провести предварительную проверку их в условиях реального полета. Для уменьшения степени риска и снижения стоимости испытаний (на ~50%) предполагается проводить их на экспериментальных телепилотируемых аппаратах (ТПА).

Осуществление программы исследований, связанных с созданием перспективных военных самолетов с высокой маневренностью (программы HiMAT — Highly Maneuverable Aircraft Technology), было поручено NASA как организации, располагающей обширной экспериментальной базой, и в частности, пилотажным стендом в центре им. Лэнгли, на котором может моделироваться воздушный бой для оценки маневренных характеристик разрабатываемого самолета с участием летчика (установка DMS — Differential Maneuvering Simulator).

Программа HiMAT будет осуществляться в три стадии:

аналитические исследования возможности создания перспективных самолетов на основе новейших научно-технических достижений;

предварительные разработки компоновок самолетов;

постройка двух экспериментальных ТПА и летные испытания.

Первая стадия программы была начата в середине 1973 г., когда девять фирм по заданию NASA в течение трех месяцев проводили предварительные исследования технической осуществимости поставленных задач. Стоимость исследований была определена в ~10 000 долл. для каждой фирмы.

В мае 1974 г. для осуществления второй стадии программы NASA были выбраны три фирмы (Рокуэлл, Груман и Макдоннелл-Дуглас), с которыми были заключены контракты стоимостью по 330 000 долл. сроком на шесть месяцев. Контрактами предусматривались предварительные разработки компоновок перспективных самолетов, причем в качестве одного из проектных критериев была принята восьмикратная перегрузка при развороте со скоростью, соответствующей числу  $M = 0,9$ .

В частности, рассматривались необычные компоновки, подобные изображенной на фиг. 1 и имеющей соединенные концами заднее и переднее крылья с прямой и обратной стреловидностью соответственно. Проектировщики полагают, эта конфигурация обеспечит хорошее обтекание несущих поверхностей в широком диапазоне скоростей и

углов атаки и улучшит маневренные характеристики самолета.

В 1975 г. намечено начать детальное проектирование и постройку экспериментальных ТПА, представляющих собой уменьшенные в масштабе от 3/8 до 5/8 модели перспективных истребителей. Согласно намеченной программе каждая фирма должна построить два экспериментальных ТПА.

Данные, полученные в результате летных испытаний экспериментальных ТПА, будут затем введены в программу пилотажного стенда для оценки летчиками маневренности разрабатываемых истребителей в условиях воздушного боя.

На дальнейшее осуществление программы HiMAT NASA намечено ассигновать: на 1975 б. г. ~1,5 млн. долл., на 1976 б. г. ~4 млн. долл.

В начале 1975 г. планировалось приступить к рассчитанным на шесть месяцев летным испытаниям двух модифицированных самолетов Хоукер Сиддли «Харриер» по программе VIFF. Эти испытания организуются совместно ВВС Англии, научно-исследовательским институтом RAE, NASA и корпусом морской пехоты США. Предполагается оценить эффективность использования в имитированных воздушных боях системы управления вектором тяги для улучшения маневренности и расширения области летных режимов.

Почти одновременно с началом осуществления NASA программы HiMAT, летом 1973 г. ВВС США приступили к выполнению (также в соответствии с рекомендациями координационного комитета NASA) рассчитанной на пять лет программы AFTI (Advanced Fighter Technology Integration — комплексная программа техники усовершенствованного истребителя), предусматривающей создание небольших экспериментальных самолетов весом 3,5—9 тс, предназначенных для летных исследований комплексов новых систем, агрегатов и материалов для перспективных истребителей.

Программа AFTI отличается от программы HiMAT тем, что она предусматривает применение на экспериментальных самолетах уже апробированных научно-технических достижений, а программа HiMAT — использование достижений, находящихся еще на стадии лабораторных исследований (что связано с высокой степенью технического риска), и «доведение» их в процессе летных испытаний на экспериментальных ТПА. На фиг. 2 показана связь между различными стадиями программы HiMAT и AFTI.

На экспериментальных самолетах, разрабатываемых по программе AFTI, предполагается использовать следующие технические усовершенствования:

*Реактивные закрылки.* Концепции с компактными системами сопло—закрылок имеют потенциальные возможности применения для околозвукового истребителя, однако его боевые характеристики должны быть оценены в полете.

*Изменение направления вектора тяги.* Сочетание подъемной силы, создаваемой двигателем, с дополнительной подъемной силой крыла, полученной от увеличения циркуляции, является эффективным средством улучшения несущих свойств самолета. В этом случае струя выхлопных газов из сопел двигателей, расположенных у задних кромок

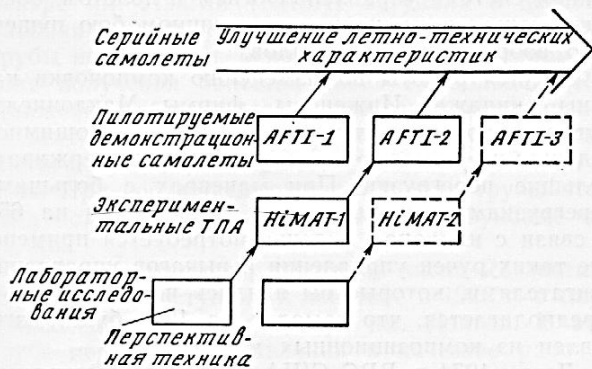
крыла, увеличивает циркуляцию. Концепция такого крыла исследуется флотом на самолете XFV-12A.

**Непосредственное управление подъемной и боковой силами.** Возможность управления вертикальным и поперечным движениями может повысить эффективность истребителя, где требуются быстрые маневры, точное слежение за целью и точное управление траекторией полета.

**Уменьшенная продольная статическая устойчивость.** Снижение статической устойчивости планера заменяется активным управлением горизонтальным оперением.

**Управление маневренными нагрузками.** Перераспределение подъемной силы крыла позволит либо уменьшить рабочие напряжения в конструкции, либо увеличить располагаемые перегрузки.

**Активная противовлаттерная система.** Активное подавление флаттера с помощью поверхностей управления позволит применить менее жесткую и, следовательно, более легкую конструкцию.



Фиг. 2. Взаимосвязь программ АFTI и HiMAT

**Системы улучшения условий работы конструкции и комфорта экипажа.** Система демпфирования колебаний конструкции, так же как и подавления флаттера, улучшает характеристики полета на малых высотах в условиях турбулентности. Подобная система была исследована на самолетах Норт Америкен ХВ-70 и Боинг В-52 и предназначена для стратегического бомбардировщика Рокуэлл В-1. Применение такой системы дает экономию веса конструкции и улучшает комфорт экипажа при полете на малых высотах.

**Крыло, объединенное с фюзеляжем.** Плавное сочленение крыла с фюзеляжем обеспечивает максимальный внутренний объем, большие используемые углы атаки и коэффициенты подъемной силы без возникновения бафтинга.

**Кабина экипажа, ослабляющая воздействие больших перегрузок на летчика.** Кабина с отклоняемым на большой угол сиденьем (до 65°) и соответствующей компоновкой приборов и органов управления позволит летчику более эффективно управлять самолетом в воздушном бою.

**Электродистанционная система управления.** Эта система управления обеспечивает ряд преимуществ, в том числе улучшенные характеристики управляемости самолета, более высокую точность выдерживания траектории полета и экономию по весу и размерам.

Осуществление первого этапа программы АFTI-1 было начато в марте 1974 г., когда ВВС заключили контракты с фирмами Фэрчайлд Рипаблик (на 597 тыс. долл.), с Рокуэлл Интернэшнл (на 608 тыс. долл.) и Макдоннелл-Дуглас (на 750 тыс. долл.) на проведение в течение девяти месяцев проектных исследований самолетов.

На основании результатов этих исследований ВВС должны летом 1975 г. сделать выбор одной из фирм, которая в течение 30 месяцев будет осуществлять второй этап программы АFTI-1 — разработку и постройку двух экспериментальных самолетов. Первый полет самолета намечен на конец 1977 г.

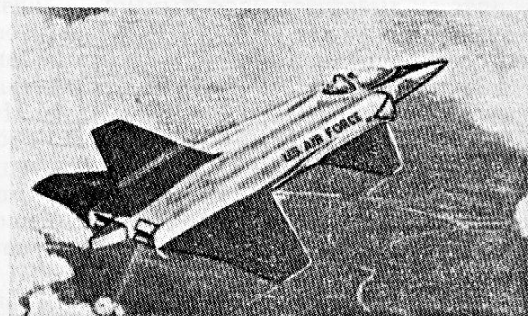
Предполагаемая стоимость всей программы АFTI — 30 млн. долл.

В сентябре 1974 г. фирма Фэрчайлд Рипаблик представила ВВС предварительный отчет о результатах проектных исследований. К этому времени фирмой было проведено по программе АFTI более 400 ч испытаний в аэродинамических трубах, в том числе в четырех трубах фирмы Колспэн, в диапазоне скоростей от малых дозвуковых до сверхзвуковых.

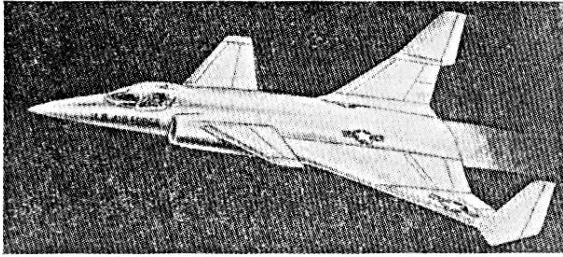
Фирмой Фэрчайлд Рипаблик разрабатывается самолет с двумя двигателями, имеющий интегральную компоновку, электродистанционную систему управления, носовой подфюзеляжный киль и кабину, рассчитанную на большие перегрузки. Предусматривается возможность применения на самолете системы управления вектором тяги в двух плоскостях и систем непосредственного управления подъемной и боковыми силами (фиг. 3).

Фирмой Рокуэлл Интернэшнл разрабатывается самолет с передним горизонтальным оперением, расположенным вблизи входов в воздухозаборники (схема «утка»). Размещенные на этом оперении реактивные закрылки и элероны должны обеспечить возможность непосредственного управления подъемной силой. Это же оперение в сочетании с вертикальными киллями на концах крыла обеспечивает возможность непосредственного управления боковыми силами (фиг. 4). Фирмой одновременно проводятся исследования двух вариантов самолета: с двумя двигателями и с одним двигателем. Вес самолета не должен превышать 9100 кгс.

Фирма Макдоннелл-Дуглас представит на рассмотрение одноместный самолет с двумя двигателями, с конфигурацией, определяемой системой управления (фиг. 5—7).



Фиг. 3. Рисунок экспериментального самолета, разрабатываемого фирмой Фэрчайлд Рипаблик



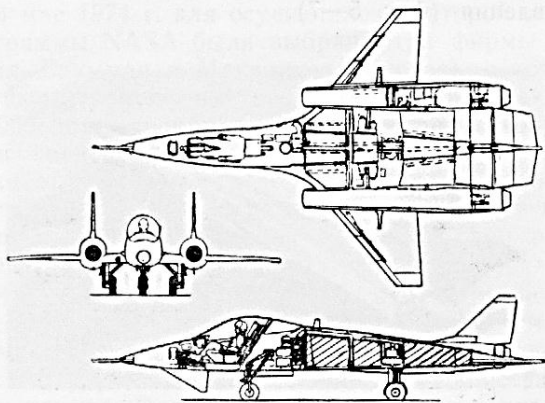
Фиг. 4. Рисунок самолета, разрабатываемого фирмой Рокуэлл

Самолет, получивший обозначение AMDA (Advanced Maneuvering Demonstrator Aircraft — усовершенствованный маневренный демонстрационный самолет) будет иметь максимальный взлетный вес около 4100 кгс и размеры истребителя Норт Америкен Р-51 периода второй мировой войны.

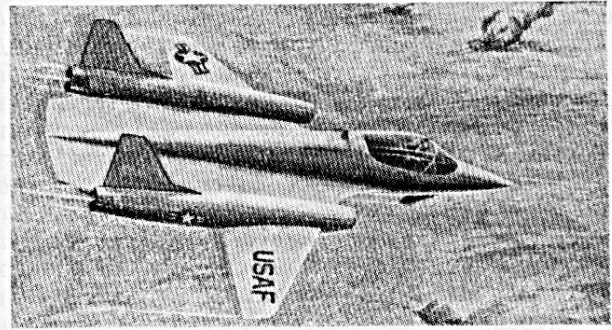
Для управления боковой силой самолет имеет два поворотных килей, которые связаны с управлением передним килем под носовой частью фюзеляжа. При одновременном отклонении всех килей самолет может изменить исходную траекторию полета без рыскания или крена.

Особенностью самолета являются концевые части крыла с изменяемым углом установки, расположенные за гондолами двигателей, выполняющих функции перегородок для выравнивания воздушного потока над центральной частью крыла. Управление по крену обеспечивается дифференциальным отклонением концевых частей, а при отклонении одновременно с хвостовой поверхностью управления концевые части создают подъемную силу для вертикального перемещения от траектории полета без изменения положения фюзеляжа. Концевые части крыла имеют коническую крутку с целью достижения малого лобового сопротивления при дозвуковых скоростях. Крыло имеет небольшие плоские предкрылки, которые будут выдвигаться при больших числах  $M$  полета для уменьшения сопротивления.

Исследования фирмы Макдоннелл-Дуглас показывают, что на малой высоте и большой дозвуковой скорости у самолета AMDA с изменяемым направлением вектора подъемной силы обеспечивается изменение продольного положения фюзеляжа в пределах угла атаки  $14^\circ$  при постоянной перегрузке. Так, при единичной перегрузке и отклонении



Фиг. 5. Схема самолета, разрабатываемого фирмой Макдоннелл-Дуглас



Фиг. 6. Рисунок самолета фирмы Макдоннелл-Дуглас (вид сбоку)

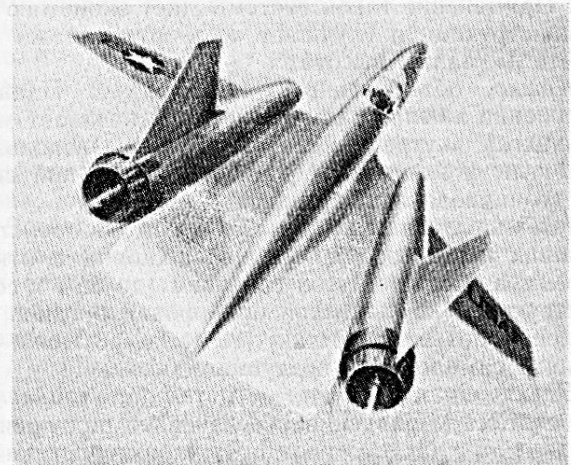
концевых частей крыла на  $+20^\circ$  угол наклона фюзеляжа будет  $-6^\circ$ , а при отклонении концевых частей крыла на  $-20^\circ$  угол наклона фюзеляжа будет  $+8^\circ$ .

На самолете AMDA будет применена объединенная система управления огнем и полетом, обеспечивающая применение в воздушном бою пушечного вооружения и снарядов.

Ведутся работы по изменению компоновки кабины экипажа. Инженеры фирмы Макдоннелл-Дуглас работают над кабинами с отклоняющимися сиденьями, помогающими летчику выдерживать большие перегрузки. При маневрах с большими перегрузками сиденье будет отклоняться на  $65^\circ$ . В связи с наклоном сиденья потребуются применение таких ручек управления и рычагов управления двигателями, которые бы явились частью сиденья. Предполагается, что самолет на 40% будет изготовлен из композиционных материалов.

Летом 1974 г. ВВС США начали осуществление второй стадии программы — AFTI-2, направленной на совершенствование планеров перспективных истребителей. Предусматривается создание фюзеляжа в основном из композиционных материалов с целью наиболее полного использования их возможностей для уменьшения веса и повышения прочности конструкции самолета.

В соответствии с рекомендациями координационного комитета NASA программы HiMAT и AFTI осуществляются при тесном сотрудничестве ВВС



Фиг. 7. Рисунок самолета фирмы Макдоннелл-Дуглас (вид сзади)

и NASA. За период 1973—1974 гг. были проведены две объединенные конференции этих организаций с целью обмена информацией по программам и оценки проведенных работ. В обсуждении хода работ по каждому этапу программы HiMAT принимают участие представители BBC, а программы AFTI—представители NASA. Для обеспечения более тесных контактов и координации работ по обеим программам NASA в марте 1974 г. представило министерству обороны США всю основную документацию по программе HiMAT.

1975 NASA Authorization, part 4, pp. 234—244;  
New Aircraft Technology Evolving.  
Aviation Week, 15/VII 1974;  
DMS Market Intelligence Reports.  
Military Aircraft, April, 1974;  
Interavia № 8041;  
Fairchild AFTI Testing Milestones.  
Flight № 3421;  
Neue Studien für Jäger und Jabos.  
Der Flieger, XII, 1974;  
Aviation Week, 16/VII, 20/VIII 1973; 3/VI, 22/VII, 14/X 1974.  
Референты Д. А. Гуринберг, М. В. Шмид.

УДК 629.7.018.1

## ПРОЕКТ КРИОГЕННОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ ДЛЯ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОГО ЦЕНТРА им. ЛЭНГЛИ (NASA)

В конце 1973 г. в научно-исследовательском центре им. Лэнгли (NASA) вступила в действие рабочая модель околосзвуковой аэродинамической трубы нового типа, основанной на криогенном методе получения больших чисел Рейнольдса (Re). Движение рабочего газа в этой трубе обеспечивается вентилятором, а температуры торможения газа достигают —195,5°С при давлениях торможения до 5 ат. При соответствующих размерах трубы этого типа можно получить натурные околосзвуковые числа Re.

Первая установка, в которой числа Re достигали натуральных, вступила в действие в 1923 г. в научно-исследовательском центре им. Лэнгли. В этой трубе переменного давления в качестве рабочего газа применялся воздух высокого давления для увеличения сил инерции. В течение следующих почти 50 лет во всех трубах с большими числами Re применялся этот метод. Последнее значительное увеличение чисел Re было достигнуто в высокоскоростных трубах в 1950-х годах. С этого времени значительно увеличились размеры и крейсерские скорости самолетов, моделирование полета которых не могли больше обеспечить существовавшие аэродинамические трубы, а создание новых, удовлетворяющих возросшим требованиям, связано с большой стоимостью их постройки и эксплуатации.

В криогенной аэродинамической трубе для получения больших чисел Re применяются низкие температуры, при которых уменьшаются силы вязкости. Благодаря этому исключаются проблемы, связанные с применением околосзвуковых аэродинамических труб с очень высокими давлениями. Эксперименты в рабочей модели криогенной трубы расширили и дополнили результаты исследований, проведенных ранее в криогенной трубе малых скоростей НИЦ им. Лэнгли. Они подтвердили выводы, сделанные на основании аналитических исследований, о том, что криогенный азот в газообразном состоянии может быть эффективно использован для проведения околосзвуковых экспериментов. Вместе с этим был получен опыт проектирования, который будет полезен при разработке большой околосзвуковой трубы с большими числами Re.

В последние 10 лет стала очевидной необходимость в моделировании при натуральных числах Re, особенно на околосзвуковых режимах. В 1965 г.

были обнаружены большие расхождения результатов эксперимента и летных испытаний самолета Локхид С-141, относящиеся к расположению скачка уплотнения на крыле.

Ряд организаций в Европе и США провел глубокие исследования параметров необходимых экспериментальных установок: рабочих давлений, размеров, типа привода и т. д. Были построены рабочие модели труб и проведены оценки различных способов обеспечения требуемых характеристик. Ставилось условие, чтобы любая большая аэродинамическая труба использовалась и после 2000 г. Это требовало выбора наиболее подходящих концепций, режимов работы и размеров. Криогенный метод достижения больших чисел Re обеспечивает наибольшие возможности в этом отношении. Для иллюстрации можно рассмотреть проблемы, возникающие при проектировании труб, действующих при окружающей температуре. Скоростной напор в рабочей части, помимо чисел Re и M, представляет собой наиболее важный параметр установок с большими числами Re. Величины нагрузок на модель возрастают с ростом скоростного напора, что приводит к

повышению рабочих напряжений в конструкции модели, которые могут существенно ограничить достижимый экспериментальный коэффициент подъемной силы для транспортного самолета и точное моделирование крыла с механизацией маневренного истребителя;

более массивным системам подвески моделей, которые могут вызвать возмущения потока и искажение требуемых форм хвостовых частей;

повышению нагрузок на аэродинамические весы; невозможности воспроизведения аэроупругих характеристик моделируемого самолета.

На фиг. 1 показана зависимость скоростного напора от размера рабочей части, требуемого для обеспечения заданных чисел Re при M=1 для аэродинамических труб, действующих в условиях окружающей температуры. Верхняя кривая соответствует числу  $Re = 50 \cdot 10^6$ , отнесенному к САХ, равной 1/10 эквивалентной высоты рабочей части. Это число Re, рассматриваемое как целевое значение при проектировании новых установок, в пять раз превышает достижимое на существующих установках в США.