

ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Использование пилотажных стендов и тренажеров ВВС США . .	1
Тренажер для подготовки летчиков штурмовика Фэрчайлд-Рипаб- лик А-10А	6
Пилотажный стенд для отработки боевых задач, выполняемых на самолете F/A-18L	10
Летные исследования штопора самолета	14
Стендовое моделирование режимов штопора самолета TA-4J . .	19
Проблемы воспроизведения физиологических эффектов при мо- делировании на пилотажном стенде	27

УДК 629.735.33.018.3.015

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПИЛОТАЖНЫХ СТЕНДОВ И ТРЕНАЖЕРОВ ВВС США*

Подготовка летчиков на авиационных тренажерах практикуется с 1929 г., когда появился первый тренажер Линка. С их помощью очень удобно проводить обучение полетам по приборам, действиям в аварийных обстоятельствах и ознакомление с оборудованием кабины.

Достижения в области систем визуализации в конце 1960-х годов позволили существенно повысить качество подготовки боевых летчиков. Поскольку при маневрировании летчик в основном ориентируется по изменению внешней обстановки, стало возможным отрабатывать все маневры на тренажере. От первых систем визуализации, основанных на использовании заранее отснятого кинофильма или макета местности (для создания телевизионного изображения), впоследствии перешли к системам, в которых изображение генерируется с помощью ЭВМ (системы синтезируемого изображения) и отсутствуют ограничения по размерам воспроизводимой местности (в телевизионных системах макет местности обычно соответствовал району площадью $\sim 8 \times 16$ км) и могут воспроизводиться различные полетные условия.

Разработка установок для моделирования боевого применения самолетов ведется на двух авиабазах ВВС США: на авиабазе Уильямс и авиабазе Льюк (шт. Аризона), которые находятся недалеко от других основных центров тактической подготовки на авиабазах Дэвис-Монтен, Нэллис и Холломен, а также вблизи стрелкового полигона Джилла Бенд.

На территории авиабазы Уильямс с 1969 г. функционирует отделение подготовки к полетным операциям лаборатории подготовки летного и технического состава (AFHRL) ВВС США, которое вначале занималось выяснением вопроса о том, насколько эффективно «полеты» на тренажере могут заменить некоторые учебные полеты на самолетах начальной подготовки. В настоящее время благодаря применению тренажеров при обучении летчиков-курсантов ежегодно сберегается 90 тыс. часов полетного времени и экономится $\sim 94,5$ млн. л топлива. Впоследствии AFHRL переключилась на

поиск путей улучшения подготовки летчиков современных боевых самолетов типа А-10 и F-16.

В штат лаборатории входят инженеры различного профиля и исследователи-психологи, которые, используя широкий круг научных дисциплин, стараются решить проблемы подготовки экипажей для боевых действий на современных самолетах и на

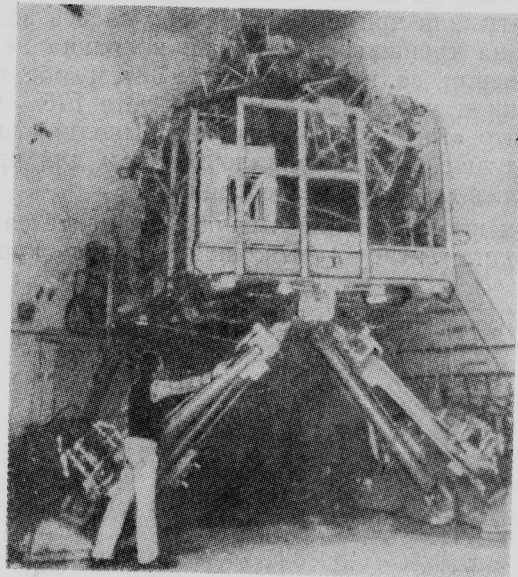


Рис. 1. Усовершенствованный пилотажный стенд ASPT с шестью степенями свободы на авиабазе ВВС США Уильямс для тренировки летчиков самолетов F-16 и А-10

самолетах будущего. Найденные новые методы подготовки и технические средства их реализации передаются в боевые части для применения.

Находящийся на авиабазе Уильямс пилотажный стенд ASPT (Advanced Simulator for Pilot Training) является одной из исследовательских моделирующих установок в распоряжении AFHRL (рис. 1). В оборудование стенда входят две кабины, установленные на подвижном основании с шестью степенями свободы. Поле обзора в 300° по горизонтали и 140° по вертикали обеспечивается на семи экранах ЭЛТ (размером 91,4 см), смонтированных

* Cook P. A. Aerial combat simulation in the US air force.

Astronautics and Aeronautics, 1982, v. 20, IX, N 9, p. 60—65.

на конструкции в форме додекаэдра, с применением световых клапанов и фокусировки на бесконечность. Вначале в двух кабинах воспроизводилась компоновка учебного самолета Т-37, а затем в 1976 г. и 1979 г. они были переоборудованы соответственно под самолеты А-10 и F-16.

Пилотажный стенд ASPT применялся для исследований в области обучения управлению на различных этапах полета, включая взлет и посадку, заправку топливом в воздухе, полет на малой высоте и проведение основных маневров при воздушном бое.

Отработка боевого маневрирования самолетов является одним из наиболее привлекательных аспектов применения авиационных тренажеров в будущем вследствие того, что, как показывает военный опыт, первые боевые вылеты летчика сопряжены с наибольшим риском. Поэтому, если летчик может научиться ведению боевых операций сначала на тренажере, то тем самым он приобретет опыт, соответствующий четвертому или пятому реальному вылету.

Для проверки возможности обучения летчиков применению оружия на одной из первых кабин стенда, имитирующего самолет Т-37, был установлен прицел. Исследования проводились с участием летчиков, недавно выполнивших программу летной подготовки на авиабазе Уильямс. Половина из них отработывала применение оружия класса воздух — земля на тренажере, а другая половина летчиков тренажером не пользовалась. Затем обе группы выполнили упражнения на самолете F-5. Оказалось, что «тренажерная» группа выполнила все задачи лучше, что послужило толчком для проведения более глубоких исследований.

При использовании стенда в варианте самолета А-10 одна экспериментальная группа курсантов

выполнила три «полета», включающие бомбометание с пикирования и стрельбу по наземным целям. В реальных условиях летчики этой группы превзошли контрольную группу в пяти полетах с выполнением стрельбы и в семи полетах на бомбометание с пикирования. Это было первое исследование, доказавшее продолжительное действие тренажерной подготовки, так как лучшие результаты у «тренажерной» группы сказывались и после седьмого полета. Были даже случаи, когда уже в первых своих полетах недавние курсанты, еще не выплывшие ни одного вылета на полигон, демонстрировали результаты выше, чем у инструкторов.

На основании полученных результатов была начата программа обучения летчиков самолетов А-10 и F-16 боевым операциям по наземным целям на тренажере ASPT. Была завершена программа подготовки летчиков самолета А-10, когда они на тренажере 2 ч отработывали стрельбу и 4 ч — бомбометание с пикирования (рис. 2).

Продолжается программа подготовки летчиков самолета F-16, по которой они отработывают на тренажере стрельбу и бомбометание. Таким маневрам можно обучаться только на тренажере с системой визуализации, обеспечивающей полное поле обзора.

Были проведены исследования по выполнению полетов с применением более сложных видов оружия, например ракет «Мейврик» с телевизионным наведением. Находящаяся в кабине летчика небольшая ЭЛТ дает ему возможность обнаруживать цель, осуществлять «пуск» ракеты и отмечать результаты стрельбы. Такого рода подготовка позволяет экономить реальные ракеты.

По результатам оценок отработки боевых операций по наземным целям было предложено моделировать на тренажере весь «полет», включая оборонительные и атакующие маневры.

Для этого был воспроизведен район боевых действий площадью 25,6 км² со сложным рельефом и зенитными установками и ракетами класса земля — воздух. Система противовоздушной обороны была смоделирована так, чтобы при попадании самолета А-10 в зону действия ракет осуществлялся пуск одной из них. Летчик получал звуковые сигналы о ракетной атаке. Целью служил танк; задача состояла в том, чтобы проникнуть в зону боевых действий, уничтожить танк с выполнением маневров уклонения от наземного огня и выйти из зоны ПВО. В процессе обучения все участники экспериментов продемонстрировали повышенное мастерство (оценивавшееся по числу попаданий и возвращений на базу) при проведении как оборонительных, так и атакующих действий.

Ежегодно на авиабазе Нэллис (шт. Невада) проводятся маневры под кодовым названием «Ред Флэг», в которых принимают участие летчики со всех авиабаз США. Эти маневры всегда проводятся в условиях, максимально близких к боевым. С целью исследования эффективности подготовки военных летчиков на тренажере для моделирующего стенда ASPT была подготовлена модель местности шт. Невада, где проводятся эти маневры (полигон Топопа), и теперь летчики могут ознакомиться с рельефом местности, целями и установками «противника» еще до выполнения реальных полетов. Проводимое исследование позволит выявить

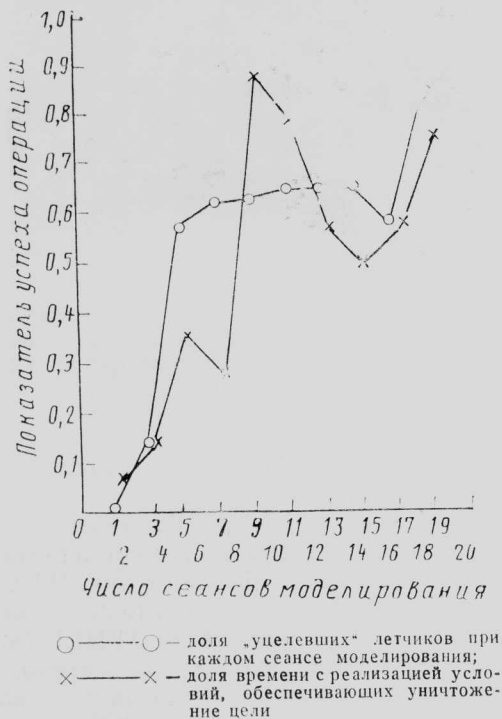


Рис. 2. Результаты моделирования на тренажере боевых операций штурмовика А-10

степень соответствия приобретенных на тренажере навыков необходимым в реальных условиях.

Благодаря тому, что в системах визуализации с генерируемым ЭВМ изображением возможна имитация движения объектов, летчик может видеть след от снарядов, выпущенных наземными зенитными установками, или пущенную в его сторону ракету класса земля — воздух.

Из-за недостатков существующих систем визуализации воспроизведение условий воздушного боя ограничивается проведением маневрирования самолетов лишь на близком расстоянии друг от друга. Даже при искусственном увеличении размеров самолета-цели трудно показать его на удалении свыше 3—5 км, так как изображение исчезает между линиями растра шириной 6' на экране ЭЛТ (1000 строк, размер 91,4 см). Но даже при существующих ограничениях отмечается польза от моделирования воздушного боя, поскольку именно с таких расстояний ведется стрельба из пушек и осуществляется пуск ракет.

На авиабазе Льюк находится другой **исследовательский стенд-тренажер SAAC** (Simulator for Air-to-Air Combat), предназначенный для отработки действий летчиков при ведении воздушного боя. Стенд был построен в 1975 г. и находится в распоряжении командования тактической авиации ВВС США, хотя периодически используется для проведения исследовательских работ.

Стенд SAAC состоит из двух кабин, установленных на подвижном основании и окруженных восемью экранами размером ~59 см. Используются оптические устройства фокусировки изображения на бесконечность. Поле обзора по своим размерам аналогично стенду ASPT (300° по горизонтали и 150° по вертикали). Одна кабина воспроизводит оборудование кабины самолета F-4D, а другая — самолета F-4E, причем обе могут быть переоборудованы под кабины многих других самолетов США и потенциального противника.

Минирастровое изображение самолета противника накладывается на упрощенное изображение местности, генерируемое с помощью ЭВМ (рис. 3). Изображение самолета-цели обеспечивается телевизионной камерой, направленной на модель самолета, которая освещается ультрафиолетовым светом, чтобы не были видны поддерживающие устройства.

На панели инструктора находится индикатор (дисплей), на котором воспроизводится трехмерная картина воздушного боя двух самолетов. Изображение можно разворачивать для наблюдения боя из любой удобной точки, пользуясь ручкой управления на шаровой опоре. Для проведения послеполетного разбора действий летчиков используются видеозаписи изображений, производимые через лобовые стекла кабин и с дисплея на пульте инструктора.

Воздушный бой может проводиться либо между летчиками, находящимися в двух кабинах стенда SAAC, либо оба они могут вести бой против третьего «самолета», управляемого вручную или ЭВМ.

Основы тактики маневрирования в воздушном бою летчики-истребители отрабатывают за 10 ч подготовки на тренажере в течение одной недели. Начинается подготовка с упражнений, при которых

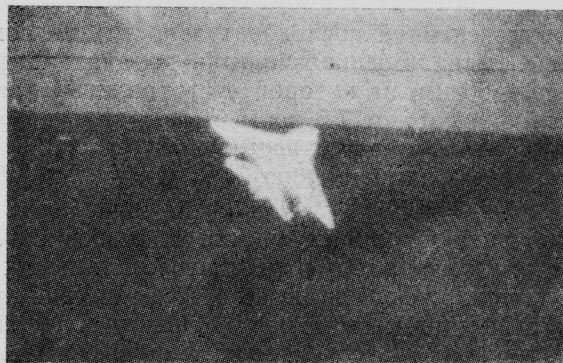


Рис. 3. Изображение цели на тренажере для отработки воздушного боя на авиабазе Льюк ВВС США

инструктор находится в одной кабине, а курсант — в другой. К концу недели в обеих кабинах находятся курсанты, а инструктор занимает место у своего пульта. Завершается подготовка упражнениями, когда воздушный бой проводится между курсантом и поочередно всеми его сокурсниками, причем каждый совершает «полеты» и на самолете F-4, и на самолете «противника». Намечается провести модернизацию существующих кабин и переоборудовать их под самолеты F-15 и F-16.

Во время воздушного боя летчики в основном полагаются на визуальную информацию, однако существующие системы визуализации обладают рядом ограничений, и поэтому потребуются дальнейшие усовершенствования, прежде чем станет возможным такое качество воспроизведения внешней обстановки полета, которое позволит эффективно проводить подготовку летчиков в разнообразных «боевых условиях».

Низкая разрешающая способность систем визуализации мешает воспроизведению целей на большом расстоянии. Так, на стенде ASPT в настоящее время можно увидеть самолет противника, если расстояние до него не превышает ~1,6 км. Поэтому моделирование воздушного боя при больших удалениях самолетов станет возможным на тренажере тогда, когда разрешающая способность изображения приблизится к разрешающей способности человеческого глаза (около 0,5').

В настоящее время получаемые изображения не обладают достаточной детальностью воспроизведения плотно застроенной местности или сложного рельефа с растительностью. Ограничениями имитируемой картины полета являются низкая разрешающая способность и слабая яркость изображения, а также недостаточная производительность ЭВМ при обработке данных. В настоящее время предельное число кромок в изображении на стенде ASPT составляет 2500.

Подготовка к полетам на малой высоте является одной из наиболее сложных задач, однако системы визуализации не могут обеспечить такого количества деталей в изображении, которое для этого требуется. Необходима разработка специальных визуальных ориентиров, позволяющих летчику точно оценивать высоту полета самолета над землей. На рис. 4 показан один из способов улучшения визуальной ориентации летчика при полете на малой высоте путем размещения перевернутых пирамид

(без определенной последовательности) на поверхности «земли». Воспроизводится долина протяженностью ~56 км, на которой «установлены» конусы, имеющие высоту от 7,5 до 16,5 м. Благодаря этому летчику намного легче вести свой «самолет» F-16 по данному направлению со скоростью более 1000 км/ч на высоте 6—30 м над землей.

При моделировании полета важнее значение имеет имитация работы индикаторов, дающих летчику точную информацию об обстановке вне пределов его видимости, в ночных условиях или при полетах в плохих метеоусловиях. Используемые базы данных и процессоры обработки должны обеспечивать реалистичное воспроизведение работы РЛС, инфракрасных датчиков и других электрооптических средств.

Одновременно ставится задача уменьшения размеров, снижения веса и стоимости вычислительного оборудования и систем отображения информации, поскольку в настоящее время моделирование боевых действий на самолетах не получило широкого распространения именно из-за высокой стоимости систем визуализации, обеспечивающих панорамный обзор, и необходимого для их работы электронного оборудования. Проводимые в AFHRL исследования и разработки направлены на расширение рамок имеющихся ограничений при моделировании полета. На отдельных участках экрана с помощью особых способов «вставки» изображений можно повышать разрешающую способность: применяется техника мини-растров, сдвоенных световых клапанов и нагнетных дисплеи (рис. 5).

Фирмой Джeneral Электрик изготовлен двухцветный световой клапан для стенда ASPT, позволяющий на участке экрана размером в 11° получать изображения с разрешающей способностью, равной $1'$ (рис. 6). Много ожидается от применения нагнетных дисплеев. Устройство, разработанное фирмой Ханиуэлл, с применением двух ЭЛТ размером 2,54 см обеспечивает для каждого глаза летчика поле обзора в 40° при разрешающей способности $2'—3'$. При наложении двух полей с учетом расстояния между глазами можно получить стереоскопическое изображение при выполнении, например, заправки топливом в полете или при полете плотным строем. При этом должно быть обеспечено вычисление видимой картины и ее построение, и тогда все 2500 кромок можно будет сосредоточить на небольшой площади вместо их рассредоточения по семи экранам (что будет эквивалентно применению системы, воспроизводящей 15 000 кромок фигур на картине внекабинного пространства).

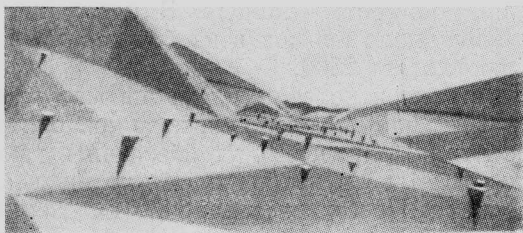


Рис. 4. Изображение долины длиной 56 км, полученное с помощью ЭВМ (перевернутые пирамиды дают ощущение глубины картины при обработке полета на малых высотах)

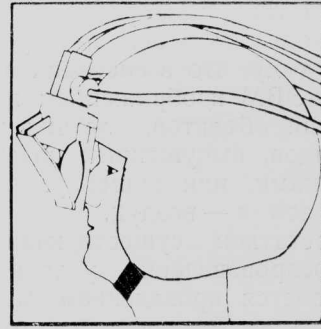


Рис. 5. Нашлемная система визуализации со световодами

Применение нагнетных дисплеев, вероятно, позволит избавиться от дорогостоящих мозаичных экранов на ЭЛТ и сократить число каналов, необходимых для генерации изображения. Канадской фирмой CAE Электроникс для AFHRL производится четырехканальный дисплей на световодах, с помощью которого будет получено поле обзора размером в 135° и разрешающая способность в $2'$ на участке шириной 30° .

Большие перспективы открывает применение системы синтезируемого изображения от ЭВМ фирмы Зингер и системы визуализации фирмы Джeneral Электрик, которые обеспечивают воспроизведение соответственно 8000 и 22 000 кромок изображаемых фигур. Разрабатываются новые типы ЭЛТ и световых клапанов, дающие повышенную яркость и разрешающую способность. В частности, существенное повышение яркости отмечается при применении жидкокристаллических световых клапанов фирмы Хьюз (рис. 7) и проекторов с твердокристаллическими световыми клапанами фирмы Содерн. Одной из исследовательских лабораторий в промышленности была показана ЭЛТ размером 2,54 см на 4000 строк.

Элементы картины, создаваемые техникой «кромочной» графики, полностью формируются из прямых линий. Большой реалистичности изображений можно добиться, если при формировании скругленных контуров использовать другую технику изображения и нелинейные уравнения (см. рис. 8, где системой визуализации фирмы Грумман отображается колонна танков).

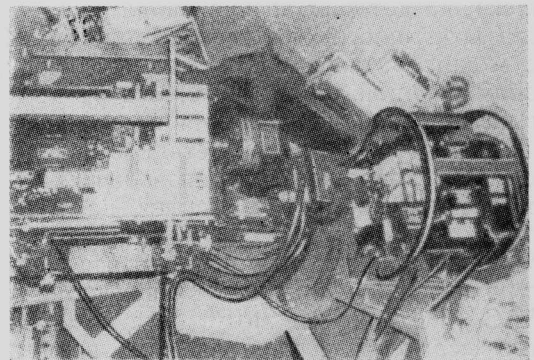


Рис. 6. Световые клапаны фирмы Джeneral Электрик, обеспечивающие четкие двухцветные «вставные» детали с высоким разрешением в картине внекабинного пространства

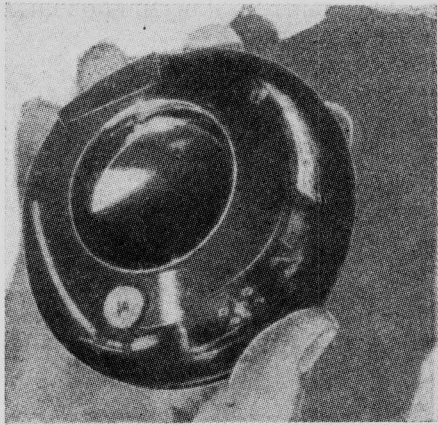


Рис. 7. Кремниевый жидкокристаллический световой клапан фирмы Хьюз, способный в будущем обеспечить повышение яркости картины внекабинного пространства

Большую помощь в повышении реалистичности моделирования полета на малой высоте окажет воспроизведение (с помощью новых методов) текстуры поверхностей. На рис. 9 показана картина местности, генерируемая системой визуализации фирмы Дженерал Электрик.

По мере постоянного усложнения изображений, как это требуют заказчики, необходимо изыскивать новые методы формирования деталей изображения. Расширение баз данных становится все более трудной задачей, особенно с применением ручных операций. Исследуется техника видеодисковой записи для хранения фотоизображений в цифровой форме, что позволит получать детализировку изображений, близкую к натурной, и исключить процессы моделирования вручную.

К пилотажному стенду ASPT был подсоединен тренажер вооружения (Weapon System Trainer) самолета Боинг В-52 с передачей данных по световодам, так что в будущем при проведении исследований по боевому применению самолетов А-10 и F-16 в ночных и плохих погодных условиях в кабине будет поступать вся приборная информация, в том числе радиолокационная картина местности и данные от инфракрасных датчиков переднего обзора.

Применение улучшенных микропроцессоров и проведение в широких масштабах интегрированной

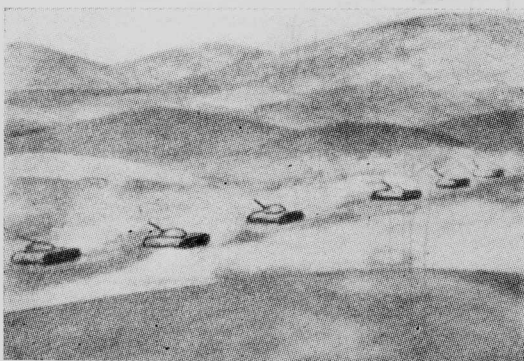


Рис. 8. Вид танковой колонны, обеспечиваемый системой визуализации фирмы Грумман



Рис. 9. Картина местности при моделировании полета на малых высотах (система визуализации фирмы Дженерал Электрик)

обработки данных обещают существенно повысить быстродействие и производительность вычислительной системы, снизить вес и потребляемую энергию, уменьшить размеры и снизить затраты на охлаждение оборудования. В настоящее время в AFHRL строится тренажер для отработки аварийных процедур (Emergency Procedures Trainer), поступающий в распоряжение командования стратегической авиации США, который благодаря использованию промышленных микропроцессоров будет иметь вычислительное оборудование, занимающее объем порядка 2—3 дм³.

Реализация всех описанных выше усовершенствований систем моделирования требует достаточно больших капиталовложений, и в этой связи необходимо отметить, что конечной целью проводимых исследований и разработок является повышение эффективности подготовки летчиков, а не достижение абсолютного подобия моделируемых условий реальным.

В недалеком будущем тренажеры, предназначенные для боевой подготовки летчиков, будут обладать всеми усовершенствованиями, обеспечивающими повышенную разрешающую способность изображения, передачу текстуры изображаемых поверхностей и др. (рис. 10). Будут использоваться данные управления картографии министерства обороны, разведки и метеослужбы о любом районе земли для более точного моделирования возможных условий боевых действий.

В перспективе возможно создание тренажеров, которые будут включать несколько кабин взаимодействующих самолетов, так что летчик сможет следить за действиями своих товарищей, следовать

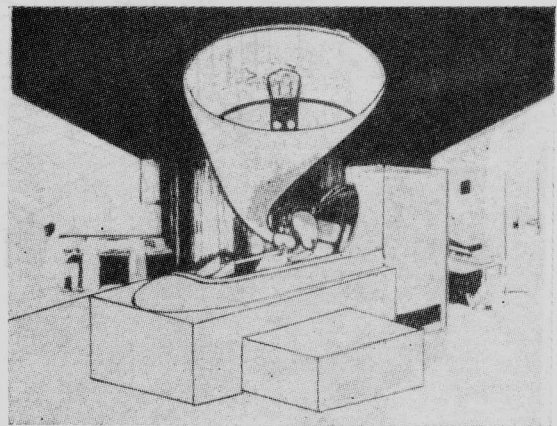


Рис. 10. Рисунок перспективного тренажера с напольной системой визуализации, использующей волоконно-оптические устройства

указаниям руководителей полетов и летчиков самолетов-заправщиков, а также указаниям летающих командных пунктов.

Система подготовки летчиков может охватывать удаленные друг от друга моделирующие установки,

связанные кабельными или микроволновыми линиями или через спутники.

Референт Л. Б. Беляев.

Редактор Б. П. Круглов.

УДК 629.735.33.018.3

ТРЕНАЖЕР ДЛЯ ПОДГОТОВКИ ЛЕТЧИКОВ ШТУРМОВИКА ФЭРЧАЙЛД-РИПАБЛИК А-10А*

Для ВВС США фирмой Рефлектон был создан тренажер для подготовки летчиков штурмовика Фэрчайлд-Рипаблик А-10А. Одноместный самолет А-10А оснащен двумя ТРДД Дженерал Электрик TF-34-GE-1000 с максимальной тягой по 4100 кгс. Максимальный взлетный вес самолета 21 000 кгс. Крыло самолета имеет трехпозиционные закрылки, элероны с триммерами и восемь пилонов для внешних подвесок. Еще три пилонна установлены на фюзеляже. Самолет вооружен семиствольной пушкой калибра 30 мм со скорострельностью 4000 выстр./мин. Система управления полетом сохраняет работоспособность при двух отказах гидравлической системы. В случае полного отказа гидравлической системы проводка управления по крену переключается с помощью механической муфты на управление триммерами элеронов. На случай заклинивания проводки в каналах крена и тангажа предусмотрены механические устройства, отсоединяющие заклиненный канал.

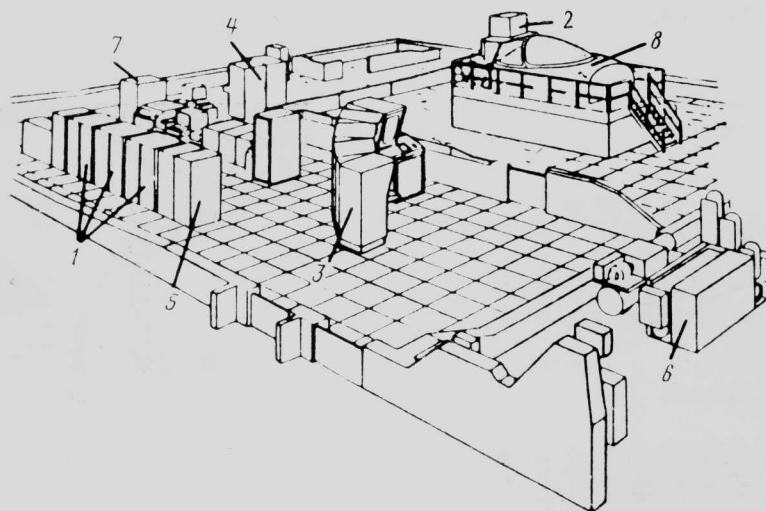
Тренажер обеспечивает возможность отработки летчиками навигационных задач, операций поиска и поражения воздушных и наземных целей.

На тренажере имитируются все этапы полета по приборам, включая руление, взлет, навигацию, про-

рыв к цели, заход на посадку и посадку при нормальных и аварийных условиях. Система визуализации обеспечивает отработку действий в нормальных и аварийных условиях при моделировании визуальной обстановки полета ночью. Кроме этого, летчик может выбирать и «применять» основные виды оружия и тренироваться в использовании оборудования РЭБ.

Оборудование тренажера. Состав оборудования тренажера показан на рис. 1. Вычислительный комплекс включает три ЭВМ 32/55 фирмы SEL (Scientific Electronics Laboratory), систему Vital 4 фирмы MDEC, состоящую из процессора Varian, синтезирующего изображение, и блока визуализации, и мини-ЭВМ LSI-11, расположенную позади кабины экипажа и управляющую нагрузкой на рычаги управления.

Каждая ЭВМ SEL 32/55 имеет 3У на магнитных сердечниках емкостью 128 тыс. слов по 16/32 бит и семь каналов входа—выхода. Взаимосвязь между этими ЭВМ осуществляется с помощью интерфейсного блока MIA (Memory Interface Adapter). Одна из ЭВМ моделирует работу аппаратуры РЭБ, другая — аэродинамику самолета и полетные процедуры, третья — работу силовой установки, системы навигации, приборного оборудования и т. д. Связь между ЭВМ и системой визуализации осуществляется через быстродействующий канал передачи данных. Память ЭВМ Varian сис-



1—три ЭВМ SEL 32/55; 2—блок визуализации; 3—место инструктора; 4—стойка моделирования работы аппаратуры РЭБ и пульт управления; 5—стойка звуковых эффектов; 6—гидро- и электропитание; 7—стойка генератора изображений; 8—мини-ЭВМ LSI-11

Рис. 1. Состав оборудования тренажера А-10А

темы визуализации имеет объем 32 тыс. слов по 16 бит, что позволяет синтезировать картину визуальной обстановки при полете ночью.

Система визуализации имеет одну ЭЛТ, установленную перед лобовым остеклением кабины летчика. Идентичное изображение выводится на цветной монитор пульта инструктора. Система визуализации может вырабатывать изображения полигона для бомбометания и стрельбы, а также изображения пяти аэропортов.

Мини-ЭВМ LSI-11 имеет память 12 тыс. слов по 16 бит и осуществляет моделирование системы управления полетом.

Кабина тренажера является точной копией кабины серийного самолета. Все индикаторы, органы управления и другое оборудование в точности такие же, как и на реальном самолете. На тренажере нет подвижной платформы и движение имитируется малыми перемещениями чашки кресла, натяжением плечевых ремней и изменением давления в противоперегрузочном костюме.

Чашка кресла перемещается гидроприводами, на чашке закреплены шесть пневмокамер. Чашка имеет три степени свободы, максимальное перемещение 60 мм. Спинка кресла имеет одну степень свободы, в нижней части спинки размещены две пневмокамеры. Кресло летчика монтируется на платформе с ходом по двум осям до 25 мм для имитации вибраций и бафтинга. Вибрации подаются также на ручку управления и педали.

Пульт инструктора содержит семь терминалов на ЭЛТ, отображающих информацию, необходимую для организации и проведения тренировок и для оценок результатов упражнений. Имеются кнопки включения вибраций, каналов связи, освещения и наддува противоперегрузочного костюма. Кроме этого, с пульта инструктора может осуществляться управление моделями систем РЭБ и различными полетными процедурами.

Математическое обеспечение. Программы для ЭВМ тренажера написаны в основном на языке ФОРТРАН, а частично — в кодах ассемблера (последние программы работают главным образом в реальном масштабе времени). Объем всех программ, записанных на магнитных дисках, составляет примерно 300 тыс. строк кода. Около 1300 программных модулей используется в рамках следующей структуры: программы обслуживания, операционная система, вспомогательные программы, служебные программы для эксплуатации тренажера, моделирующие программы, библиотеки данных.

Программы обслуживания включают в себя программные модули, обеспечивающие проверку функционирования аппаратуры, и тесты интерфейса на прохождение сигналов. Программы операционной системы содержат управляющие программы, монитор реального времени и программы обеспечения ввода — вывода. Все эти программы написаны на языках типа ассемблера. Вспомогательные и служебные программы состоят из модулей обеспечения связей и загрузки, компиляторов, ассемблеров, подпрограмм редактирования. Моделирующие программы состоят из модулей имитации работы бортовых систем, двигателей и аэродинамики самолета. Объем этих программ составляет 35% общего объема программного обеспечения тренажера. Библиотеки данных являются общей информа-

ционной базой для программ, они содержат страницы информации, выводимой на ЭЛТ, данные об «электронной» обстановке и погоде, начальные условия, полетные записи и т. д.

Система управления «полетом». На тренажере имеется цифровая система загрузки рычагов управления DCL (Digital Control Loading), основанная на новом подходе к моделированию систем управления самолетом. Традиционный метод моделирования заключается в том, что система, состоящая из датчиков, механических, гидравлических и электронных устройств, связывается с базовым процессором через интерфейс ввода — вывода. В новом методе моделирование системы управления осуществляется программным способом на цифровой ЭВМ. Обмен между основной ЭВМ SEL 32/55 и ЭВМ LSI-11, на которой моделируется система загрузки органов управления, осуществляется путем использования прямой адресации памяти.

В процессе разработки системы загрузки рычагов управления было установлено, что частота итераций при расчете усилий на рычагах управления, скоростей и перемещений рычагов в каждом из каналов управления не должна быть ниже 125 Гц. Эта величина была определена с помощью аналоговой модели системы управления полетом самолета, включающей устройство квантования по времени.

Интегрирование по методу прямоугольников оказалось наиболее эффективным. Этот вывод был сделан на основе результатов расчетов модели системы загрузки, написанной на языке ФОРТРАН. В процессе этих исследований была обнаружена неустойчивость численных решений при учете нелинейностей, связанных с трением и предварительной загрузкой пружин.

ЭВМ LSI-11 имеет 15 аналоговых каналов, из которых шесть являются выходными, а девять — входными (рис. 2). По трем выходным каналам передаются управляющие сигналы по скоростям перемещения рычагов управления по крену, тангажу и курсу. На аналоговые входы ЭВМ LSI-11 подаются и затем преобразуются в код сигналы датчиков скоростей, отклонений и усилий на рычагах управления по всем трем каналам. Все сигналы ввода — вывода между ЭВМ LSI-11 и сервомодулем системы загрузки рычагов управления, а также вычисления в LSI-11 выполняются при частоте квантования 156 Гц. По линии связи между ЭВМ LSI-11 и SEL 32/55 передаются 75 различных переменных. Частота квантования этих сигналов в ЭВМ SEL 32/55 равна 20 Гц. Программы ЭВМ LSI-11 моделируют систему управления по каждому из каналов двумя сосредоточенными массами: передней, к которой относятся ручка управления, педали и противовес, и задней, включающей качалки, тяги, сервопривод и систему загрузки. Использование сигналов датчиков усилий, скоростей и перемещений рычагов управления, а также учет в модели системы управления самолетом массы ее элементов, деформаций проводки и нелинейностей позволяет достаточно полно имитировать реальную систему управления.

Модуль силовой установки. Этот программный модуль (рис. 3) содержит примерно 600 строк текста на языке ФОРТРАН. Интегрирование производится методом прямоугольников с частотой кван-

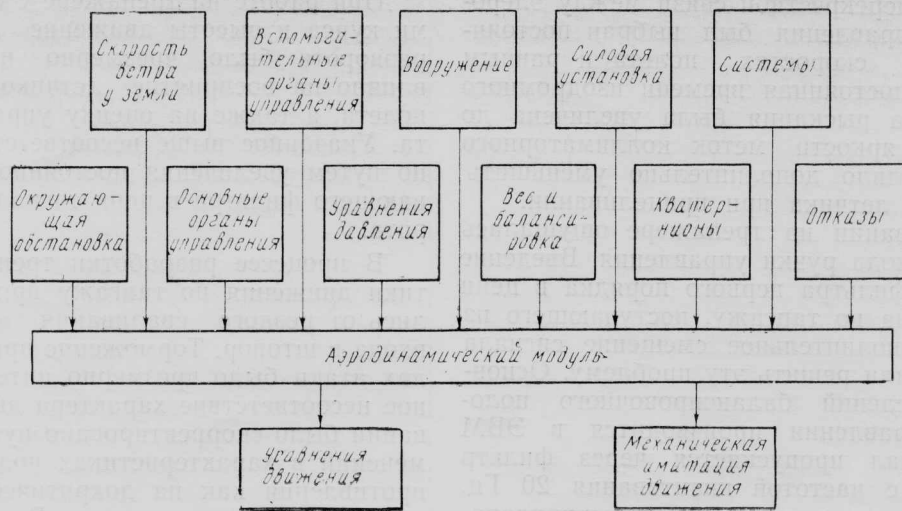


Рис. 4. Связи аэродинамического модуля

установившимся значением расхода топлива, и разность этих сигналов определяет скорость изменения истинной частоты вращения газогенератора.

Интеграл от последней величины дает действительную частоту вращения, которое после пересчета на высоту полета определяет температуру между ступенями турбины. Эта температура в свою очередь используется при вычислении числа оборотов вентилятора и ограничения команды на расход топлива. Полная тяга и сопротивление входа вычисляются по частоте вращения газогенератора, истинная тяга определяется как разность между полной тягой и сопротивлением входа двигателя.

Интерфейс модуля силовой установки обеспечивает связь с семью другими модулями и с системами кабины.

Аэродинамический модуль. В этом программном модуле, содержащем примерно 550 строк текста, выполняются вычисления всех аэродинамических сил и моментов относительно ц. т. Эти силы и моменты зависят от конфигурации самолета, положения поверхностей управления, от тяги двигателей, углов атаки и скольжения, угловых скоростей самолета, числа M и высоты полета. Примерно 60% объема модуля отведено под табулированные зависимости. База данных содержит результаты продувок в аэродинамических трубах и результаты летных испытаний.

Основные аэродинамические данные и уравнения соответствуют самолету А-10А в крейсерской конфигурации при центровке 25% САХ. Изменения аэродинамических сил и моментов, обусловленные изменением конфигурации (отклонением закрылков, воздушных тормозов и сбросом подвесных грузов), обычно учитываются посредством поправок в виде приращений к исходным табулированным данным.

При моделировании движения самолета учитываются также аэродинамические эффекты типа бафтинга, влияние земли и несимметричности отклонения управляющих поверхностей. Условия срыва потока с крыла определяются по расчетному местному углу атаки с учетом вращения самолета. Приращения аэродинамических сил и моментов в условиях глубокого срыва рассчитываются как следствие срыва с концевых частей крыла. Изме-

нения боковой аэродинамической силы при отклонении руля направления и изменение подъемной силы из-за отклонения рулей высоты моделируются как величины, пропорциональные соответствующим моментам по курсу и тангажу. Учитываются также уменьшение подъемной силы и приращение момента на пикирование, обусловленное скольжением. Эти изменения составляют соответственно $\sim 0,0015$ и $\sim 0,0010$ на градус угла скольжения.

Аэродинамический модуль получает информацию от 11 других модулей системы и посылает данные главным образом в два модуля (рис. 4). Большая часть модулей имеют частоту вызова 20 Гц. Суммарные аэродинамические сила и момент из аэродинамического модуля вместе с силами тяжести и тягой используются в уравнениях движения самолета. В специальном модуле рассчитываются величины сигналов, управляющих подвижным креслом тренажера и давлением в противоперегрузочном костюме для создания у летчика ощущения полета.

Доводка тренажера. При испытаниях тренажера были выявлены некоторые расхождения в характеристиках стенда и реального самолета. При точном задании режима горизонтального полета на приборах наблюдалось медленное изменение углового положения самолета. Этот дрейф вызывался флюктуациями сигналов, определяющих положение управляющих поверхностей. В аэродинамический модуль такие сигналы поступают из ЭВМ LSI-11. Эта проблема в основном была решена путем использования программного статистического фильтра для автоподстройки системы управления для устранения дрейфа. В течение 64 периодов квантования (меньше 1 с) изменения усилий и скоростей рычагов управления статистически осредняются и используются в качестве управляющих сигналов, посылаемых на сервопривод. Вторым способом решения проблемы было введение в контур управления зоны нечувствительности.

При обработке на тренажере сопровождения и атаки цели загруженность летчика оказалась значительно большей, чем в реальном полете. Это несоответствие было устранено при помощи коррекции передаточных чисел в системе связи элеронов и рулей направления.

Коэффициент перекрестной связи между элеронами и рулем направления был выбран постоянным при всех скоростях полета и равным 0,8 град/град, а постоянная времени издромного фильтра демфера рыскания была увеличена до 16 с. Повышение яркости меток коллиматорного индикатора позволило дополнительно уменьшить рабочую нагрузку летчика при прицеливании.

При пилотировании на тренажере ощущалась неравномерность хода ручки управления. Введение запаздывающего фильтра первого порядка в цепи командного сигнала по тангажу, поступающего из ЭВМ LSI-11, и дополнительное смещение сигнала по усилию позволили решить эту проблему. Основная часть вычислений балансирующего положения ручки управления производится в ЭВМ SEL, где этот сигнал пропускается через фильтр первого порядка с частотой квантования 20 Гц. Для уменьшения трения на золотник сервоклапана подаются вибрации с частотой 500 Гц, однако эффект от этого был незначительным. При выдерживании горизонтального полета на тренажере летчику приходилось затрачивать слишком много усилий. Одной из основных причин этого было использование вертикальной скорости. При использовании одной лишь системы визуализации летчик гораздо быстрее приводил самолет к горизонтальному полету и легче его выдерживал. Стало очевидно, что в сигнал вертикальной скорости необходимо ввести запаздывание 0,15—0,3 с. В реальном приборе такое запаздывание обуславливается анероидной мембранной коробкой. При пилотировании на тренажере в процессе его доводки условия сваливания в штопор отличались от условий сваливания в реальном полете. База данных тренажера была обновлена результатами летных испытаний.

Переходные процессы по угловой скорости тангажа и нормальной перегрузке при переключении на ручное (безбустерное) управление вначале не соответствовали натурным, особенно при передней центровке. Одним из способов устранения этого несоответствия было уменьшение жесткости проводки управления, в результате чего при неподвижных рычагах управления увеличились отклонения управляющих поверхностей на единицу аэродинамической нагрузки.

При работе на тренажере с малыми изменениями курса и высоты движение шарика указателя разворота было чрезмерно интенсивным, и это влияло на восприятие летчиком прямолинейного полета, а также на оценку управляемости самолета. Указанное выше несоответствие было устранено путем увеличения постоянной времени сглаживающего фильтра в цепи сигнала указателя разворота.

В процессе разработки тренажера характеристики движения по тангажу при сваливании менялись от резкого сваливания на нос до плавного входа в штопор. Торможение при закритических углах атаки было чрезмерно интенсивным. Отмеченное несоответствие характера движения при сваливании было скорректировано путем нелинейных изменений в характеристиках подъемной силы и сопротивления как на докритических, так и на закритических углах атаки. В изменении чувствительности самолета при управлении по тангажу и степени статической устойчивости по углу атаки необходимости не возникло. Поляры после срывного обтекания были модифицированы и экстраполировались кривыми второго порядка, а не первого, как это было на первой стадии разработки.

При моделировании взлета были отмечены две проблемы: более высокая, чем у самолета, минимальная скорость поворота по тангажу при взлете и слишком интенсивное опускание носа самолета при резком изменении положения дросселя. Проверка программной модели силовой установки показала, что там не учитывался наклон сопла двигателей (4° вверх). Добавление этого эффекта позволило решить отмеченные выше проблемы, при этом величина продольного момента на нулевом угле атаки стала точно соответствовать результатам летных испытаний.

На больших высотах скороподъемность модельного самолета была чрезмерной. Несоответствие было устранено корректировкой логики ограничений в модуле силовой установки с учетом того, что на больших высотах температура между турбинами является определяющим ограничением режима работы двигателей.

Референт А. Г. Терпугов.

УДК 629.735.33.018.3

ПИЛОТАЖНЫЙ СТЕНД ДЛЯ ОТРАБОТКИ БОЕВЫХ ЗАДАЧ, ВЫПОЛНЯЕМЫХ НА САМОЛЕТЕ F/A-18L*

Фирма Нортроп разработала пилотажный стенд, на котором в реальном времени с участием оператора в замкнутом контуре управления моделируется самолет F/A-18L, его система управления и бортовое электронное оборудование.

Основной целью этой программы являются разработка и проверка способов взаимодействия лет-

чика с электронными системами самолета. Эти задачи решаются путем оценки эффективности работы летчика в макете кабины самолета F/A-18L, оснащенном имитаторами электронных систем, при внешней визуальной обстановке, близкой к реальной, во время моделирования процесса выполнения боевых задач класса воздух—воздух и воздух—земля.

В состав пилотажного комплекса входит неподвижный пилотажный стенд с системой визуализации и оборудованием, имитирующим работу РЛС,

* Weeks R. A. The Northrop F/A-18L mission simulator. AIAA Paper N 81-0968.

коллиматорного индикатора (индикатора на лобовом стекле), системы управления подвесными грузами, ЭВМ, обеспечения боевого задания, а также навигационной системы.

Необходимость в подробном моделировании и отработке электронных систем современных самолетов и самолетов последующих поколений обуславливается сложностью этих систем. Бортовые системы состоят из множества элементов со сложными связями, поэтому необходима стендовая отработка комплекса систем в реальном времени с участием летчика в контуре управления.

При таком способе моделирования первостепенное значение имеет системный подход.

Кабина стенда с высокой точностью повторяет кабину реального самолета.

Электронные индикаторы и связанное с ними оборудование кабины были изготовлены специально для стенда, так как стандартные индикаторы самолета было трудно объединить с универсальными ЭВМ.

Для исследования эффективности взаимодействия летчика с электронными системами кабины необходимо воспроизвести близкую к реальной картину боевой обстановки (визуальную и «приборную»). Эта задача была решена путем использования тренажера фирмы Нортроп отработки полета в визуальных условиях. Визуальными ориентирами на этом стенде являются изображения земли, неба и целей.

Для моделирования боевой обстановки был сконструирован имитатор воздушных целей и использованы шесть независимо перемещающихся макетов целей, обнаруживаемых РЛС, из которых только одну можно обнаружить визуально. Кроме того, одна из этих целей допускала полностью интерактивный режим атаки в соответствии с логическими и тактическими алгоритмами, основанными на современных представлениях о построении атаки.

При моделировании бортового электронного оборудования самолета на тренажере были использованы характеристики реальных бортовых систем. Основными режимами работы электронных систем являются режимы «Навигация», «Воздух—воздух» и «Воздух — земля».

Пилотажный стенд состоит из тренажера для отработки полета в условиях визуальной видимости VFS (Visual Flight Simulator) и вспомогательного вычислительного оборудования. Тренажер VFS представляет собой макет кабины экипажа, установленный на неподвижном основании в центре сферического купола диаметром 8 м (рис. 1). Внутренняя поверхность купола используется в качестве экрана для проектирования изображений целей, линии горизонта, неба и земной поверхности.

Устройство макета кабины показано на рис. 2. Яркое изображение цели на сферическом экране получается проецированием вида трехмерной модели, получаемой телевизионной системой. Модель цели установлена на кардановом подвесе и управляется с помощью ЭВМ для обеспечения соответствующей ориентации. Изменение дальности имитируется с помощью объектива с переменным фокусным расстоянием на телекамере. Изображение цели вне поля зрения маскируется, а при выполнении условий поражения мерцает. Изображение зем-



Рис. 1. Пилотажный стенд для моделирования условий визуального полета

ли и неба формируется проекционной системой, расположенной сзади и выше головы летчика. Один из транспарантов красно-коричневого оттенка отображает землю, в то время как другой транспарант создает голубой фон, имитирующий небо. В нижней части транспаранта неба изображена цепь гор, позволяющая летчику оценить скорость изменения угловой ориентации самолета при маневрировании.

В проекционной системе изображения «земля — небо» используется карданная система подвеса с четырьмя степенями свободы, которая позволяет непрерывно воспроизводить положение линии горизонта.

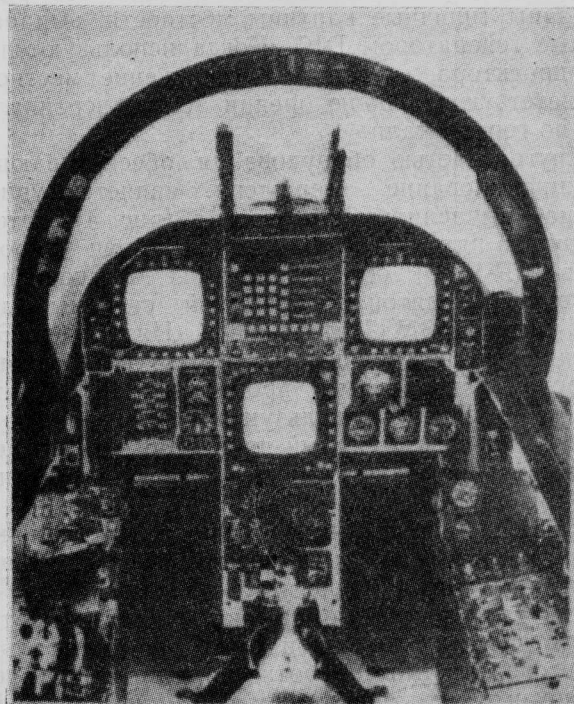


Рис. 2. Макет кабины экипажа

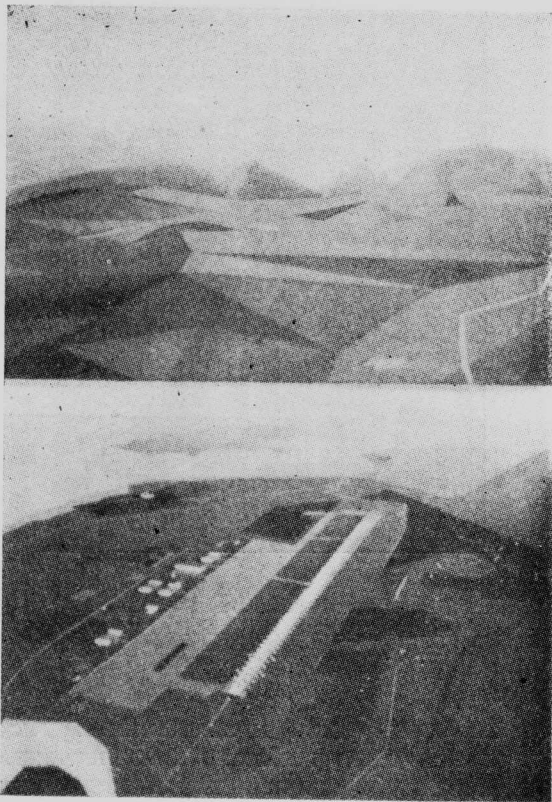


Рис. 3. Виды местности, воспроизводимые цифровым генератором изображений

Новая проекционная система изображения местности состоит из трех проекторов, смонтированных на платформе за головой летчика, ниже проектора «земля—небо». Картина местности формируется цифровым генератором изображений DIG (Digital Image Generator), который обеспечивает воспроизведение весьма подробной картины местности со строениями, расположенными на ней. На рис. 3 показаны типичные картины местности, вырабатываемые генератором DIG. Когда используются все три проектора, создается изображение местности, соответствующее полю зрения 50° по вертикали и 150° по горизонтали.

Другой частью оборудования, обеспечивающего функционирование тренажера, является универсальная вычислительная система (рис. 4), которая состоит из пяти мини-ЭВМ Харрис Слеш 4, процессоров AP-120B, осуществляющих вычисления с плавающей запятой, графической системы Эдейж 4135, микро-ЭВМ Интел 8080. Пять мини-ЭВМ объединены в следующую структуру: основной цифровой центральный процессор CPU (Central Processing Unite), использующий виртуальную память, основной гибридный процессор и три вспомогательных процессора, причем все они связаны с общим ЗУ.

На основной гибридный процессор возложена функция связи с гибридным интерфейсом, который обеспечивает приведение в действие стендовых систем визуализации (изображения целей и картины «земля—небо»). Основной цифровой центральный процессор, помимо обработки данных, используется для связи с мультиплексным системным интерфейсом MSI (Multiple System Interface), который, в свою очередь, связан с графической системой фир-

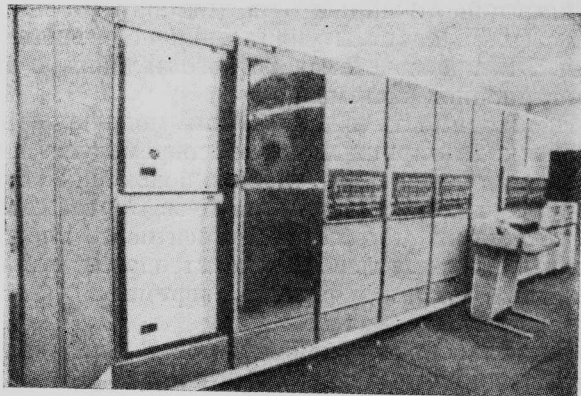


Рис. 4. Вычислительная система стенда

мы Эдейж, предназначенной для формирования символических изображений для коллиматорного индикатора, многоцелевых индикаторов и индикатора горизонтальной обстановки HSD (Horizontal Situation Display). Поскольку эта графическая система является векторной (каллиграфической), а внутрикабинный индикатор — растровый, то изображение для индикатора HSD предварительно преобразуется к растровому формату. На рис. 5 схематически показаны пути обмена информацией между ЭВМ и другим стендовым оборудованием.

На рис. 5 показано, что микро-ЭВМ Интел по цифровым каналам связаны с интерфейсом MSI. Микро-ЭВМ № 2 обеспечивает интерфейс ввода—вывода информации для большей части бортовых приборов, рычагов управления и индикаторов. Микро-ЭВМ № 1 обеспечивает необходимые связи с верхней частью приборной панели, с которой осуществляется централизованное управление режимами «Связь», «Навигация» и «Опознавание».

Режим «Навигация». Этот режим автоматически подключается при отключении основных режимов «Воздух—воздух» и «Воздух—земля». Навигационные символы коллиматорного индикатора высвечиваются вместе с информацией от РЛС на правом многофункциональном индикаторе RMPD (Right Multi-Purpose Display), а листинг режимов — на левом многофункциональном индикаторе LMPD (Left Multi-Purpose Display). На всех основных режимах в центральной части индикатора горизонтальной обстановки HSD всегда отображается символика электронного индикатора горизонтальной обстановки EHSI (Electronic Horizontal Situation Indicator). Символика коллиматорного индикатора, соответствующая режиму «Навигация», содержит основную полетную информацию: угол наклона траектории, воздушную скорость, высоту полета, высоту над местностью, перегрузку и угол атаки.

Если для осуществления навигации выбираются система посадки по приборам ILS (Instrumented Landing System) или система TACAN (Tactical Air Navigation), то на коллиматорном индикаторе отображаются соответствующие управляющие символы. При выпуске шасси дополнительно вводится информация для осуществления захода на посадку и самой посадки, а также информация о вертикальной скорости.

Информация, необходимая для управления средствами навигации, считывается с информа-

ционного поля EHSI, отображаемого или на индикаторе HSD, или на одном из многофункциональных индикаторов.

После выведения соответствующих изображений на правый и левый индикаторы (RMPD и LMPD) летчик может вручную выбрать вид информационной картины. Это может быть осуществлено путем вызова изображения списка режимов индикации и последующего подключения режима, выбранного из этого списка.

В настоящее время в перечень возможных видов индикации входят: «Управление подвесными грузами», «РЛС», «Электронный индикатор горизонтальной обстановки», «Коллиматорный индикатор», «Управление двигателем».

Если выбран режим «РЛС», то могут быть включены режимы «Воздух—воздух» или «Воздух—земля».

Режим «Воздух—воздух». Этот режим включается переключателем на панели основных режимов или путем выбора оружия класса воздух — воздух.

Непосредственно после включения режима «Воздух — воздух» информация, необходимая для атаки воздушных целей, отображается вместе с навигационной информацией на коллиматорном индикаторе, данные от РЛС выводятся на индикатор RMPD, а данные, необходимые для управления подвесными грузами, — на индикатор LMPD.

Символика на коллиматорном индикаторе зависит от выбранного оружия. Если режим включается с панели главных режимов, то автоматически выбираются ракеты AIM-7, если они имеются. Если этих ракет нет, то выбираются ракеты AIM-9, а потом — пушка калибра 20 мм.

Данные от РЛС появляются на индикаторе RMPD одновременно с переключением РЛС в режим поиска цели, причем от типа выбранного оружия зависят величина просматриваемого диапазона по дальности, предельные углы сканирования антенны по азимуту и углу места, режим управления частотой повторения импульсов и глубина памяти индикатора.

Сигналы РЛС, отраженные от земли, отфильтровываются. Обнаруженная цель отображается на

экране РЛС в виде синтезированной отметки, причем определяется глубина памяти индикатора РЛС — продолжительность высвечивания изображения цели на экране. При большей глубине памяти отметки на экране РЛС отображается след цели.

После инициализации режима «РЛС» летчик может по своему желанию изменить режим. Кроме режима «Обзор», РЛС может функционировать в режимах «Слежение при обзоре», «Определение скорости цели», «Сопровождение одиночной цели», «Автоматический захват», «Применение специального оружия».

Режим «Воздух—земля». Этот режим включается на панели основных режимов, что приводит к появлению на коллиматорном индикаторе символика, связанной с атакой наземных целей, на правом многофункциональном индикаторе — информация от РЛС, а на индикаторе LMPD — информация об имеющемся оружии класса воздух—земля. При первом включении режима «Воздух—земля» оружию, обозначаемому крайними левыми элементами списка на индикаторе, отдается приоритет при выборе. Однако летчик может выбрать любое оружие по своему усмотрению.

После выбора оружия в центре индикатора «Управление подвесными грузами» появляется описание программы применения оружия. Эта программа обычно вводится перед полетом, но может вводиться или корректироваться в полете. Характеристики параметров программы применения оружия класса воздух — земля определяют режим (сброс в соответствии с непрерывно вычисляемой точкой попадания, сброс в непрерывно вычисляемой точке, ручной сброс), взведение взрывателя (механического или электрического), выбор бомб с тормозными устройствами или без них, интервалы сброса и высоту полета над рельефом местности. Для каждого выбранного вида оружия имеются три различные программы доставки его к цели. Летчик должен просмотреть имеющиеся программы применения оружия и выбрать необходимую, а не изменять какую-то единую программу.

Как было упомянуто выше, данные от РЛС в режиме «Воздух—земля» появляются на индика-

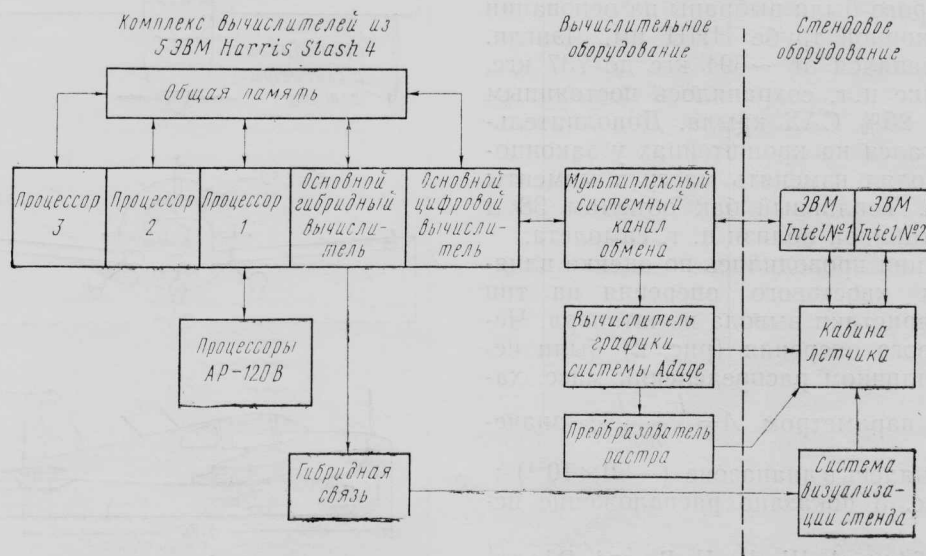


Рис. 5. Схема информационного обмена между вычислителями и стендом

торе RMPD сразу же после включения режима «Воздух—земля». Если предварительно был установлен тип наземной цели, РЛС переходит на режим обнаружения наземных целей. Если цель не задана, РЛС начинает работать в режиме «Картографирование местности».

Применение описанного стенда позволило уже на ранней стадии разработки электронного оборудо-

дования оценить возможные проблемы, что привело к многочисленным и значительным изменениям создаваемых бортовых систем. В результате рабочая нагрузка летчика была снижена, что должно привести к повышению боевой эффективности самолета и уменьшению вероятности его поражения в боевых условиях.

Референты Ю. Б. Дубов, А. Г. Терпугов.

УДК 629.735.33.018.3

ЛЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ШТОПОРА САМОЛЕТА*

Число катастроф по причине сваливания и штопора в авиации общего назначения (АОН) составляет ~30% общего числа катастроф. Тем не менее к настоящему времени конструкторы самолетов не имеют достаточно надежных средств по оценке вида штопора и способов вывода из него до момента начала летных испытаний опытного образца. Учитывая серьезность этой проблемы, НИЦ им. Лэнгли (NASA) начал программу интенсивного изучения сваливания и штопора самолета авиации общего назначения. Программа включает испытания моделей в штопорных аэродинамических трубах, получение методом статических испытаний и методом установившегося вращения аэродинамических характеристик, летные испытания самолетов и радиоуправляемых моделей, аналитические исследования наиболее типичных компоновок самолетов. Рассматриваются вопросы аэродинамики самолета на больших углах атаки, концепции предотвращения сваливания и штопора, штопор и вывод из него, методика испытаний и системы аварийного вывода из штопора.

МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАНИЙ И ОБОРУДОВАНИЕ

Исследуемая компоновка является типичной для многих современных низкопланов АОН (рис. 1). Самолет оборудован противштопорным парашютом, размеры которого были выбраны на основании испытаний в штопорной трубе НИЦ им. Лэнгли. Полетный вес изменялся от ~694 кгс до 737 кгс, при этом положение ц. т. сохранялось постоянным и соответствовало 26% САХ крыла. Дополнительный груз располагался на кронштейнах у законцовок крыла и позволял изменять массу и моменты инерции самолета. Топливный бак объемом 38 л смонтирован под кабиной вблизи ц. т. самолета.

Первые испытания проводились по оценке влияния конфигурации хвостового оперения на тип штопора и характеристики вывода из штопора. Четыре вида хвостового оперения (рис. 2) были исследованы при различном распределении масс, характеризующемся параметром $A = \frac{I_x - I_z}{mb^2}$, значение которого изменялось в диапазоне $(-50 \times 10^{-4}) \div (50 \times 10^{-4})$. На рис. 3 показано расположение ис-

следуемых компоновок хвостового оперения в плоскости коэффициента демпфирования хвостового оперения и параметра A , определяющих характеристики вывода самолета из штопора. Чтобы определить влияние распределения масс на характеристики штопора, испытания были выполнены для хвостовых оперений 2, 3 и 4 при $A=0$ и $A = 50 \times 10^{-4}$.

Для рассматриваемой категории самолетов аэродинамические моменты, вызываемые крылом при полете самолета при углах атаки, вызывающих сваливание самолета, оказывают существенное влияние на характеристики штопора. Для первоначальной оценки этих эффектов на самолете исследовалось крыло, имеющее почти симметричный носок профиля с малым радиусом, и крыло,

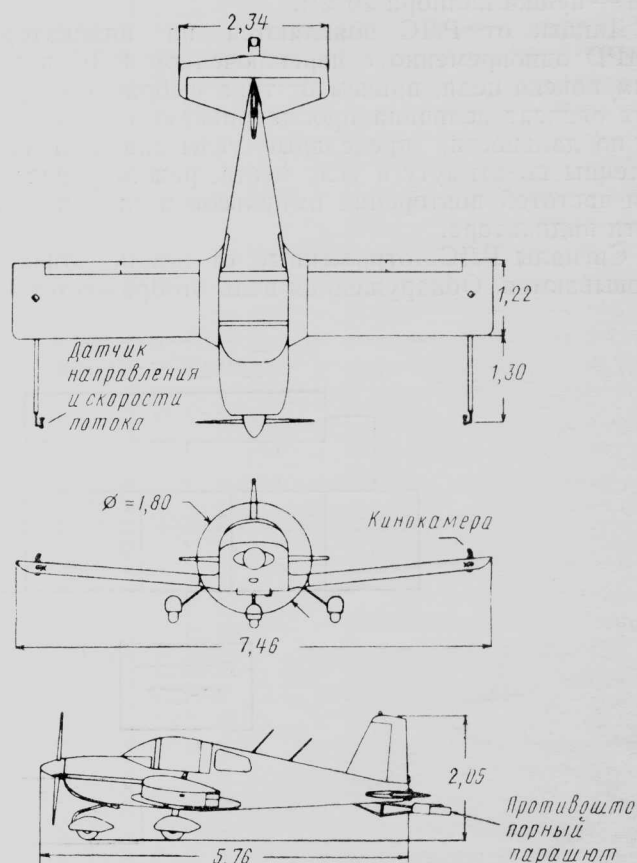
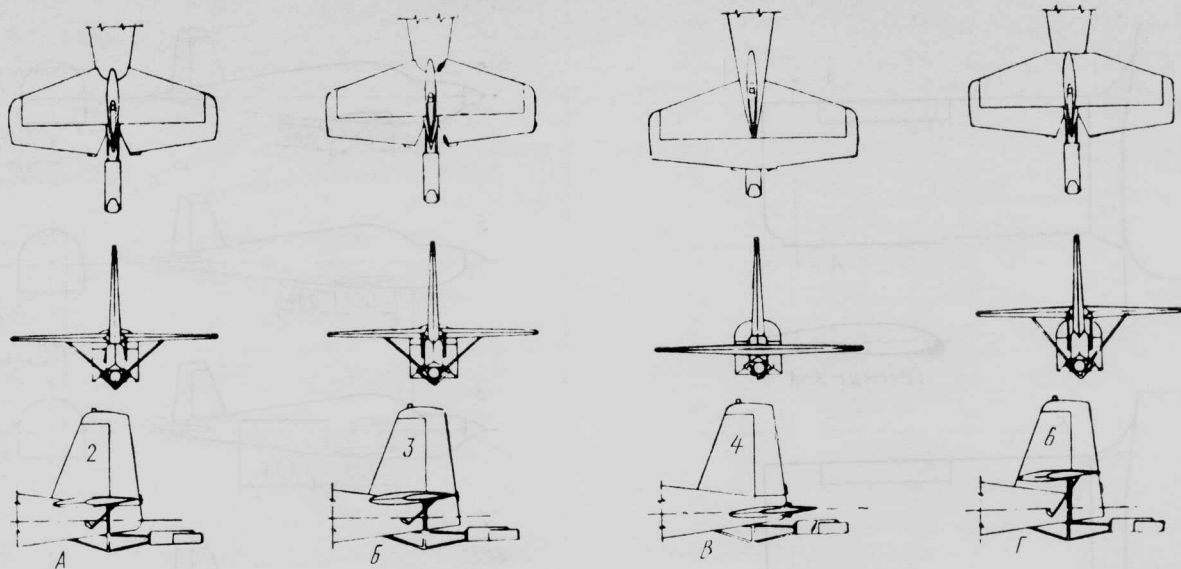


Рис. 1. Исследуемый самолет с хвостовым оперением 4 (размеры в метрах)

* Patton J. M., Stough III, Jr., H. P. and Dicarolo D. J. Spin flight research summary. SAE Paper N 790565.



- А. Хвостовое оперение 2. Укороченный руль направления, горизонтальное оперение расположено в верхней части фюзеляжа.
 Б. Хвостовое оперение 3. Полноразмерный руль направления, горизонтальное оперение в верхней части фюзеляжа.
 В. Хвостовое оперение 4. Укороченный руль направления, низкорасположенное, сдвинутое назад горизонтальное оперение.
 Г. Хвостовое оперение 6. Полноразмерный руль направления; горизонтальное оперение смонтировано над фюзеляжем на вертикальном оперении

Рис. 2. Схемы хвостового оперения

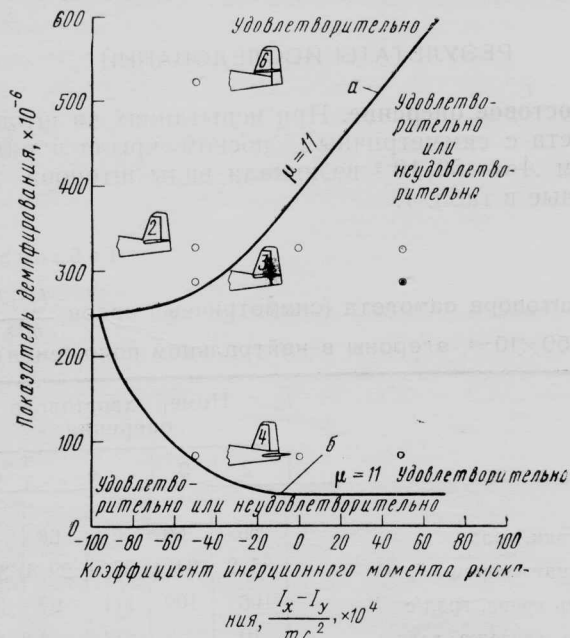
имеющее плоскую нижнюю поверхность и большой радиус носка (рис. 4); в остальном геометрия оставалась неизменной.

Использование второго варианта крыла увеличило хорду крыла и вес самолета; последнее привело к тому, что испытания проводились при $A \approx 0$. Кроме этих двух крыльев, рассматривался вариант крыла (и хвостовое оперение 4) с комбинацией указанных конструктивных особенностей: часть крыла имела опущенный носок, а часть — острый носок (рис. 5). С целью устранения плоского штопора самолета с хвостовым оперением 4 испытывались следующие средства, изменяющие конфигу-

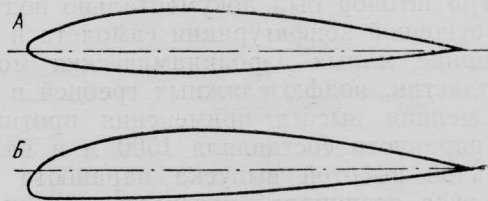
рацию (рис. 6): вертикальные гребни под фюзеляжем, полукруговые цилиндры под фюзеляжем, пластины по бокам фюзеляжа, носовые боковые пластины, комбинация цилиндров под фюзеляжем и пластин по бокам фюзеляжа.

Самолет был оборудован аппаратурой для измерения и регистрации истинной скорости и углов направления потока на концах крыла, линейных ускорений и угловых скоростей, перемещений рычагов управления и усилий на них, параметров двигателя, высоты и нагрузки на противоштопорный парашют. Бортовая система регистрации данных дополнялась наземными теле-фотокамерами и подвижной кинокамерой, две камеры были смонтированы также на конце крыла и фонаре. Комментарии летчиков передавались по радио и записывались. Все параметры затем синхронизировались по времени.

Условия входа в штопор определяются соответствующей комбинацией нормального ускорения, угла крена, рыскания, тангажа и тяги двигателя. Вид штопора идентифицировался каждый раз в течение 1—2 витков независимо от условий входа. Стандартный вход в штопор осуществлялся приблизительно из горизонтального полета, двигатель работал в режиме малого газа. Для каждого значительного изменения конфигурации самолета выполнялись левые и правые штопоры; наиболее критическое направление вращения (штопор более

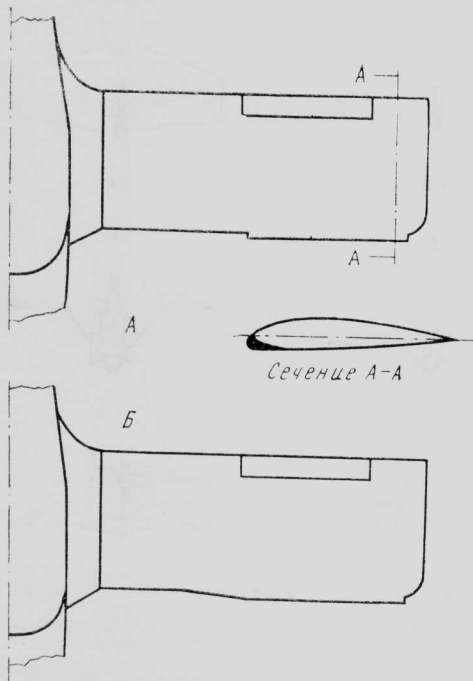


а—граница вывода из штопора с использованием только руля направления; б—граница вывода самолета из штопора при одновременном отклонении руля направления против штопора и руля высоты на пикирование
 Рис. 3. Требования к конструкции хвостового оперения

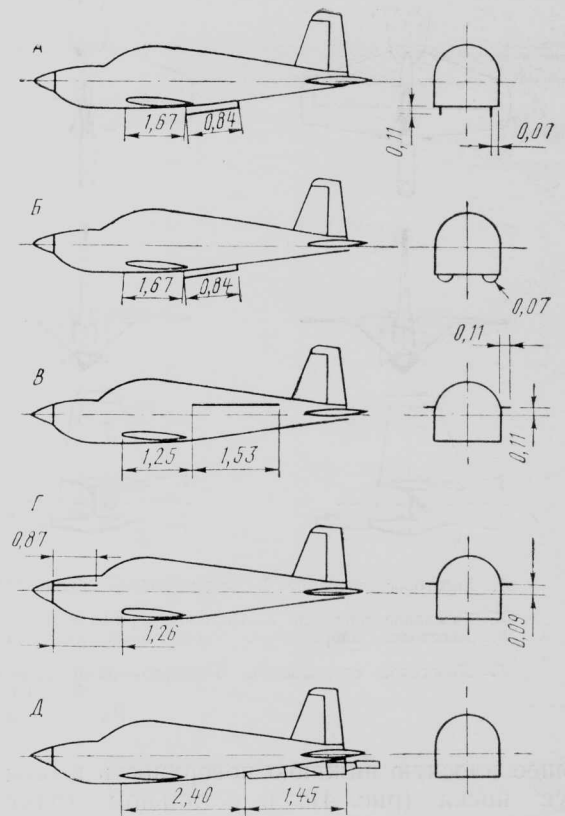


А. Модифицированный профиль NACA 64-415.
 Б. Модифицированный профиль NACA 62-415 с увеличенным радиусом носка

Рис. 4. Профили крыла



А. Передняя кромка со ступенькой.
 Б. Передняя кромка с линейным переходом
 Рис. 5. Крыло с модифицированной передней кромкой



А. Вертикальные подфюзеляжные кили.
 Б. Подфюзеляжные полуцилиндры.
 В. Горизонтальные пластины по сторонам фюзеляжа.
 Г. Носовые горизонтальные пластины.
 Д. Подфюзеляжный гребень на хвостовой части фюзеляжа
 Рис. 6. Модификации конфигурации самолета (размеры в метрах)

быстрый и более плоский) использовалось в дальнейшем для всех штопорных испытаний данной конфигурации.

Так как один и тот же летчик проводил все испытания, то движения рулей на различных стадиях штопора при повторных полетах были близкими, и тем самым исключалось различие в характеристиках штопора, вызываемое манерой пилотирования. Вывод из штопора тщательно исследовался при различных комбинациях органов управления.

Использование телеметрии для воспроизведения процесса штопора в реальном времени позволяет изменять в процессе полета намеченные перед полетом маневры с целью получения более полной информации.

Для исследуемых конфигураций с потенциально существующим плоским штопором наличие телеметрической информации дает возможность инженеру-исследователю сообщить летчику о начале плоского штопора. Применение соответствующей последовательности отклонения органов управления непосредственно по совету с земли затягивает переход самолета в полностью установившийся плоский штопор и позволяет тем самым избежать необходимости использования противоштопорного парашюта. Эта методика использовалась в случаях, когда штопор был документально подтвержден для основной конфигурации самолета и изучалось влияние малых аэродинамических модификаций (пластин, подфюзеляжных гребней и т. д.).

Разрешенная высота применения противоштопорного парашюта составляла 1500 м и являлась минимальной высотой выпуска парашюта в том случае, когда возникала неясность относительно выхода самолета из штопора. Выпуск практически обычно осуществлялся на высоте между 1680 и 1830 м. В случае невыхода самолета из штопора

при выпуске парашюта или отказе системы отстрела парашюта после его выпуска летчику разрешалось покинуть самолет на высоте ≤ 1220 м.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ

Хвостовое оперение. При испытаниях на штопор самолета с симметричным носком крыла и параметром $A \approx -50 \cdot 10^{-4}$ возникали виды штопора, показанные в табл. 1.

Таблица 1

Виды штопора самолета (симметричный носок $\frac{I_x - I_y}{mb^2} = -50 \times 10^{-4}$, элероны в нейтральном положении)

	Номер хвостового оперения				
	2	3	4	6	
Угол атаки, град	55	60	51	68	62
Воздушная скорость *, м/с	35,2	34,4	37,9	29,3	33,7
Скорость крена, град/с	106	100	111	97	101
Скорость тангажа, град/с	10	7	14	4	7
Скорость рыскания, град/с	112	124	110	185	133
Скорость вращения, град/с	155	159	157	209	167

* Вертикальная скорость снижения самолета на 1–2 м/с меньше воздушной скорости.

При использовании оперения 2 возникал умеренно плоский штопор при угле атаки самолета $\alpha \approx 55^\circ$ и угловой скорости около ц. т. $\Omega = 155$ град/с; в случае оперения 3 — умеренно плоский штопор при $\alpha = 62^\circ$, $\Omega = 167$ град/с; в случае оперения 4 — $\alpha = 51^\circ$, $\Omega = 157$ град/с (при соответствующем отклонении рулей штопор плоский, $\alpha = 68^\circ$, $\Omega = 209$ град/с). Отклонение элеронов по штопору (крен в сторону штопора) приводит, вообще говоря, к увеличению крутизны штопора (уменьшению угла атаки), отклонение элеронов против штопора (крен против штопора) делает штопор более плоским (увеличивается угол атаки). Для хвостового оперения 4 плоский штопор является преобладающим.

При входе в штопор требовалась специальная последовательность отклонений руля высоты для увеличения ускорения самолета по рысканию и ввода его в плоский штопор. После достижения установившегося состояния вывод из плоского штопора при использовании стандартного метода (руль направления полностью против штопора, затем руль высоты полностью на пикирование) был либо неосуществим, либо был очень медленным ($8\frac{3}{4}$ витка).

Кроме стандартного, использовались следующие методы вывода самолета из штопора:

одновременное отклонение руля направления против штопора, а руля высоты — на пикирование; установка рулей в нейтральное положение; отклонение против штопора только руля направления или отклонение только ручки управления от себя.

Число витков, необходимых для вывода самолета из умеренно плоского штопора с использованием стандартного метода вывода, представлено в табл. 2 для четырех схем хвостового оперения и крыла с симметричной передней кромкой.

Для всех четырех схем хвостового оперения стандартный метод обеспечивает наибо́льший вывод из умеренно плоского штопора. Одновременное использование отклонений рулей направления против штопора и руля высоты на пикирование давало практически тот же результат. При постановке рулей в нейтральное положение вывод был медленнее. Отклонение только руля высоты от себя не выводило самолет из штопора. Для схем 2, 3, 6, когда для вывода использовалось только отклонение руля направления, самолет выходил из левого штопора, но не выходил из правого. Проверка конструкции на симметрию не позволила определить сколь-либо существенные нарушения симметрии. Чтобы проверить влияние струи за винтом, был выполнен штопор (6 витков) с фиксированным вин-

Таблица 2

Число витков в процессе вывода самолета из плоского штопора

Число витков в штопоре	Направление штопора	Положение элеронов	Номер хвостового оперения									
			2		3		4		6			
			$\frac{I_x - I_y}{mb^2} \times 10^{-4}$									
			-50	0	50	-50	0	50	-50	0	50	-50
1	Правый	Нейтральное	$\frac{1}{2}, \frac{5}{6}$	$\frac{1}{2}$	$\frac{1}{2}$	$\frac{1}{4}, \frac{3}{8}$	—	$\frac{1}{4}$	$\frac{3}{8}, \frac{1}{2}$	1	$\frac{1}{2}$	$\frac{1}{3}, \frac{1}{2}$
3	"	"	$1\frac{1}{2}, 1\frac{1}{2}$	$1\frac{5}{8}$	—	$1\frac{3}{8}$	—	$1\frac{7}{8}$	$1\frac{3}{8}$	$\frac{7}{8}$	$1\frac{1}{2}$	$1\frac{1}{4}, 1\frac{1}{2}$
6	"	"	$2, 2\frac{1}{2}$	$2\frac{1}{4}$	$2\frac{1}{2}, 2\frac{3}{4}$	$1\frac{7}{8}, 2$	—	$2\frac{3}{4}$	$1\frac{1}{4}, 1\frac{1}{4}$	$1\frac{1}{2}$	$1\frac{1}{2}$	$1\frac{1}{2}, 1\frac{1}{2}$
6	Левый	"	$1\frac{1}{4}$	$1\frac{7}{8}$	$2\frac{1}{4}$	$1\frac{1}{8}$	—	$1\frac{7}{8}$	$1\frac{1}{4}$	$1\frac{3}{8}$	$1\frac{3}{8}$	$1\frac{3}{4}$
1	Правый	По штопору	$\frac{1}{4}$	$\frac{1}{4}$	$\frac{3}{4}$	$\frac{1}{4}$	—	$\frac{1}{2}$	$\frac{1}{2}$	$\frac{1}{2}$	$\frac{7}{8}$	$\frac{1}{2}$
1	Левый	То же	$\frac{1}{4}$	—	—	—	—	—	—	—	—	$\frac{1}{4}$
3	"	"	$1\frac{1}{4}$	$1\frac{3}{4}$	$1\frac{3}{4}$	$1\frac{1}{4}$	—	—	$1\frac{1}{8}$	$1\frac{3}{8}$	$1\frac{3}{8}$	—
6	Правый	"	$1\frac{1}{2}$	$1\frac{1}{4}$	$2\frac{1}{4}$	$1\frac{1}{8}$	—	$1\frac{3}{4}$	1	1	$1\frac{3}{4}$	—
1	"	Против штопора	$\frac{5}{8}$	$\frac{1}{4}$	$\frac{1}{8}$	$\frac{1}{2}$	—	$\frac{1}{4}$	$\frac{3}{4}$	$\frac{1}{2}$	$\frac{5}{8}$	$\frac{1}{2}$
3	"	То же	$2\frac{1}{8}$	$1\frac{7}{8}$	$2\frac{1}{2}$	$2\frac{1}{4}$	—	—	$1\frac{1}{2}$	$1\frac{1}{4}$	$1\frac{1}{4}$	$1\frac{7}{8}$
6	"	"	—	$2\frac{1}{4}$	$2\frac{1}{2}$	$2\frac{3}{4}$	—	$3\frac{1}{4}$	$1\frac{5}{8}$	$1\frac{1}{8}$	$1\frac{1}{4}$	—

Прочерк означает, что испытания не проводились.

Таблица 3

Влияние распределения масс на вид штопора

$\frac{I_x - I_y}{mb^2}$	Номер хвостового оперения							
	2		3		4		6	
	α , град	Ω , град/с	α , град	Ω , град/с	α , град	Ω , град/с	α , град	Ω , град/с
$-50 \cdot 10^{-4}$	55	155	60	159	51	157	62	167
0	59	151	—	—	50	152	—	—
$50 \cdot 10^{-4}$	60	154	60	157	51	147	—	—

том: никаких изменений в характеристиках штопора отмечено не было.

Полученные в летных испытаниях виды штопора и характеристики вывода хорошо соответствовали результатам штопорных испытаний модели в масштабе 1:11 в аэродинамической трубе и результатам летных испытаний радиоуправляемой модели в масштабе 1:5.

Распределение масс. Влияние изменения распределения масс на виды установившегося штопора показано в табл. 3 для различных компоновок хвостового оперения самолета с крылом, имеющим симметричный носок, и элеронами в нейтральном положении.

Дополнительные массы под крылом (для изменения A от -50×10^{-4} до 50×10^{-4}) не приводили к существенному изменению вида штопора, но влияли на характеристики вывода. Для схем оперения 2 и 3 отклонение только руля направления по штопору или постановка рулей в нейтраль становились неэффективными, когда самолет имел нагруженные крылья. Для схемы 4 отклонение только руля направления становилось неэффективным при выводе самолета из правого штопора, как было для схем 2, 3 и 6 при $A = -50 \times 10^{-4}$. Небольшая асимметрия в распределении масс приводит к заметному различию в характеристиках штопора, что подтверждается испытаниями самолета с хвостовым оперением 4 и $A \approx 0$. Например, перестановка груза весом 9,5 кгс с конца одного крыла на конец другого обеспечивает штопор самолета в направлении более легкого крыла более плоский ($\alpha = 69^\circ$, $\Omega = 175$ град/с), чем в направлении утяжеленного крыла ($\alpha = 48^\circ$, $\Omega = 149$ град/с), при этом существенно изменяется и число витков до вывода из штопора ($3\frac{1}{8}$ и $1\frac{1}{8}$ соответственно).

Подобные исследования были выполнены с хвостовым оперением 4 при $A \approx 0$ и утяжеленном на 15 кгс левом крыле. Для штопора на облегченное крыло характерен несколько больший угол атаки и заметно большая угловая скорость вращения ($\Omega = 249$ град/с по сравнению с 198 град/с).

Форма носка крыла. Переход от крыла с симметричным носком, имеющим малый радиус, к крылу с плоской нижней поверхностью носка и большим радиусом приводит к попаданию самолета в плоский штопор даже для тех схем хвостового оперения, при которых ранее плоский штопор исключался. Самолет легко входит в плоский штопор без специального отклонения органов управления. В табл. 4 представлены углы атаки и скорости вра-

Таблица 4

Виды штопора самолета с тупым носком крыла

Направление штопора	Положение элеронов	Хвостовое оперение 2			Хвостовое оперение 3			Хвостовое оперение 4		
		$\frac{I_x - I_y}{mb^2} = 9,5 \cdot 10^{-4}$			$\frac{I_x - I_y}{mb^2} = 7 \cdot 10^{-4}$			$\frac{I_x - I_y}{mb^2} = 1,4 \cdot 10^{-4}$		
		Число витков в штопоре	α , град	Ω , град/с	Число витков в штопоре	α , град	Ω , град/с	Число витков в штопоре	α , град	Ω , град/с
Левый	Нейтральное	4*	67	157	3*	67	165	6	60	166
Левый	По штопору	$5\frac{1}{8}$ *	60	152—225 (колебания)	—	—	—	6	60	170
Левый	Против штопора	7	74	172	$2\frac{1}{8}$ *	66	165	7	69	204

* Самолет входит в плоский штопор и поэтому органы управления устанавливаются на вывод несколько раньше, чем движение самолета становится полностью установившимся.

щения штопора самолета, имеющего переднюю кромку вида, представленного на рис. 4, Б.

Из установившегося штопора самолет, как правило, не удавалось вывести ни при какой комбинации органов управления. Изредка самолет успешно выводился из режима, близкого к режиму установившегося плоского штопора, путем применения сначала стандартного метода и затем таких движений рулем высоты, которые вызывали колебания самолета по тангажу и крену и приводили к нарушению установившегося режима. Попытки использования этой методики для вывода из установившегося плоского штопора оказались безуспешными.

Модификация только носка внешней части крыла приводила к характеристикам штопора значительно лучшим, чем у самолета, имеющего симметричный носок крыла. В случае, когда стыковка двух частей передней кромки осуществлялась ступенькой (рис. 5, А), штопор был крутой ($\alpha = 27^\circ$) и очень медленный ($\Omega = 100 \div 120$ град/с). При любых условиях входа в штопор вывод осуществлялся непосредственно сразу после того, как уменьшались отклонения по штопору руля направления и руля высоты. При сваливании поток начинает отрываться с внутренней части крыла, а внешняя часть продолжает работать и сохранять демпфирование самолета по крену до углов атаки $\alpha \approx 35^\circ$.

При плавном соединении внутренней и внешней частей крыла характеристики резко ухудшаются. Особенно это заметно для условий входа с применением элеронов, отклоненных против штопора. В этом случае развитие плоского штопора с $\alpha = 74^\circ$ и $\Omega = 230$ град/с невозможно предотвратить стандартной комбинацией отклонений органов управления. Легкость, с которой самолет входит в плоский штопор, и быстрота достижения установившегося состояния характеризуют эту компоновку как наилучшую из всех рассмотренных.

Малые аэродинамические конфигурации самолета. Аэродинамические испытания модели самолета с крылом, имеющим симметричный носок, по-

казали, что вертикальные кили под фюзеляжем (рис. 6, А) и центральный подфюзеляжный киль (рис. 6, Д) должны устранять плоский штопор. Однако в летных испытаниях плоский штопор самолета с хвостовым оперением 4 не устранялся. Установка центрального подфюзеляжного киля приводит к наибольшим изменениям в характеристиках штопора самолета: при использовании максимальной площади киля самолет имеет штопор с $\alpha \approx 65^\circ$ и $\Omega = 157$ град/с, вывод осуществляется через $2\frac{3}{4}$ витка стандартным методом. С уменьшением площади киля число витков до вывода увеличивается.

Требования к выводу самолета из штопора. Для большинства рассматриваемых конфигураций самолет обычно выходит из штопора при использовании стандартного метода вывода за 1—2 витка. Однако для ряда модификаций самолет не выводится из штопора. Только требования к компоновке хвостового оперения (рис. 3) являются недостаточными для обеспечения удовлетворительных характеристик выхода из штопора, так как не учитывают главный фактор — крыло. Малые изменения носка крыла могут, по-видимому, значительно улучшить характеристики вывода самолета даже в вариантах с хвостовым оперением 2 и 3, при которых с исходным крылом самолет из штопора не выводится, и сделать вполне удовлетворительными сопротивляемость штопору и характеристики вывода из него, в том числе для хвостового оперения 4.

Наблюдение летчиков. Ощущения летчика при штопоре значительно отличаются от ощущений на других режимах полета. Это требует специальной подготовки летчиков. Максимум информации от приборов по визуальным и акселерационным каналам летчик получает не сразу, а после нескольких витков в штопоре. Это количество витков зависит от индивидуальных особенностей организма летчика и может быть определено только в эксперименте. Имеющийся в данном вопросе опыт показывает, что комментарии летчиков обычно очень точно и хорошо согласуются с показаниями контрольно-измерительной аппаратуры. Восприятие летчиком боковых сил, ускорений и угловых скоростей особенно точное. Изменения угла тангажа летчик воспринимает неточно.

Плоский штопор. Летчик может легко распознавать переход от крутого к плоскому штопору по увеличению скорости вращения и изменению угло-

вого положения. Не всегда имеются специфические признаки, которые предупреждали бы летчика о близости плоского штопора, однако, как правило, скорость вращения увеличивается и достигает достаточно больших значений (более чем 200 град/с и 180 град/с для хвостового оперения 4 и 2 соответственно). Для большинства режимов плоского штопора двигатель терял мощность и винт переставал вращаться. Интересно отметить, что летчик чувствовал себя более комфортабельно и менее дезориентированным в плоском штопоре, чем в крутом, даже в тех случаях, когда скорости вращения достигали величин $\Omega = 249$ град/с. Это, очевидно, объясняется тем, что движение по крену оказывает на летчика более неблагоприятное действие, чем движение по рысканию. В целом же в проведенных испытаниях проблем, связанных с заметной дезориентацией летчика, не возникало.

Вывод из штопора. Для исследуемого самолета минимальная высота принятия решения о выпуске парашюта составляет 1500 м, а для покидания самолета летчиком — 1220 м. Для некоторых конфигураций эти цифры из условий безопасности были несколько увеличены. В нескольких случаях возможен был выход (от 4 до 10 витков) из плоского штопора посредством переключений руля высоты от упора до упора с частотой короткопериодического продольного движения самолета. При этом одновременно оказывалось полезным держать элероны отклоненными по штопору.

После отклонения органов управления на вывод летчик ощущал тенденцию самолета к выходу в течение двух витков по медленному уменьшению угла тангажа, а иногда и возникновению колебаний по тангажу и крену, сопровождающихся скольжением в направлении штопора, т. е., например, левое скольжение в левом штопоре. Однако такая тенденция может оказаться ложной: в ряде случаев самолет стабилизировался в несколько менее плоском, но еще с плохими характеристиками вывода штопоре. Во всех случаях выход из крутого штопора был наиболее эффективным при отклонении руля направления полностью против штопора и последующем отклонении ручки управления полностью от себя.

Вывод из плоского штопора происходил за два витка после выпуска парашюта; за это время штопор самолета из плоского переходил в крутой, близкий к вертикальному. Максимальная продольная перегрузка в течение выхода составляла 0,7.

Референт Ю. Б. Дубов.

УДК 629.735.33.018.3

СТЕНДОВОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РЕЖИМОВ ШТОПОРА САМОЛЕТА ТА-4J*

Отработка летчиками режимов полета с большими углами атаки позволяет совершенствовать искусство пилотирования, полнее использовать маневренные возможности самолета при одновремен-

ном обеспечении высокой степени безопасности полета. Однако современная практика полетов на некоторых тактических самолетах ВМС США на режимах, близких к режимам сваливания, часто приводит к критическим ситуациям, и во избежание потерь самолетов вводятся определенные ограничения. Такие меры были приняты в отношении преднамеренного штопора самолета Дуглас ТА-4J.

* Ramachandran S., Galloway R. T. TA-4J spin training through simulation. AIAA Paper N 81-0965.

Учебно-тренировочный реактивный самолет ТА-4J используется в ВМС США на различных этапах подготовки летчиков, в том числе для обучения высшему пилотажу и боевому маневрированию. Хотя по инструкции преднамеренный ввод в штопор самолета запрещен, имели место случайные попадания самолета в штопор из-за ошибок летчика в пилотировании на больших углах атаки, где значительно ухудшаются характеристики управляемости. Для повышения безопасности полетов руководство службы летной подготовки ВМС искало пути ознакомления летчиков с режимами сваливания и штопора. Была рассмотрена возможность использования для этих целей пилотажного тренажера ТА-4J OFT (Operational Flight Trainer) для подготовки летчиков самолета А-4, однако анализ показал, что его параметры не позволяют достаточно точно моделировать режимы штопора самолета ТА-4J. В связи с этим научно-исследовательскому центру тренировочного оборудования ВМС США и фирме Гудъир было предложено доработать стенд OFT в соответствии с новыми требованиями.

В специальной программе были определены характеристики штопора самолета ТА-4J.

Оценка нормального и перевернутого штопора проводилась при различных подвесных грузах и различных условиях входа. В основном самолет показал хорошую сопротивляемость штопору и отсутствие тенденции к самопроизвольному штопору. Нормальные режимы штопора в зависимости от вариантов подвесок были либо сильно колебательными с переходом в крутую спираль, либо классического типа. Перевернутый штопор имел место при любых вариантах подвесок. Нормальный штопор, как правило, не дезориентировал летчика, в то время как перевернутый, обычно сильно колебательно-характера, дезориентировал летчика и вызывал

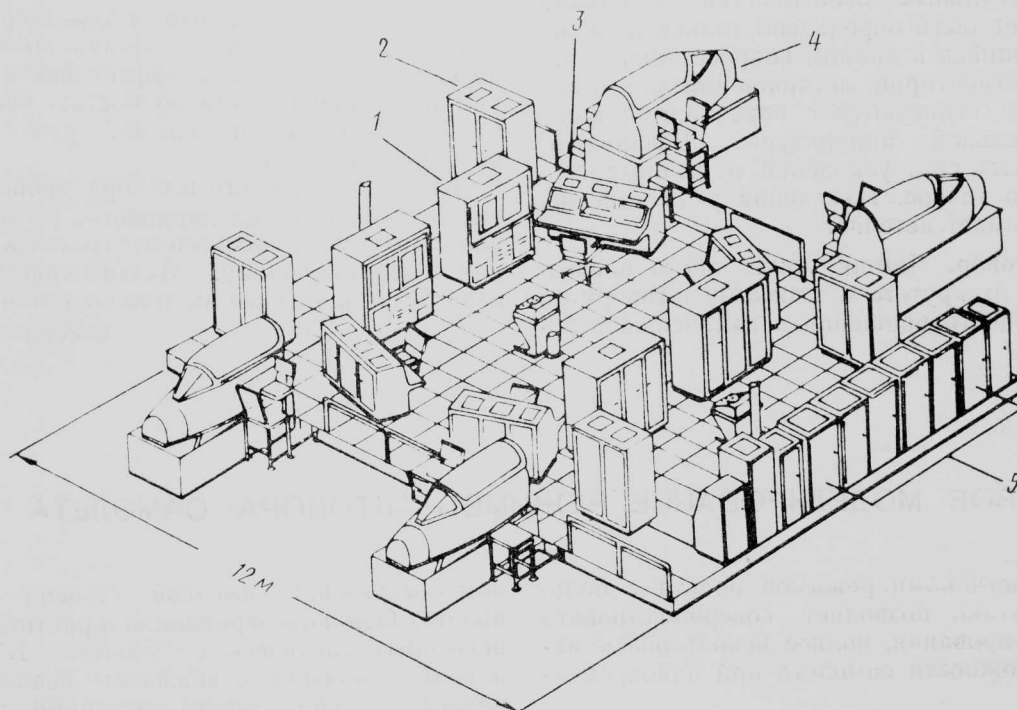
опасность разрушения самолета из-за превышения допустимых отрицательных перегрузок.

В первоначальной инструкции по пилотированию самолета ТА-4J допускался ввод самолета в нормальный штопор, поскольку он был хорошо предсказуем. Преднамеренный перевернутый штопор запрещался по условиям прочности и трудности вывода из него. Однако впоследствии было решено запретить и ввод в нормальный штопор главным образом из-за того, что неправильное использование летчиком органов поперечно-путевого управления приводило к быстрому переходу штопора из нормального в перевернутый.

Подвижный пилотажный тренажер ТА-4J OFT (система 2F90) с тремя степенями свободы фирмы Гудъир включает в себя четыре кабины летчиков и четыре приборные консоли конструкторов (рис. 1). Управление осуществляется двумя ЭВМ Ксерокс «Сигма» 5. Оборудование каждой кабины идентично оборудованию кабины самолета ТА-4J. Каждая консоль инструктора оснащена приборами и системой контроля и изменений условий полета, что позволяет имитировать различные полетные ситуации и отказы.

Конструкция стенда обеспечивает угловые перемещения кабин по тангажу $\pm 15^\circ$, по крену $\pm 15^\circ$ и линейное вертикальное перемещение ± 152 мм; возможно моделирование бафтинга и турбулентности. Система визуализации фирмы Джeneral Электрик, приданная одной из кабин, обеспечивает цветное электронно-синтезируемое изображение с низкой разрешающей способностью, проецируемое на три больших экрана, устанавливаемых перед кабиной. Поле обзора $\pm 105^\circ$ по горизонтали и $\pm 30^\circ$ по вертикали.

Моделирование на стенде OFT дает летчику количественное и качественное представление о полете при пилотировании по приборам, при выполне-



1—регистрационная стойка (четыре); 2—стойка устройств «вход—выход» (четыре); 3—консоль инструктора (четыре); 4—кабина тренажера (четыре); 5—секции ЭВМ (восемь)

Рис. 1. Пилотажный стенд ТА-4 OFT (2F90)

нии фигур высшего пилотажа, об аварийных ситуациях. Из режимов полета с большими углами атаки правильно воспроизводится только сваливание самолета из нормального (неперевернутого) положения. Вращение самолета после сваливания на стенде не моделировалось.

Проблема моделирования штопора. Штопор представляет собой неуправляемое шестистепенное движение самолета при больших углах атаки, возникающее после сваливания. Штопор — сложное движение, определяемое множеством факторов, таких как нелинейные аэродинамические характеристики, распределение масс, условия входа в штопор (воздушная скорость, нормальная перегрузка и положение рулей). Известно большое число разновидностей штопора: нормальный и перевернутый, крутой и плоский, колебательный и установившийся, с малыми и большими угловыми скоростями вращения. Точное определение аэродинамических коэффициентов при закритических углах атаки весьма затруднено, поэтому моделирование штопорного движения самолета на стенде является сложной задачей. Определенное количество записей переходных процессов из летных испытаний поможет определить распределение масс и начальные условия, однако необходимо также определить аэродинамические коэффициенты для математической модели. Обычный подход состоит в придании классическим аэродинамическим производным весовых коэффициентов с последующим итерационным уточнением каждого коэффициента в процессе приближения результатов моделирования к результатам летных испытаний. Однако поскольку штопор является очень сложным движением и вклад каждого отдельного члена уравнений заранее не совсем ясен, такой метод оказывается малоэффективным без достаточного объема данных летного эксперимента и консультаций опытных летчиков-испытателей и аэродинамиков.

Другой подход к определению аэродинамических характеристик заключается в применении метода параметрической идентификации. Такая методика стала популярна в последние годы и показала себя как полезное средство «извлечения» аэродинамических характеристик из результатов летных испытаний, хотя она и не часто применялась для улучшения моделирования. Для эффективности этого метода необходимо большое количество высокоточных временных зависимостей параметров полета и данных эксперимента в аэродинамических трубах.

Третья концепция определения аэродинамических производных для режима штопора использует метод установившегося вращения, основанный на том, что воздушный поток обтекает модель самолета, вращающуюся около вертикальной оси, проходящей через центр тяжести. Использование производных, определяемых методом установившегося вращения в специальных аэродинамических трубах, оказалось весьма эффективным при моделировании штопора. Однако для самолета ТА-4J этих данных не было. Моделирование штопора самолета ТА-4J должно было проводиться с весьма ограниченным количеством исходной информации. Другая проблема заключалась в отсутствии летчиков, имевших относительно свежий опыт проведения полетов на штопор, поскольку официальные што-

порные испытания самолета ТА-4J были закончены несколько лет назад.

Требования к моделированию. Сначала летчики-инструкторы потребовали, чтобы на стенде была предусмотрена возможность имитации режимов нормального и перевернутого штопора, так как они считали одной из главных задач моделирования воспроизведение аварийных ситуаций, возникающих в полете в результате ошибок летчика при выполнении различных маневров. Однако группа специалистов из исследовательского центра ВМС считала, что для этого слишком мало данных, а при обучении действиям во время штопора летчик должен четко определять причины сваливания и последствия правильного и неправильного действия рулями.

Основные цели моделирования заключались в обучении летчика правильно распознавать признаки сваливания и штопора и правильным рефлекторным действиям рычагами управления, способным гарантировать безопасный вывод из неуправляемого режима. Достижение этой цели затруднялось из-за различных факторов, среди которых, кроме указанных выше, были ограниченная память ЭВМ и относительно малые ассигнования. Решение моделировать только режимы нормального штопора позволило снять ряд затруднений и усовершенствовать тренировочный процесс за счет глубокого анализа эффектов влияния произвольной комбинации органов управления и точного воспроизведения параметров движения при штопоре на приборах, в особенности на основных — указателях угла атаки, разворота, воздушной скорости и авиагоризонте. Сигналы от систем подвижности и визуализации ввиду их ограниченной информативности вводились в моделирование только в тех случаях, когда они не искажали картины движения самолета и не вызывали неправильных действий летчика.

Желаемые характеристики штопора были представлены в виде приведенных ниже таблиц, включающих описание методики исследований и условные обозначения.

Методика исследования нормального штопора самолета ТА-4J. Нормальный штопор имеет две разновидности: классический нормальный штопор и крутая спираль. Динамика входа в каждый из этих режимов определяется количеством топлива в подвесных баках и положением рычагов управления в кабине летчика. Типичные начальные условия входа в штопор представлены в табл. 1.

Действия летчиков при вводе самолета в штопор подчиняются следующей последовательности: осуществляется продольная балансировка, которая поддерживается до приборной скорости 280 км/ч; подтягиванием ручки на себя производится торможение $1-2,5$ м/с²; при достижении приборного угла атаки величиной 20—21 единица плавно отклоняется руль направления полностью в направлении штопора и ручка управления медленно берется полностью на себя с последующим отклонением вбок.

Вслед за вращением после сваливания моделируется установившийся штопор. Влияние положения органов управления на характеристики штопора можно наблюдать сразу же после начала режима вращения, вызванного сваливанием. Символика, используемая для обозначения положения органов

Таблица 1

Начальные условия и виды штопора

(Высота 9 км, воздушная скорость 280 км/ч, воздушные тормоза отклонены, топлива во внутренних баках 1350 кгс, шасси и закрылки выпущены, двигатель на режиме малого газа)

Вид штопора	Подвесные грузы	Топливо в подвесных баках
Крутая спираль	Без подвесок и без сбрасываемых баков	Отсутствует
Классический нормальный штопор	С двумя сбрасываемыми баками емкостью по 1134 л	Более 910 кгс

Примечание. Начальная высота, воздушная скорость, топливо во внутренних баках, положение РУД и воздушных тормозов не являются критическими с точки зрения реализации того или иного вида штопора и представляют собой обычные условия, при которых проводились летные исследования. Шасси и закрылки должны быть выпущены, чтобы получить какой-либо вид штопора. Если вес топлива в подвесных баках 0–910 кгс, возможен любой из двух видов штопора.

управления, показана на рис. 2. В табл. 2 и 3 дается описание нормального штопора и штопора типа крутая спираль.

Методика моделирования, созданная применительно к исследованию штопора самолета ТА-4J, имеет ряд преимуществ. Она проста и может быть легко использована на других пилотажных стендах. Требования к ЭВМ минимальны: при моделировании нормального штопора используется только 1550 слов памяти компьютера.

Основные принципы моделирования заключаются в выдаче летчику соответствующих сигналов, которые обеспечивают эффективную тренировку при работе стенда с использованием простых уравнений, решения которых непосредственно отображаются на приборах в кабине и управляют системой подвижности и визуализации, позволяя в основном имитировать динамику штопора.

На самолете ТА-4J особенности штопора на всех его фазах проявляются в целом единообразно, хотя фактические величины ряда параметров, таких как, например, угол атаки, могут существенно меняться от полета к полету. Эта предсказуемость в поведении самолета использовалась при создании методики моделирования.

Исследуемое движение самолета имеет три основные фазы: вход — зарождающийся штопор, полностью развившийся штопор и выход из штопора. Эффективность вывода определяется соответствующей комбинацией отклонения органов управления. Преждевременное отклонение органов из положения «на выход» может привести к перевернутому штопору.

При моделировании переход от одной фазы штопора к другой осуществляется плавно. Пример такого перехода для угла крена дается ниже. Чтобы избежать повторений, где это возможно, величины переменных, таких, как положение самолета при выводе из штопора, период колебаний и т. д., выбираются по случайному закону для каждого моделирования. По мере приближения угловой скорости штопора к нулю вновь происходит подключение к аэродинамической модели, и летчик осуществляет выход из пикирования.

1. Угол крена γ на начальной стадии нормального штопора:

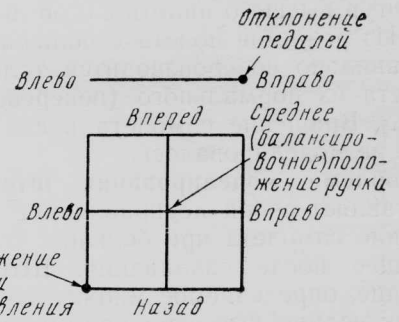


Рис. 2. Условные обозначения положения рычагов управления в кабине легкого самолета (балансировочное положение руля высоты 10°)

$$a) t_0 < t < t^*$$

$$\gamma_{i+1} = \gamma_i + \dot{\gamma} \Delta t, \quad (1)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{360 \operatorname{sign}(-\delta_{н.о}) - \gamma_0}{t^* - t_0}, \quad (2)$$

где t_0 — время начала сваливания, t^* — время окончания одного оборота по крену, t — текущее время, γ_0 — начальный угол крена, Δt — время одного шага вычислений, $\delta_{н.о}$ — угол отклонения руля направления при t_0 .

$$b) t > t^*$$

$$\gamma_{i+1} = \gamma_{ai+1} \left[\sin \frac{2\pi(t_{i+1} - t^*)}{T_0} \right] \operatorname{sign}(-\delta_{н.о}), \quad (3)$$

$$\gamma_{ai+1} = \gamma_{ai} = (\gamma_{ac} - \gamma_{ai}) \frac{\Delta t}{T_0}, \quad (4)$$

где T_0 — период колебаний угла крена, γ_{ac} — желаемая амплитуда колебаний, γ_{ai} — величина угла крена при t^* .

Уравнение (4) позволяет достичь желаемой амплитуды колебаний по экспоненте.

2. Угол крена при установившемся нормальном штопоре:

$$\gamma_{i+1} = \gamma_{ai+1} \left[\sin \frac{2\pi(t_{i+1} - t^*)}{T_\gamma} \right] \operatorname{sign}(-\delta_{н.о}), \quad (5)$$

$$\gamma_{ai+1} = \gamma_{ai} + (\gamma_{ac} - \gamma_{ai}) \frac{\Delta t}{T_\gamma}, \quad (6)$$

$$\gamma_{ac} = 3|\delta_\alpha|, \text{ если } |\delta_\alpha| > \frac{1}{3} \delta_{\alpha \max},$$

$$\gamma_{ac} = 20, \text{ если } |\delta_\alpha| < \frac{1}{3} \delta_{\alpha \max},$$

$$\gamma_{ac}' = \Delta \gamma, \text{ если } \delta_\alpha > a_1,$$

$$\gamma_{ac}'' = 0, \text{ если } \delta_\alpha < a_1,$$

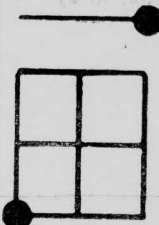
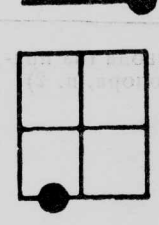
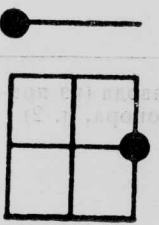
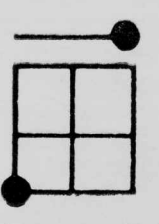
$$\gamma_{ac} = \gamma_{ac}' + \gamma_{ac}''$$

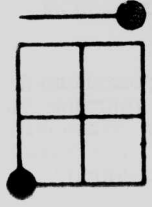
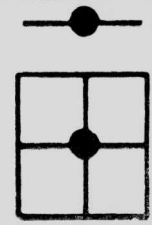
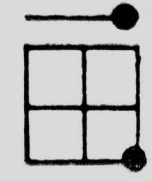
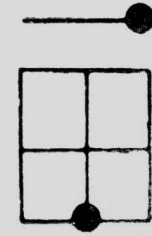
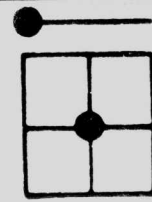
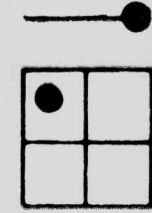
где δ_α — угол отклонения элеронов, $\delta_{\alpha \max}$ — максимальный угол отклонения элеронов, δ_α — угол отклонения рулей высоты, $\Delta \gamma$ — увеличение угла крена, обусловленное отклонением рулей высоты, $a_1 = \text{const}$; все величины в градусах.

Приведенные выше формулы обеспечивают плавное изменение амплитуды колебаний угла крена при всех условиях.

3. Угол крена при выводе самолета из нормального штопора. Число витков до вывода самолета из штопора зависит от метода вывода, как показано в табл. 2.

Нормальный штопор

№ п/п	Исследуемый режим	Фаза движения	Положение органов управления	Ожидаемая реакция самолета
1	Типичный зарождающийся штопор (правый)	Вход и зарождающийся штопор (органы управления отклоняются при угле атаки 20—21 единица)	 <p>$\delta_b \text{ бал} > 2^\circ$</p>	<p>Крен и рыскание в направлении отклонения руля направления</p> <p>Тангаж достигает 20°, затем уменьшается до -90° после увеличения угла крена до 180°, затем колеблется относительно среднего значения 30°</p> <p>Поперечные колебания с амплитудой $\pm 60^\circ$ и периодом 2—3 с развиваются после одного оборота по крену</p> <p>Весь маневр состоит из вращения вокруг продольной оси и двух витков и продолжается 18 с, потеря высоты при этом ~ 750 м</p>
2	Классический нормальный штопор (вправо)	Полностью установившийся штопор (вслед за п. 1)	 <p>балансировка, как в п. 1</p>	<p>Тангаж: колебания с амплитудами -25°, -35° и периодом 2—3 с</p> <p>Крен: при отклонении ручки на $1/3$ ее максимального хода колебания имеют амплитуду менее $\pm 20^\circ$ и период 2—3 с. С увеличением отклонения ручки амплитуда колебаний увеличивается</p> <p>Скорость рыскания: установившаяся со временем витка 3,5—4 с</p> <p>Угол атаки: 30 единиц (75°—85°)</p> <p>Воздушная скорость: меняется от 90 до 280 км/ч, иногда достигает величины 340 км/ч</p> <p>Потеря высоты: от 330 до 450 м за виток</p> <p>Стрелка-указатель разворота: в положении „штопор“</p>
3	Оптимальная методика вывода из штопора	Вывод в горизонтальный полет (из правого штопора, п. 2)	 <p>$\delta_b \text{ бал} = 4^\circ$</p>	<p>Скорость рыскания уменьшается до 0 за 1—1,5 витка</p> <p>Тангаж: -70°</p> <p>Органы поперечного управления ставятся в нейтральное положение после прекращения вращения</p> <p>Потеря высоты 1200—1500 м при изменении приборной скорости от 410 до 460 км/ч и нормальной перегрузки от 2 до 2,5</p> <p>Тряска: возникла в процессе вывода из пикирования, интенсивность зависит от угла атаки и числа М</p>
4	Влияние продольной балансировки на вход в штопор	Вход	 <p>$\delta_b \text{ бал} = -1^\circ$</p>	Вращение после сваливания, штопора нет

№ п/п	Исследуемый режим	Фаза движения	Положение органов управления	Ожидаемая реакция самолета
5	Влияние продольной балансировки на вывод из штопора	Вывод в горизонтальный полет (из правого штопора, п. 2)	 $\delta_b \text{ бал} = 10^\circ$	Все параметры, как в п. 3, но для того чтобы поставить ручку в нейтральное положение по тангажу и поддержать необходимые параметры при выводе из пикирования, необходимо усилие $\sim 4,5 \text{ кг}$
6	Эффект нейтральности всех органов управления	Вывод в горизонтальный полет (из правого штопора, п. 2, или из левого)	 $\delta_b \text{ бал} = 4^\circ$	Скорость рыскания уменьшается до 0 за 3—5 витков. Другие параметры, как в п. 3
7	Эффект отклонения элеронов: а) в направлении штопора б) в нейтральное положение	Начало вывода (из правого штопора, п. 2)	 балансировка любая	Скорость рыскания стремится к нулю за 2—3 витка
			 балансировка любая	Скорость рыскания стремится к нулю за 4—5 витков
8	Влияние отклонения руля направления	Начало вывода (из правого штопора, п. 2)	 балансировка любая	Скорость рыскания уменьшается до 0 за более чем 2 витка
9	Влияние отклонения руля высоты	Установившийся штопор (правый, п. 2)	 балансировка любая	Скорость рыскания увеличивается приблизительно на 20 град/с Крен: слабо расходящиеся колебания

Примечание. Левый нормальный штопор симметричен правому нормальному штопору.

Штопор типа крутая спираль

Таблица 3

Исследуемый режим	Фаза движения	Положение органов управления	Ожидаемая реакция самолета
1 Типичная нисходящая спираль	Вход и установившийся штопор		Первоначальная реакция: движение крена и рыскания в направлении отклонения руля направления Установившееся состояние. Угол атаки: изменяется от 20 до 30 единиц (до 70°) Тангаж: в среднем -50° (изменяется от -30° до 90°) Крен: колебания (амплитуда ±45°, период 2 с). Амплитуда с ростом скорости увеличивается и может достигать ±70° Скорость рыскания: колеблется в пределах ±40 град/с Приборная скорость: колеблется, возрастая до 410 км/ч
2 Оптимальный вывод из штопора	Вывод (из п. 1)		Вывод за 3—4 с (скорость рыскания и колебания крена стремятся к 0) с последующим обычным выходом из пикирования в горизонтальный полет
3 Влияние отклонения руля направления (против вращения)	Вывод (из п. 1)		То же, что и в п. 2
4 Влияние отклонения руля высоты	Вывод (из п. 1)		Никаких изменений
5 Влияние отклонения элеронов	Вход (органы управления отклоняются при 20—21 единице угла атаки)		Начальная реакция: медленный крен в направлении отклонения элеронов. Установившееся состояние: типичная крутая спираль в направлении отклонения элеронов после двух витков по крену
6 Влияние совместного отклонения элеронов и руля направления (при угле атаки, равном 20—21 единице)	Вход и установившееся состояние		Входит в типичную крутую спираль (правую) с последующим колебательным переходом в нормальный штопор через 1—3 витка
	Вход и установившееся состояние		Входит в крутую спираль (правую) с интенсивными колебаниями по крену (скорость крена достигает 200 град/с)

Замечания. Крутая спираль влево симметрична крутой спирали вправо, балансировка во всех случаях любая.

вода из штопора при оптимальном и фактическом управлении соответственно, T_r — время, необходимое для достижения скорости вращения 40 град/с при оптимальном управлении для данных полетных условий, T_f — время уменьшения скорости вращения от 40 град/с до нуля; T_r и T_f вычисляются в процессе моделирования.

б) Скорость вращения < 40 град/с

$$\gamma_{i+1} = \gamma_{ai+1} \sin \frac{2(t-t^*)}{T_0} \text{sign}(-\delta_{н.о}), \quad (9)$$

где

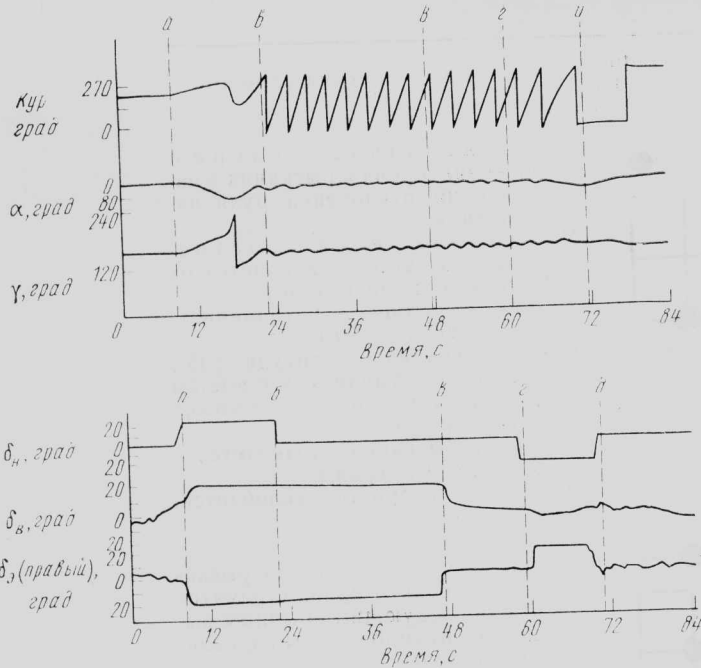
$$\gamma_{ai+1} = \gamma_{ai} - \gamma_{ai} \frac{\Delta t}{T_f - t + t'}, \quad (10)$$

t' — время, при котором скорость вращения достигает 40 град/с. ($T_f - t + t'$) становится равным нулю, когда обнуляется скорость вращения.

На рис. 3 показаны переходные процессы в классическом нормальном штопоре (летные испытания). На фиг. 4 подобный режим получен при моделировании. Следует отметить, что вывод при оптимальном управлении осуществляется в течение 1,5—3 витков в обоих случаях, при этом характер изменения углов крена и курса одинаков.

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ МОДЕЛИРОВАНИЯ

В процессе оценочных испытаний пилотажного стенда летчики в целом воспринимали моделирование очень близким к реальному движению самолетов типа ТА-4 за исключением ограничений, обусловленных конструкцией стенда и визуальной информацией. В экспериментах на стенде было рекомендовано вводить самолет в штопор только из режима горизонтального полета, поскольку наиболее правильно моделировались лишь условия этого режима. Визуальная информация, получаемая летчиком на стенде в режиме штопора, недостаточна, что связано с ограниченностью угла обзора. В связи с этим для оценки положения самолета и выбора правильного отклонения органов управления было рекомендовано полагаться, главным образом, на показания приборов. Эти рекомендации совпали с первоначальными целями моделирования: обучить



а—органы управления в положении «по штопору»; б—руль направления в нейтральном положении; в—руль высоты и элероны в нейтральном положении; г—органы управления в положении «на вывод»; д—нулевая скорость рыскания

Рис. 3. Классический нормальный штопор (летные испытания)

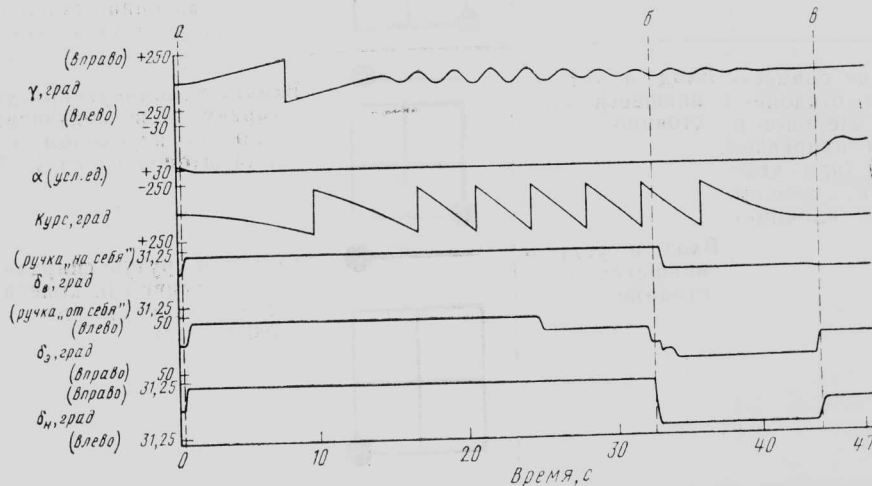
Результаты летных испытаний показывают, что уменьшение интенсивности штопора происходит постепенно в начале вращения и очень быстро в последние 1/4 витка (когда скорость вращения достигнет величины ~ 40 град/с). Поэтому моделирование штопора при выводе было разделено на две фазы:

а) Скорость вращения > 40 град/с

$$\gamma_{ai+1} = \gamma_{ai} - \gamma_{ai} \frac{\Delta t'}{T_r + T_f}, \quad (7)$$

$$\gamma_{i+1} = \gamma_{ai+1} \sin \frac{2\pi(t_{i+1} - t^*)}{T_\gamma} \text{sign}(-\delta_{н.о}), \quad (8)$$

где $\Delta t' = \Delta t \frac{N_{\text{опт}}}{N}$, $N_{\text{опт}}$, N — число витков до вы-



а—органы управления в положении: «по штопору»; б—органы управления в положении «на вывод»; в—рулевая скорость рыскания

Рис. 4. Классический нормальный штопор (моделирование)

летчиков распознаванию характеристик штопора по приборам, так как хорошо известно, что летчик может быть дезориентирован, если использует в качестве внешней информации линию горизонта.

Летчики-инструкторы ВМС, ознакомившись со стендом, отметили следующие основные недостатки: невозможность моделирования перевернутого штопора и моделирование ввода в штопор только из горизонтального полета. Тем не менее было решено включить моделирование штопора в программу летной подготовки летчиков на тренажере с целью практической оценки его эффективности, перед тем как дать какие-то рекомендации по дальнейшему совершенствованию стендового экспери-

мента. Стенд начал использоваться на авиационной базе в Меридиане в программе предполетной подготовки летчиков-курсантов. После нескольких месяцев работы летчики-инструкторы отмечали существенное повышение качества процесса по отработке выхода из нормального штопора. По-прежнему основные недостатки стенда заключались в невозможности воспроизвести наиболее опасные дезориентирующие режимы — вход в штопор при маневрировании с перегрузкой больше единицы и перевернутый штопор — и в ограниченной подвижности стенда.

Референт Ю. Б. Дубов.

УДК 629.735.33.018.3

ПРОБЛЕМЫ ВОСПРОИЗВЕДЕНИЯ ФИЗИОЛОГИЧЕСКИХ ЭФФЕКТОВ ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ НА ПИЛОТАЖНОМ СТЕНДЕ*

Наряду с расширением использования пилотажных стендов для тренировки летчиков увеличивается объем стендовой отработки режимов маневрирования. Для обеспечения подобия между полетом и моделированием на стенде необходимо воспроизводить целый ряд факторов, в том числе и физиологические воздействия перегрузок на организм человека. Обычно перегрузки (вернее их начальная стадия) обеспечиваются системами подвижности стенда. В отдельных случаях для моделирования постоянно действующих перегрузок предпринимались попытки использования гравитационной составляющей. В настоящее время для этих целей применяются специальные кресла и противоперегрузочные костюмы. Разработана система нагружения шлема, существенно улучшившая воспроизведение условий полета. Однако следует отметить, что эти средства обеспечивали воздействие главным образом на вестибулярные и соматические рецепторные системы, реакции других физиологических систем долгое время игнорировались.

Воздействие на сердечно-сосудистую систему. Основная инерционная сила действует на летчика в направлении голова — ноги. На современных высокоманевренных самолетах с малой нагрузкой на крыло достижимы нормальные перегрузки ~ 12 . Отрицательные перегрузки в полете встречаются гораздо реже и обычно не превышают — 3 из-за ограничений, накладываемых прочностью конструкции самолета и переносимостью их летчиком. Продольная перегрузка n_x имеет пределы $\pm 2,5$, но чаще всего лежит в диапазоне ± 1 ; исключение составляют самолеты, запускаемые с катапульты, или самолеты, совершающие посадку с использованием аэрофинишера. Боковая перегрузка достигает значений $\pm 1,5$, но обычно лежит в диапазоне $\pm 0,25$.

Большие нормальные перегрузки, возникающие при интенсивном маневрировании самолета, оказы-

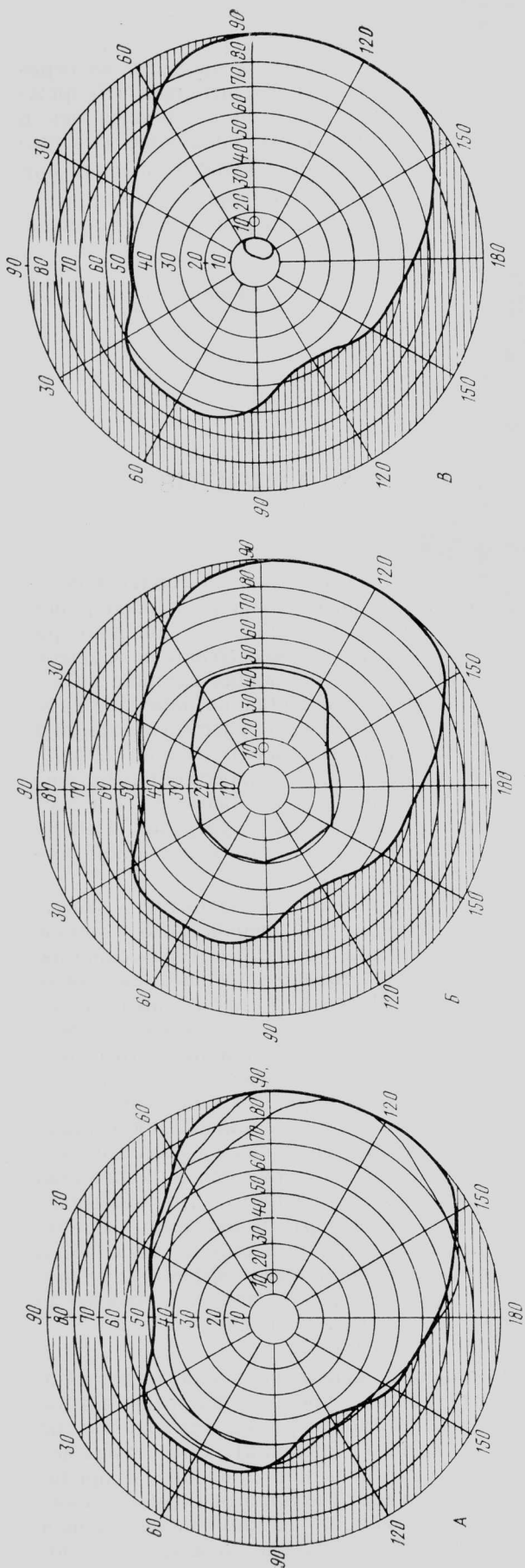
вают очень тяжелое воздействие на сердечно-сосудистую систему: ухудшают процесс кровообращения, приводят к прогрессирующему ухудшению зрения и способны вызвать потерю сознания. Существует много факторов, оказывающих влияние на динамику сосудистой системы. Однако наиболее важным, с точки зрения проблемы, рассматриваемой в этой статье, является гидростатический эффект. Гидростатическое давление пропорционально расстоянию по вертикали выше и ниже сердца и весу крови в сосудах. Воздействие перегрузок и инерционность массы крови и являются причиной описываемых явлений.

Как показали ранние исследования, такие симптомы, как потеря периферического зрения, появление серой пелены в глазах, потеря сознания, могут быть объяснены только уменьшением притока крови к голове. Несколько упрощенный взгляд на сердечно-сосудистые явления, связанные с воздействием перегрузки n_y , состоит в том, что гидростатическое давление в ногах увеличивается, сосуды беспрепятственно расширяются и большая часть крови из верхней части тела перемещается в нижерасположенные сосуды. Поскольку венозный возврат крови уменьшается, снижается и количество крови, перекачиваемой сердцем, что вызывает уменьшение давления в аорте и сосудах, лежащих выше сердца. Более подробный анализ включает в себя рассмотрение инерционных эффектов, гидростатических и ортостатических явлений, изменение рефлекторной активности сердечно-сосудистой и центральной нервной системы.

Для нормального кровообращения в сетчатке глаз требуется, чтобы на уровне глаз артериальное давление превышало 20 мм рт. ст. (независимо от уменьшения венозного давления). Это позволяет компенсировать внутриглазное давление и предохранить артерии и вены от коллапса. Если давление крови в глазном яблоке падает ниже уровня 20 мм рт. ст., наступает сужение поля зрения и потемнение в глазах. Вслед за потерей периферического зрения (появление серой пелены в глазах)

* Cardullo F. M. Physiological effects of high-g flight their impact on flight simulator design.

AIAA Paper N 81-0986.



А. Под действием положительной перегрузки 2,6 поле зрения практически не изменилось.
 Б. Изменение поля зрения под действием положительной перегрузки 3,0 (появление серой пелены в глазах и потеря периферического зрения).
 В. Поле зрения перед наступлением полного потемнения в глазах.

Рис. 1. Влияние перегрузки на зрение летчика

наступает полное потемнение в глазах, а затем и потеря сознания.

При отрицательной перегрузке кровь из нижних частей тела перемещается по направлению к голове, переполая мягкие ткани лица и шеи. Это может вызвать кровоизлияние в соединительную ткань, что иногда проявляется в виде кровоподтеков. Приток крови в верхнюю часть тела вызывает ощущение наполнения головы и боли лица и глаз.

Перегрузка в направлении грудь — спина практически не оказывает никакого влияния на сердечно-сосудистую систему в диапазоне величин n_x , характерных для современных реактивных самолетов.

Влияние больших перегрузок на зрение. Основным физиологическим эффектом, связанным с полетом при больших перегрузках, является ухудшение зрения. Это ограничивает возможность использования летчиком максимальных маневренных возможностей самолета. Если у летчика наступает «потемнение в глазах», он вынужден выйти из боя, либо по крайней мере уменьшить перегрузку. Следует отметить, что в момент, когда происходит «потемнение в глазах», наблюдается только потеря зрения, но не сознания. Для того чтобы понять причину, которая поражает зрение под действием больших перегрузок, необходимо представлять распределение крови в сетчатке глаза. Главная артерия входит в область оптического диска глазного яблока, затем она разветвляется на мелкие сосуды, идущие к периферии глазной сетчатки: давление крови падает с уменьшением размеров сосудов. Уменьшение давления крови в артерии, питающей глаз, сказывается вначале на периферии, а затем по мере падения давления распространяется внутрь глазной сетчатки. Одновременно с уменьшением давления происходит потеря визуальной активности.

Явление, происходящее при резком падении давления в кровеносной системе, вызванном перегрузкой n_y , часто называют концентрическим сужением поля зрения («туннельное зрение»). Рис. 1 иллюстрирует сужение поля зрения правого глаза в зависимости от величины перегрузки. Эллиптическая область справа от точки фиксации (центра диаграммы) — оптический диск или «слепое пятно». У летчика сначала постепенно ухудшается периферическое зрение (появление серой пелены в глазах), а затем следует полная потеря зрения (потемнение в глазах — «черная пелена»). Для того чтобы определить связь между n_y и активностью зрения, необходимо разработать математическую модель соответствующих физиологических явлений.

Предлагаются четыре способа моделирования ухудшения зрения под влиянием больших перегрузок. В первом способе используется воздействие отрицательного давления на нижнюю часть тела LBNP (Lower Body Negative Pressure) для того, чтобы стимулировать сердечно-сосудистые эффекты, описанные ранее и приводящие к визуальным эффектам, вызванным недостаточным кровоснабжением сетчатки глаза. Второй способ основан на методе офтальмодинамометрии для уменьшения притока крови в сетчатку. В третьем способе меняется картина воспроизводимого внекабинного пространства в соответствии с особенностями «туннельного зрения». И, наконец, в четвертом способе предлагается использовать жидкие кристаллы в регули-

руемых транспарантах, размещенных на лицевой части шлема летчика.

Первые эксперименты для изучения влияния пониженного давления на разные части тела проводились еще в 1841 г. В этих работах создавалась локальная гиперемия, вызывающая отток крови из данного органа или части тела. Впоследствии, когда действию пониженного давления подвергались большие поверхности тела, было отмечено, что в экстремальных случаях это вызывает обморок на время, достаточное для проведения хирургических операций.

Недавно метод воздействия пониженным давлением на нижнюю часть тела был использован на орбитальной станции «Скайлэб» для компенсации эффектов в сердечно-сосудистой системе, вызванных длительным пребыванием в невесомости.

В 1976 г. Говард первый предложил использовать метод LBNP на пилотажных стендах, обосновав это тем, что визуальные явления, возникающие при полете с большими перегрузками, могут быть воспроизведены в наземных условиях посредством искусственного уменьшения возврата крови из вен ног. Поскольку до настоящего времени никаких исследований, связанных с применением метода LBNP на пилотажных стендах, не проводилось, для подтверждения гипотезы Говарда были использованы материалы, полученные для других целей. Основной недостаток имеющихся данных заключался в отсутствии информации о динамике процессов, происходящих при кратковременном воздействии пониженного давления, хотя известно, что через 10 мин происходит значительное понижение кровяного давления. Возможно, большее понижение давления приведет и к более заметным эффектам. Другие данные указывают на то, что давления — 80 мм рт. ст. достаточно для того, чтобы вызвать симптомы надвигающегося обморока. Показано также, что этот уровень вызывает падение систолического (в момент сокращения сердца) давления на 37%.

Уровень давления, мм рт. ст.	0, —25, —40, —60, —80
Уменьшение систолического давления, %	0, 12, 23, 32, 37

Основываясь на том факте, что ухудшение зрения в полете наступает обычно уже при перегрузке ~5, можно предположить, что давление — 80 мм рт. ст. является приблизительно тем уровнем, который необходим для моделирования полета с пятикратной перегрузкой. Поскольку перегрузка может изменяться со скоростью 10 ед./с, для воспроизведения этой динамики на стенде необходимо обеспечить изменение давления крови со скоростью 180 мм рт. ст./с. В связи с этим возникает вопрос: можно ли изменять давление крови с такой скоростью? Создание устройства для воздействия отрицательного давления на человека представляет собой довольно трудную задачу как с точки зрения обеспечения безопасности эксперимента, так и с точки зрения значительного усложнения пилотажного стенда. Кроме того, при этом необходим прибор для непрерывного дистанционного измерения кровяного давления. Все это вместе делает сомнительным создание пригодного устройства для реализации этого способа.

Как отмечалось выше, нарушение зрения — явление серой пелены и потемнение в глазах — связано с перегрузкой n_y и объясняется падением уровня артериального давления в сосудах глаз. Через несколько секунд после того, как давление в артерии, питающей сетчатку, падает ниже внутриглазного давления (p_i), происходит ухудшение зрения. В ряде экспериментов, использующих офтальмодинамометрию, искусственно поднималось внутриглазное давление до значений, равных или превосходящих давление в артерии, питающей сетчатку. Для того чтобы продемонстрировать идентичность визуальных явлений, вызываемых влиянием перегрузки и увеличением p_i , используются специальные очки, которые искусственно поднимают внутриглазное давление за счет подвода к глазным яблокам избыточного давления воздуха. Эксперименты с такими очками и на центрифуге продемонстрировали совпадение анатомических состояний, соответствующих появлению «серой пелены».

Ламберт в своем кратком докладе в 1945 г. первый непосредственно продемонстрировал, что физиологическая причина потемнения в глазах под воздействием ускорения может быть объяснена и воспроизведена с помощью повышения внутриокулярного давления методами офтальмодинамометрии. Он установил, что визуальные эффекты, возникающие под действием ускорения и приложенного внешнего давления, зависят только от разницы давления в кровеносной системе на уровне глаз и приложенного внешнего давления, например, с помощью плетизмографических очков. Он назвал эту разницу давлений эффективным систолическим артериальным давлением (Δp) и показал, что видимое поле неизменно при Δp в диапазоне от 30 до 49 мм рт. ст.; периферическое зрение теряется в диапазоне $\Delta p = 20 - 32$ мм рт. ст.; потемнение в глазах наступает, когда Δp изменяется от 0 до 21 мм рт. ст. Позднее он пришел к выводу, что динамика развития визуальных явлений была одинакова как при применении внешнего давления, так и при воздействии перегрузок n_y на центрифуге. Специфические изменения видимого поля и остроты зрения во время офтальмодинамометрии, использующей очки с повышенным давлением, как было опубликовано, очевидно, идентичны тем, которые наблюдались при воздействии перегрузки n_y на центрифуге.

Раньше офтальмодинамометрия проводилась с помощью тонометра — прибора, который в клинических условиях позволяет поднимать глазное давление. Недавно сообщалось, что в США испытывались очки, создающие на глазных яблоках избыточное давление, обеспечивающие более широкое поле зрения по сравнению с обычными тонометрами и дающие возможность наблюдать сетчатку глаза. Разработанное устройство состоит из двух отдельных наполненных газом камер, заделанных в маску и плотно подгоняемых к периферии глазных впадин. Наполняемые газом камеры размещаются также между головной повязкой и затылочной частью головы и служат для создания противодавления с целью уменьшения дискомфорта и обеспечения лучшей подгонки очков. Крепятся эти очки с помощью ремней и могут создать давление до 200 мм рт. ст. Проведенные с использованием

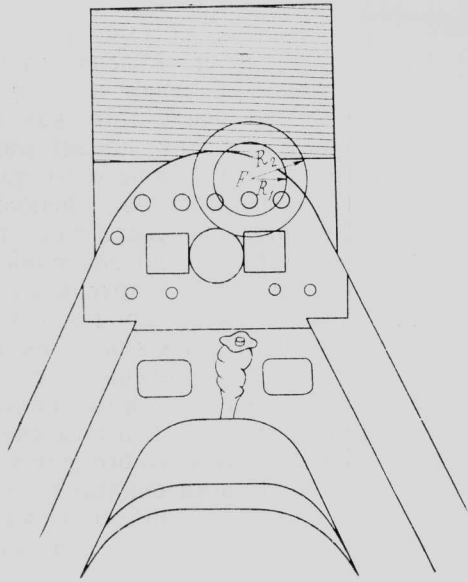
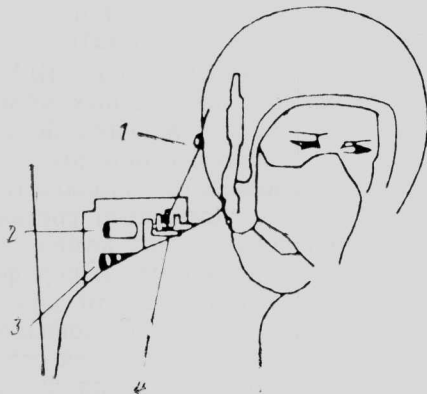


Рис. 2. Кабина с экраном для проведения эксперимента

таких очков исследования показали, что появление «серой пелены» в глазах происходит при превышении уровня диастолического давления на 8—25 мм рт. ст. Описанное выше устройство затем было модифицировано применительно к использованию на пилотажных стендах.

Третий метод изменения визуальной картины, наблюдаемой летчиком из кабины стенда, основан на концентрическом сужении поля зрения. Несколько попыток применения этого метода предпринималось и ранее, но без особого успеха. Для моделирования «туннельного» зрения наиболее целесообразно воспроизведение визуальной обстановки в областях, ограниченных концентрическими окружностями. Центры этих окружностей находятся на линии визирования, определяемой с помощью окулометра. Это — один из аспектов, которым ранее пренебрегали, и этим объясняются прежние неудачи с реализацией данного метода. Необходимо использовать два алгоритма: один для управления освещенностью приборов, другой для определения ухудшения видимости внекабинного пространства. При этом одной из наиболее сложных задач является определение правильного сочетания освещенности интерьера кабины и экрана (рис. 2).



1—точка крепления троса; 2—датчик усилий; 3—мотор; 4—блок
Рис. 3. Устройство загрузки шлема

Последний из рассматриваемых методов имитации действия больших перегрузок основан на использовании смотрового щитка с регулируемым транспарантом. Направление взора летчика непрерывно определяется окулометром, и концентрическое сужение поля зрения центрируется к линии взора. Для изменения прозрачности защитного щитка используются жидкие кристаллы, которые размещены между двумя прозрачными, проводящими электрический ток пластинами, и их оптические характеристики меняются при изменении прикладываемого напряжения. Хотя этот метод и является перспективным, поскольку приводит к малым искажениям при воспроизведении визуальной обстановки и не накладывает никаких ограничений на снаряжение, он требует разработки ряда технических новинок. Одна из них — «сендвич» из жидких кристаллов в изогнутой пластине защитного щитка. Другая трудность заключается в создании управляемых матриц из элементов на жидких кристаллах.

Воздействие на скелетно-мышечную систему. Определяется движением конечностей, головы и шеи, а также шлема относительно головы. Эти эффекты в отмеченной иерархической последовательности очень важны при моделировании больших перегрузок, поскольку летчик ощущает их раньше, чем ухудшение зрения.

Нагружение конечностей, вызванное инерционными силами, дает летчику важную информацию об условиях полета. Кроме того, силы, возникающие при полете с большими перегрузками, ограничивают возможность выполнения некоторых заданий. Отмечается, что при перегрузке $\approx +2$ летчик может лишь слегка приподняться с сиденья, при $n_y \approx 3$ почти невозможно поднять ногу, при $n_y \approx 6$ рука может быть поднята едва выше головы, при $n_y \approx 8$ рука не может быть поднята даже до горизонтального положения.

Инерционному движению головы препятствует мускулатура головы и шеи, которая имеет рецепторы, воспринимающие внешние смещающие силы. Эти рецепторы того же типа, что и рецепторы, воспринимающие другие нагрузки, описанные выше. Динамика системы голова—шея моделировалась несколькими авторами по принципу перевернутого маятника. Эта модель может быть использована как рабочий инструмент в исследовании системы голова—шея. В дополнение к мускульным рецепторам движение головы ощущается и через вестибулярный аппарат. Имеющиеся данные о движении головы и шеи под действием перегрузки показывают, что кивок головы представляет собой довольно сложное движение, зависящее от условий эксперимента и физических данных летчика. Оказалось, что имеется тенденция к промаху при возвращении головы после кивка к положению, соответствующему $n_y \approx 1$. Предполагается также, что движение головы не зависит от веса шлема.

Имеющиеся данные показывают, что под действием перегрузки n_y не возникает существенного вращения головы по крену и рысканию. При изменении перегрузки от 1 до 6 голова в среднем наклоняется на 2° , а линия глаз опускается на 50 мм; 1/6 часть этого смещения вызвана наклоном головы вперед, а остальная часть — сжатием шеи и позвоночного столба. Указанные перемещения ли-

нейны по перегрузке. Моделирование этих эффектов на пилотажном стенде было проведено в НИЦ им. Лэнгли (NASA).

На рис. 3 показано устройство загрузки шлема, применяемое на неподвижном пилотажном стенде DMS (Differential Maneuvering Simulator). Два небольших троса, укрепленные на ремнях на уровне лопаток, обеспечивают ослабление ремней по мере того, как возрастает сила, действующая на шлем при положительных перегрузках. Свобода движения головы обеспечивается запасом троса, намотанного на барабан мотора. Устройство отмасштабировано так, что воспроизводит 2/3 нагрузки, действующей на шлем в полете с перегрузкой ≈ 6 , когда суммарная сила достигает величины ~ 4 кг. Использование датчиков обратной связи по усилению позволяет летчику двигаться при одновременном сохранении соответствующей нагрузки на шлем.

Из результатов исследований следует, что загрузка шлема оказывает заметное влияние на систему пилот—стенд. Позже на основании субъективных данных было установлено, что ощущения, создаваемые применением загрузки шлема, близки к реальным, а задержка по времени в работе устройства незначительна. Однако оценки летчиков по влиянию шлема на их работу были противоречивы. Для обеспечения безопасности пилота на шлеме применяются легко открывающиеся защелки; ограничение по току, напряжению и миниатюрность мотора гарантируют отсутствие чрезмерных нагрузок. В качестве недостатка этой системы можно отметить невозможность реализации наклона головы вниз, что имеет место в реальных условиях при воздействии перегрузки n_y . Однако добавлением еще одного мотора и точки крепления у основания шлема можно устранить этот недостаток. Хотя к настоящему времени нет данных, подтверждающих необходимость такого моделирования, очевидно, что движение головы происходит и по этой степени свободы.

Тактильные ощущения необходимо принимать во внимание как важную информацию для летчика, позволяющую ощущать перегрузки. При выполнении полета с большими перегрузками тактильные ощущения воспринимаются летчиком по его смещению относительно сидения, через наколенные и

плечевые ремни и по смещению кислородной маски. Эти воздействия могут быть разделены на две категории, действующие перпендикулярно и тангенциально к коже. Последние условно можно трактовать как «сдирающие» с кожи различные предметы, такие как, например, кислородную маску, плечевой или наколенный ремень и т. д.

В прошлом главное направление в развитии моделирования тактильных ощущений было связано с воспроизведением воздействий на вестибулярный аппарат, что привело к разработке систем имитации линейных ускорений (так называемое G-кресло) и усовершенствованию систем моделирования с использованием противоперегрузочных костюмов. В настоящее время пока мало экспериментальных данных, касающихся работы различных тактильных рецепторов. Интуитивно полагают, что интенсивность воздействия перегрузки на эти рецепторы увеличивается с увеличением ее уровня. Однако при этом остается неизвестной функциональная связь, которую нужно применять для правильного воспроизведения ощущений.

В теоретических работах предложена модель рецепторов давления. Однако очень мало сделано в области кожных рецепторов давления и касательных усилий, что затрудняет разработку требований к моделированию этих явлений.

Воздействие на органы дыхания. Как отмечалось ранее, доминирующее физиологическое влияние большие перегрузки оказывают на сердечно-сосудистую систему. Было установлено, что даже средняя по уровню перегрузка, действующая продолжительное время, может вызвать нежелательные симптомы из-за уменьшения подачи кислорода. Влияние перегрузки n_y на систему дыхания, вообще говоря, менее драматично, чем на сердечно-сосудистую систему. Однако ситуация становится противоположной при действии перегрузки n_x . Под влиянием направленного вперед ускорения трудности в дыхании наступают гораздо раньше каких-либо нарушений в работе сердечно-сосудистой системы. Инерционная нагрузка на грудную клетку вызывает повышение расхода физической энергии, потребной для расширения грудной клетки, и тем

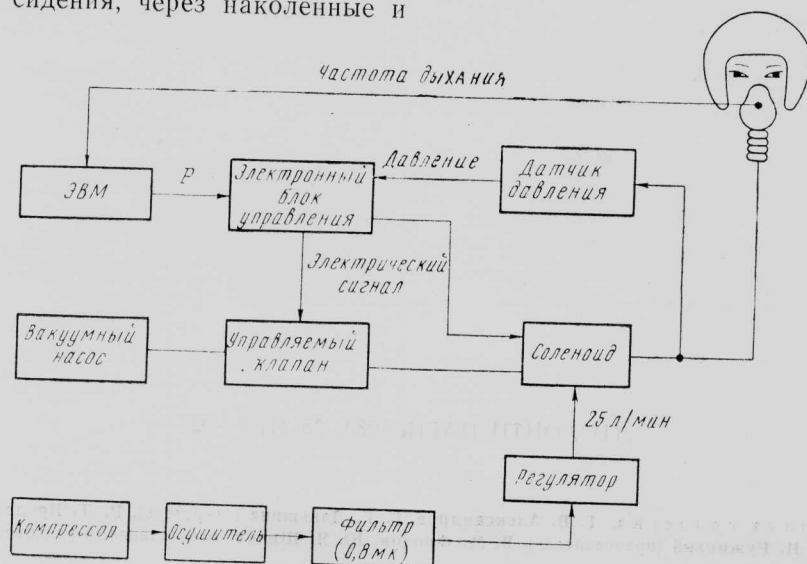


Рис. 4. Система дыхательной маски

самым ведет к уменьшению глубины дыхания. Это явление наряду с существенным увеличением эффективной мертвой зоны дыхания и значительной разницей между вентилируемой и застойной зонами легких делает газообмен неэффективным и вызывает гипоксию даже при вдыхании чистого кислорода. С появлением наклонных перегрузки n_y на сердечно-сосудистую систему, компонент ускорения вдоль физиологической оси x увеличивается и поэтому его влияние становится более заметным.

Несмотря на то, что респираторные эффекты, вызванные влиянием перегрузки n_y , менее существенны по сравнению с сердечно-сосудистыми эффектами, о них следует помнить, поскольку они затрудняют вдох и вызывают задержку дыхания, что приводит к падению насыщения крови кислородом. При действии перегрузки n_x респираторные эффекты играют главную роль. Стесненность грудной клетки и боли наряду с затрудненностью дыхания начинаются при $n_x \approx 5$, увеличиваются с ростом ускорения и при $n_x \approx 12$ становятся невыносимыми. Моделирование подобных ощущений может

быть проведено с помощью специального устройства, которое уменьшает давление воздуха в дыхательной маске, заставляя летчика дышать чаще для компенсации недостатка дозирования кислорода. Понижение давления воздуха, используемого для дыхания, приводит к тем же физиологическим эффектам, что и при действии перегрузки n_x . Блок-схема подобной системы приведена на рис. 4.

Для имитации действия ускорения, меньшего или равного 1, в маску подается воздух с давлением ниже атмосферного на $36 \cdot 10^{-4}$ кгс/см², а при ускорении, превышающем 1, давление уменьшается с градиентом $70 \cdot 10^{-4}$ кгс/см² на единицу перегрузки. Это будет приводить к учащению дыхания, что в свою очередь вызовет некоторое стеснение грудной клетки и боль. Безопасность системы гарантируется за счет введения датчика-расходомера в систему управления и электромагнитного клапана, срабатывающего при уменьшении скорости дыхания ниже порогового значения — двух вдохов в минуту. Кроме того, маска может легко сниматься летчиком.

Референты Ю. Б. Дубов, А. В. Новиков.

„ТИ“, ОНТИ ЦАГИ, 1983, № 11, 1—32.

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

Технический редактор В. Н. Добровольская

Корректор И. И. Паскалов

Сдано в набор 27.04.83.
Высокая печать.

Подписано в печать 04.07.83.
Бум. л. 2.
Усл. печ. л. 4.

Формат бумаги 60×90^{1/8}.
Уч.-изд. л. 4,96.

Типографская № 1.
Тираж 2797 экз.

Литературная гарнитура.
Цена 75 коп.

Типография ЦАГИ. Зак. 1781.

