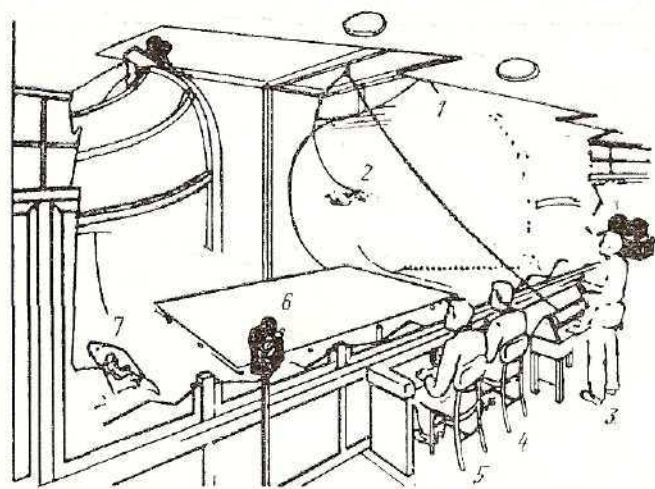


1— модель крыла; 2—шариковые подшипники; 3—потенциометр
Рис. 3. Схема установки с одной степенью свободы движения (относительно продольной осп)

Обе модели подвергались испытаниям с целью визуализации течений с использованием шелковинок и подсвеченных -пузырьков гелия. Использование шелковинок позволяет установить характер поверхностных течений, а применение пузырьков гелия обеспечивает объемную визуализацию структуры течения вблизи модели и в особенности вихревых течений.

После завершения весовых испытаний модель в (Масштабе 16% была подготовлена для испытаний в свободном полете и была снабжена балластными грузами для достижения необходимого подобия по массовым и инерционным характеристикам (рис. 4). Испытания свободнолетящей модели проводились в диапазоне углов атаки от 13° до 40° , при этом динамический напор в АДТ изменялся от 526 до 192 Па.

Управление моделью осуществлялось при помощи дистанционной системы управления тремя летчиками-операторами, запятыми продольным управлением, боковым управлением (по крепу и рыскапию) и управлением тягой. Оператор кабельной лебедки контролировал положение кабеля связи с оборудованием АДТ и выбирал его длину в соответствии с перемещениями модели. Законы управ-



1—кабель питания и дистанционного управления; 2—предохранительный кабель; 3—оператор предохранительного кабеля; 4—оператор энергетических систем; 5—оператор, управляющий движением модели по тангажу; 6—нижняя стенка рабочей части АДТ; 7—оператор, управляющий движением модели по крену и рыскапию

Рис. 4. Оборудование для испытаний свободнолетящей модели

ления полетом для летающей модели запрограммированы в мини-ЭВМ, работающей в режиме реального времени. ЭВМ, управляющая полетом, и регистрирующая аппаратура располагаются в помещении на антресолях ЛДТ. Результаты испытаний представлялись в виде комментариев летчиков, записей измерения параметров во времени и кинофильмов о поведении модели в полете. Обычно испытания начинались при малых углах атаки (менее 20°), при которых модель легко поддается управлению. Затем угол атаки увеличивался в определенной последовательности при уменьшении скорости потока в трубе и перебалансировке модели в соответствии с измененным углом атаки. Обычно угол атаки увеличивался до тех пор, пока модель не достигала предельной балансировки по тангажу, или до тех пор, пока не начинались нерегулируемые движения модели.

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Ниже представлены результаты статических и динамических испытаний базовой конфигурации модели/ Эта конфигурация предназначается для полета на углах атаки больше 15° . При обсуждении этих результатов акцент делался на изучении влияния, которое оказывают отдельные элементы схемы Х-29А (носовая часть фюзеляжа, переднее горизонтальное оперение и крыло) на аэродинамическую устойчивость всей компоновки. Проводилось сравнение с характеристиками F-5А при больших углах атаки для выделения тех аэродинамических свойств самолета Х-29А, которые являются следствием особенностей компоновки переднего оперения и формы крыла в плане.

Устойчивость и управляемость при продольном движении. При анализе характеристик продольной устойчивости и управляемости самолета Х-29А важно было оценить ервкные характеристики крыла и интерференционное влияние переднего горизонтального оперения. Для облегчения оценки эффектов, создаваемых отдельно передним горизонтальным оперением и крылом, были получены данные сначала для комбинации крыло—фюзеляж (без переднего горизонтального оперения), а затем данные, отражающие влияние переднего горизонтального оперения. В соответствии с этим на рис. 5 представлены характеристики подъемной силы и продольного момента самолета базовой конфигурации с передним горизонтальным оперением и без него и сравнение их с характеристиками самолета F-6А. Наибольшая подъемная сила самолета Х-29А обеспечивается большими отклонениями механизации крыла и хвостовых щитков (данные F-5А представлены для нулевого отклонения). Визуализация обтекания модели самолета Х-29А с помощью шелковинок показала, что при крыле данной формы в плане срыв потока на крыле при малых углах атаки характеризуется течением по размаху крыла от его концов вдоль задней кромки. С увеличением угла атаки срыв потока в корневой части крыла распространяется вперед к внешним частям крыла.

Для обеих конфигураций (Х-29А и F-5А) область срыва потока лежит в диапазоне углов атаки от 10° до 25° . Производная зависимости подъемной силы от угла атаки (для конфигурации без переднего горизонтального оперения) приближается к