

Экспериментальные исследования модели самолета Анатра-2

Национальный авиационный университет

Введение

Объектом экспериментальных исследований является модель самолета Анатра-2 [1] в масштабе 1:6.

Исследования проведены в аэродинамической трубе ТАД-2 НАУ с рабочей частью прямоугольного течения размером 4,0 × 2,5 м и длиной 5,5 м. Максимальная скорость 42 м/с. Мощность двигателей 660 кВт (рис. 1).

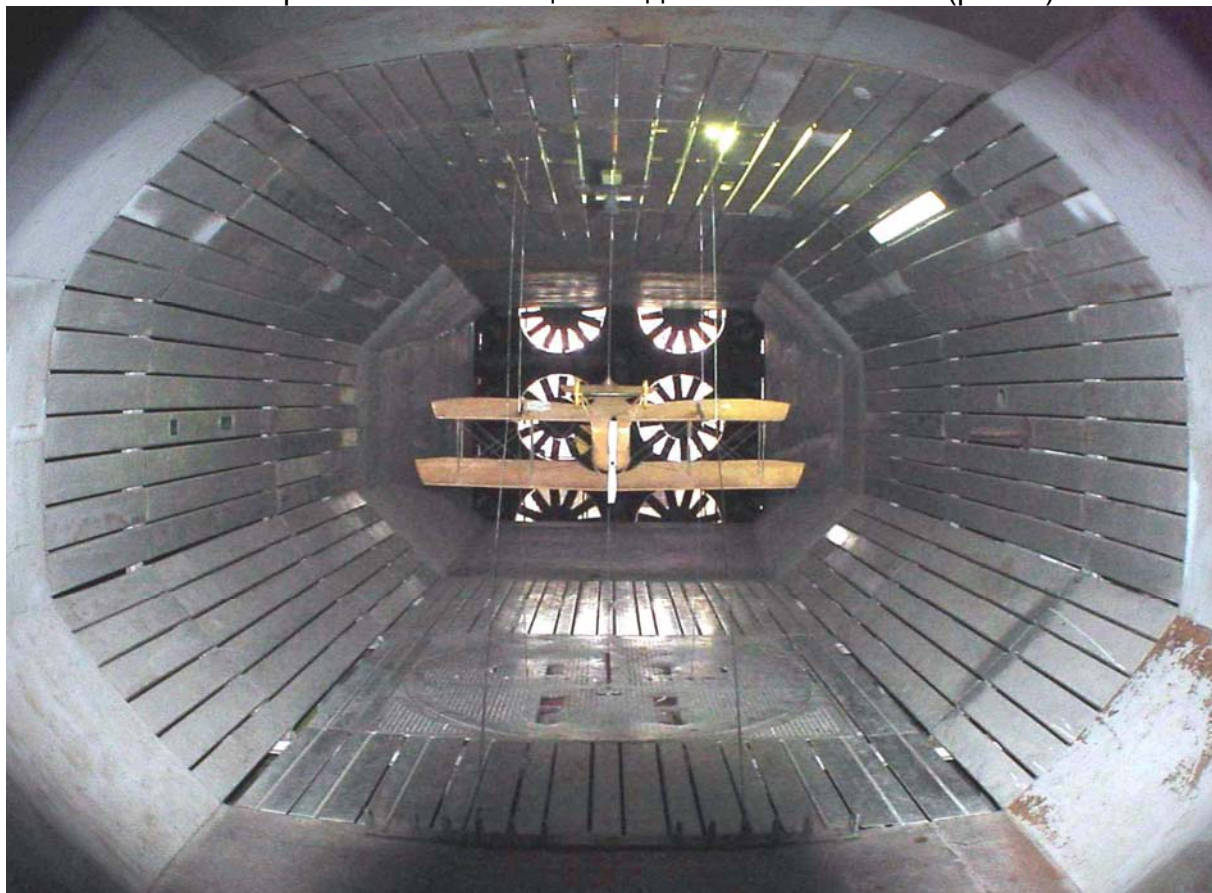


Рисунок 1 – Модель самолета Анатра-2 в аэродинамической трубе ТАД-2 НАУ

Система измерений состоит из шестикомпонентных тензометрических весов с тензометром «Луч» производства ЦАГИ с тремя блоками двухканальных усилителей 2УНТМ-1. Диапазон излучений от 200 до 400 Н. Скорость измеряется с помощью датчика ИКД6ТДФ-0.016. Измерение углов установки модели осуществлялось аппаратурой Ф-5071.

Выходные сигналы датчиков преобразовывались с помощью ПЭВМ с платой расширения PCLab.Card-711, которая содержит 8-ми канальный мультиплексор и 12-ти разрядный 25 мкс АЦП. Инструментальная погрешность не превышает нормального значения в 1%, доверительная вероятность 0,99.

Погрешность определения аэродинамических коэффициентов не выше 5%.

Важной характеристикой точности испытаний в аэродинамических трубах является воспроизводимость результатов.

Результаты продувок в начале исследований и в конце совпадали удовлетворительно.

Для моделирования аэродинамических характеристик число Рейнольдса составляло 5×10^5 , скорость потока 25 м/с.

Исследование продольных характеристик самолета Анатра-2

Существенным с точки зрения безопасности полетов является протекание изменения подъемной силы в зоне больших углов атаки. Необходимо добиваться плавного изменения коэффициента подъемной силы в докритической зоне, а также медленного и плавного изменения коэффициента в закритической области углов атаки.

Выбор профиля Блерио [1] для самолета Анатра оказался удачным, что демонстрируется на рис. 2. Здесь видно, что даже при больших перекадках руля высоты изменение коэффициента подъемной силы в закритической области остается плавным.

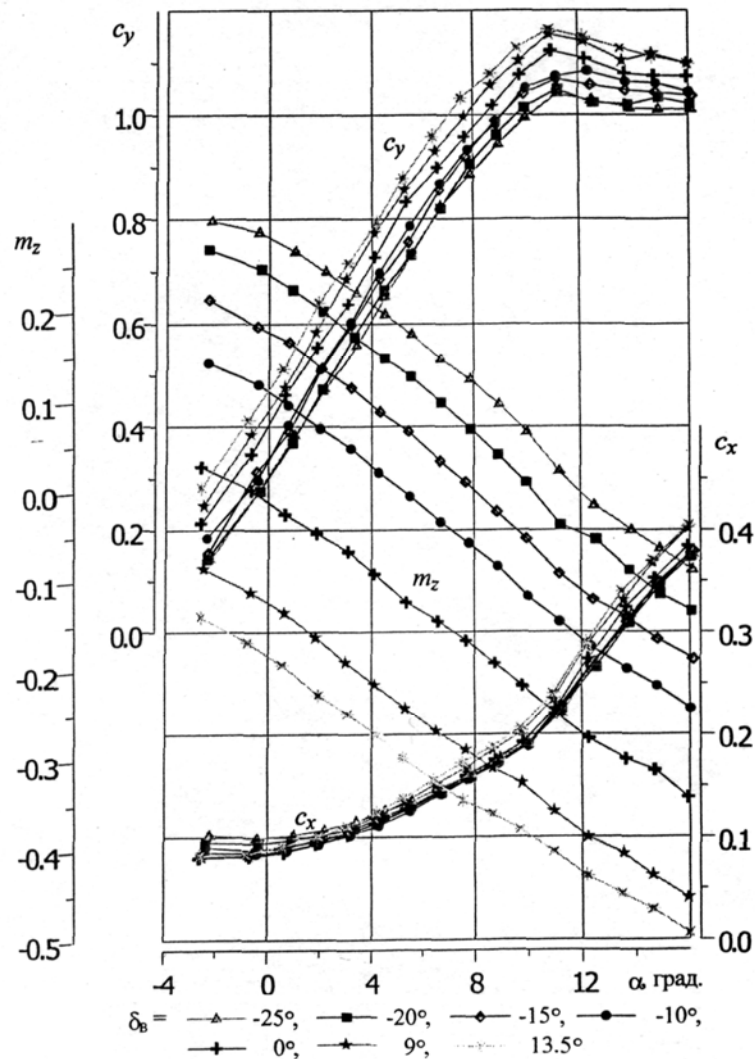


Рисунок 2 – Зависимость продольных характеристик модели самолета Анатра-2 от угла атаки при отклонении руля высоты; $\varphi_{ст} = -2^\circ$.

Оказалось, что изменение коэффициента сопротивления мало изменяется от отклонения руля высоты (рис. 2). Однако максимальное аэродинамическое качество изменяется при отклонении руля высоты на 20-25° на единицу (рис. 3). Рекомендуется ограничить отклонения руля высоты на 10-15°. На посадке необходимо учитывать, что отклонение руля высоты может привести к грубой посадке при выдерживании постоянной скорости. Желательно посадку производить на скорости не менее рекомендуемой [2] либо большей.

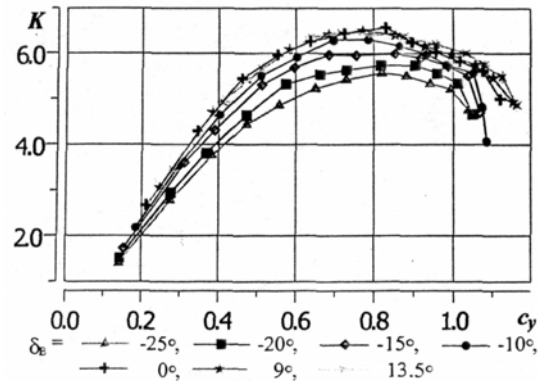


Рисунок 3 – Зависимость аэродинамического качества от коэффициента продольной силы модели самолета Анатра-2 при различных отклонении руля высоты; $\varphi_{ст} = -2^\circ$.

Изменение коэффициента продольного момента по углу атаки имеет незначительную нелинейность во всем диапазоне углов атаки, исследованном в аэродинамической трубе от -3° до $+21^\circ$ при различных отклонениях руля высоты, элеронов (рис. 4) и руля направления (рис. 5). Продольная статическая устойчивость сохраняется также на критических и, что очень важно, на закритических углах атаки. Фокус самолета Анатра-2 в диапазоне летных углов атаки равен 52,6% средней геометрической хорды бипланной коробки, равной 1,52 м относительно носика бортового сечения нижнего крыла. Практически для настройки центровки самолета желательно перемещать бипланную коробку крыльев по конструкции крепления крыла к фюзеляжу.

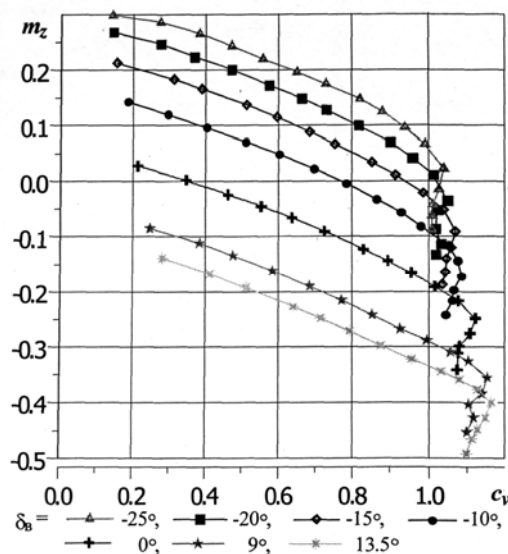


Рисунок 4 – Зависимость момента тангажа от коэффициента подъемной силы модели самолета Анатра-2 при различных отклонении руля высоты; $\varphi_{ст} = -2^\circ$.

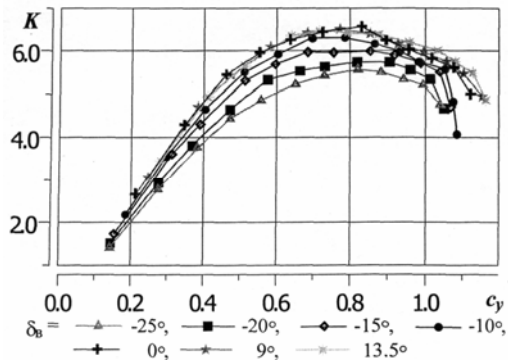


Рисунок 5 – Зависимость аэродинамического качества от коэффициента подъемной силы модели самолета Анатра-2 при различных отклонении руля высоты; $\varphi_{ст} = -2^{\circ}$.

Существенным для балансировки самолета является угол установки горизонтального оперения. Проведены специальные исследования сходов потока у горизонтального оперения в зависимости от углов атаки бипланной коробки. Истинный угол атаки горизонтального оперения в зависимости от угла атаки корневого сечения нижнего крыла бипланной коробки изменяется линейно от 2° угла атаки, где он равен 10° , до 14° при угле атаки 10° .

Исследование боковых характеристик устойчивости и управляемости

Элероны, имеющие большую площадь, оказывают существенное влияние на сопротивление и продольный момент, что видно по рис. 6.

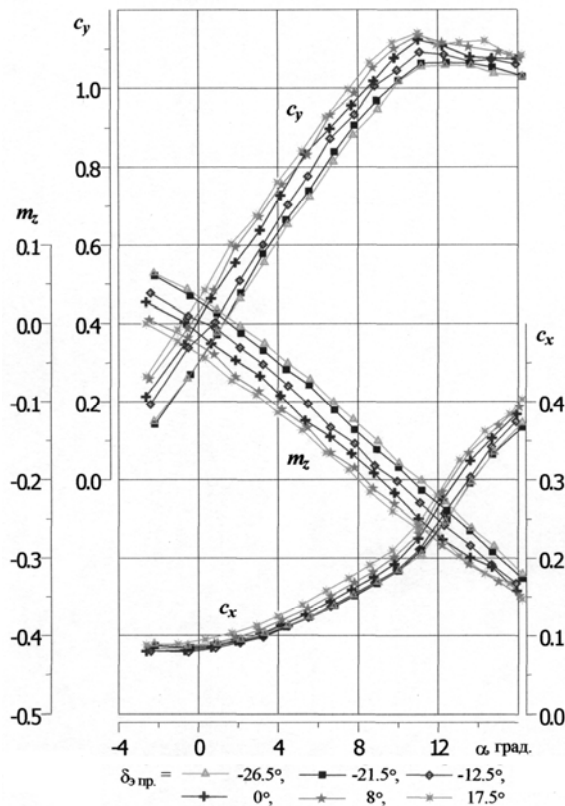


Рисунок 6 – Зависимость продольных характеристик модели самолета Анатра-2 от угла атаки при отклонении правого элерона

При продувках по углу скольжения наблюдается изменение коэффициента подъемной силы и продольного момента, которые остаются почти постоянными с изменением угла скольжения при различных отклонениях элеронов (рис. 7).

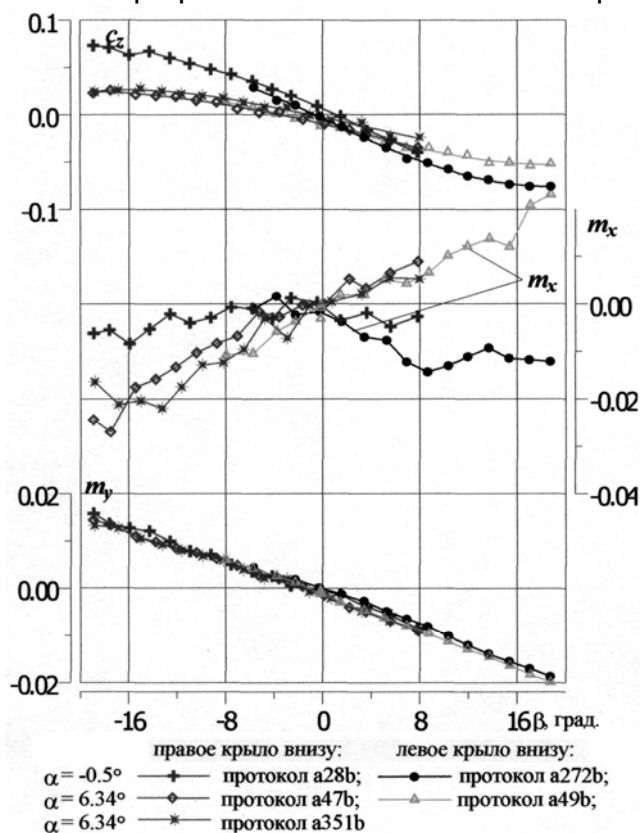


Рисунок 7 – Сравнение продольных характеристик модели самолета Анатра-2 при продувке по углу скольжения.

Следует отметить, что с ростом скольжения статическая боковая устойчивость по крену не обеспечивается $m_y^\beta > 0$. Производная $m_y^\beta < 0$ – путевая устойчивость обеспечивается. Для обеспечения устойчивости по углу рекомендуется увеличить поперечное V крыльев, так как при отклонении элеронов и руля направления также сохраняется положительное значение производной m_x^β (Рис. 8, Рис.9).

Заключение

Полученные в экспериментальных исследованиях данные дают обширную информацию об аэродинамических характеристиках самолета Анатра-2 – аэродинамическом сопротивлении, подъемной силе, продольном моменте и статической устойчивости.

Полученные данные могут быть использованы при расчете летно-технических характеристик, ограничений по безопасности полета, экономических режимах горизонтального полета, безопасного взлета и посадки самолета. Данные использованы при формировании программ летных испытаний доводки самолета и разработке руководства по летной эксплуатации самолета.

Результаты летных испытаний самолета приведены в работе [2].

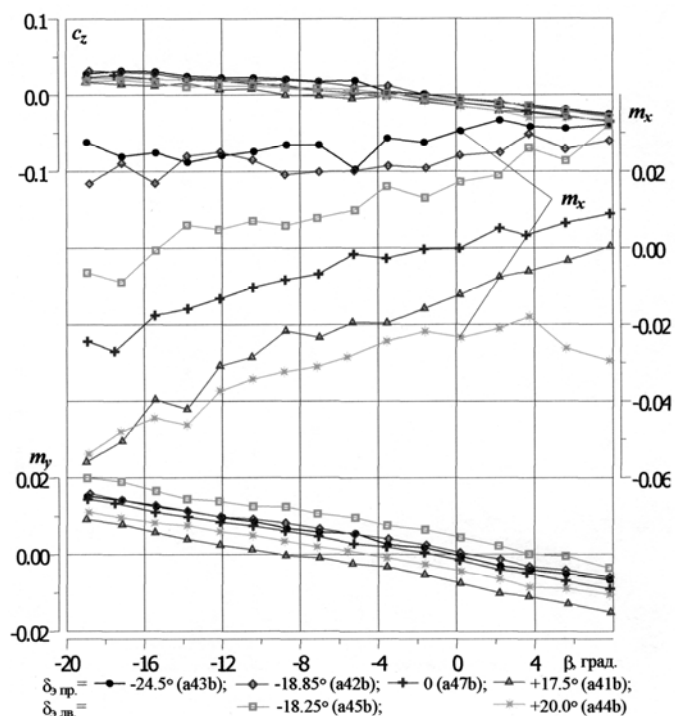


Рисунок 8 – Влияние отклонения элеронов на боковые характеристики модели самолета Анатра-2 при продувке по углу скольжения.

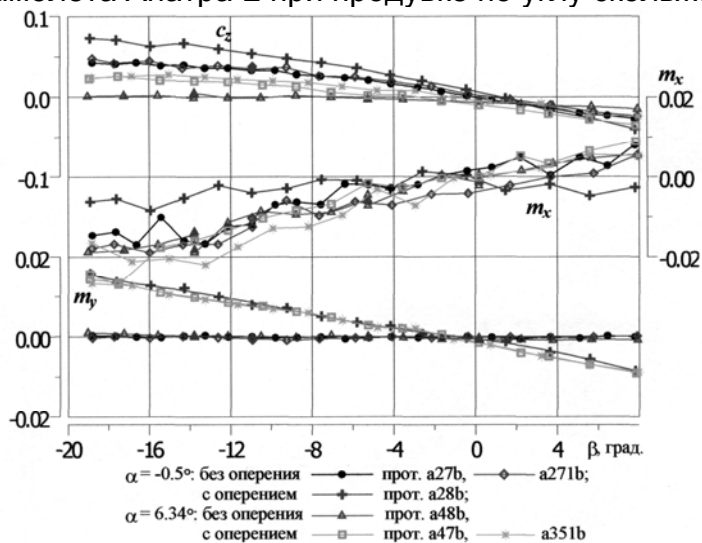


Рисунок 9 – Влияние хвостового оперения на боковые характеристики модели самолета Анатра-2 при продувке по углу скольжения.

Список литературы

1. Ударцев Е.П., Юхачев В.В. Аэродинамика исторического самолета «Анатра-2». Журнал «Авиация общего назначения» №10.2007. Харьков.
2. Бирюков И., Прохачев А. Второе рождение крылатой легенды. Журнал «АОН» №7.2006. 4-10 стр.

Рецензент: зав. каф. С.О. Ищенко, Национальный авиационный университет, Киев