

## Боковая устойчивость и управляемость самолета «Анатра-2»

*Национальный авиационный университет*

Исследования боковой устойчивости модели самолета «Анатра-2» представляют особый интерес, так как в процессе эксплуатации этого самолета летчики сталкивались с неустойчивыми режимами полета. 19 декабря 1915 г. «Анатра» тип «D» впервые поднялся в воздух. Полет завершился благополучно, но летчик - испытатель Робино отметил слабую управляемость машины, а также недостаточную продольную и поперечную устойчивость. Исправление этих недостатков производилось сдвигом бипланной коробки назад относительно центра масс, площадь хвостового оперения увеличили на 50 %, а площадь элеронов на 20 %. Таким образом, последовательно добавляя изменения органов управления, добивались удовлетворительных эксплуатационных характеристик самолета, приемлемых для самолетов того времени [1].

Экспериментальное определение боковых аэродинамических характеристик проводилось на модели самолета «Анатра-2» в масштабе М 1:6 в аэродинамической трубе ТАД-2 Национального авиационного университета в диапазоне чисел Рейнольдса  $1 \cdot 10^5 - 5 \cdot 10^5$ , скоростях потока от 5 до 35 м/с [2].

Определено, что в пределах исследованных чисел Рейнольдса боковые характеристики, такие как  $C_z$ ,  $m_x$  и  $m_y$ , изменяются незначительно. Влияние штанги боковой подвески при различных углах атаки от  $-4$  до  $16^\circ$  на те же аэродинамические коэффициенты незначительно [3].

Зависимость боковых аэродинамических коэффициентов от угла атаки представлена на рис. 1. Видно, что при изменении угла атаки существенно изменяется градиент момента крена  $m_x$ .

Исследования зависимости боковых характеристик от установки винта, оперения, отклонения руля направления, отклонения стабилизатора при различных углах атаки показали, что с ростом угла атаки до  $8^\circ$  их влияние на коэффициенты боковой силы и момент крена постоянны, а после  $8^\circ$  появляется рост коэффициента момента  $m_x$ . На рис. 2 показаны изменения боковых характеристик в зависимости от угла атаки при отклонении руля направления. Обращает внимание рост коэффициента  $m_x$  с увеличением угла атаки, что приводит к неустойчивости модели по крену.

Продувки по углу скольжения (Рис. 3) показывают, что самолет испытанной конфигурации неустойчив по крену. Аэродинамическая производная  $m_x^\beta$  положительная. Следует вывод, что необходимо увеличивать устойчивость по крену испытанной модели. Это может быть достигнуто увеличением  $V$  образности крыльев и заданием небольшой стреловидности [4].

Результаты влияния на боковые характеристики руля направления и элеронов приведены на рис. 4, 5.

При отклонении руля направления значение  $m_y^\beta$  приобретает отрицательные значения, что свидетельствует о путевой устойчивости самолета, а  $m_x^\beta$  остается положительной.

При отклонении элеронов и наличии скольжения модель самолета при летном угле атаки  $6,34^\circ$  остается неустойчивой (Рис. 5).

При отклонении руля направления модель устойчива по курсу ( $m_y^\beta < 0$ ) и неустойчива по крену ( $m_x^\beta > 0$ ) (Рис. 6).

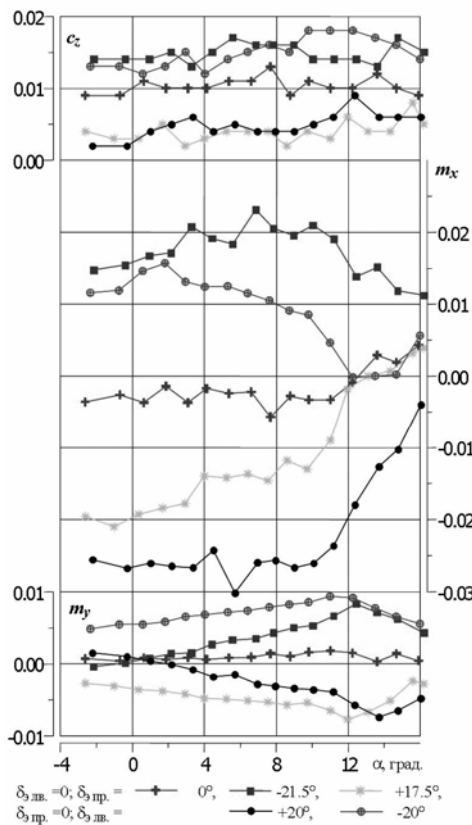


Рис. 1. Зависимости боковых характеристик модели самолета «Анатра-2» от угла атаки при отклонении элеронов (прот. А10-а16)

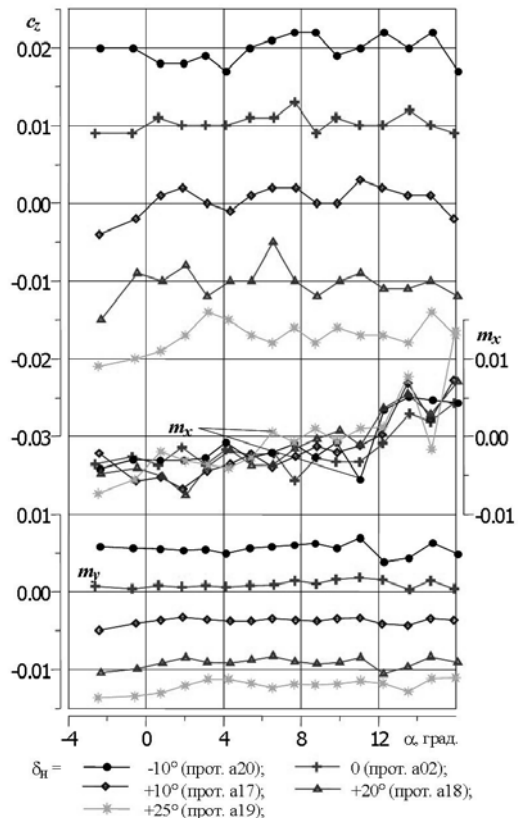


Рис. 2. Зависимости боковых характеристик модели самолета «Анатра-2» от угла атаки при отклонении руля направления

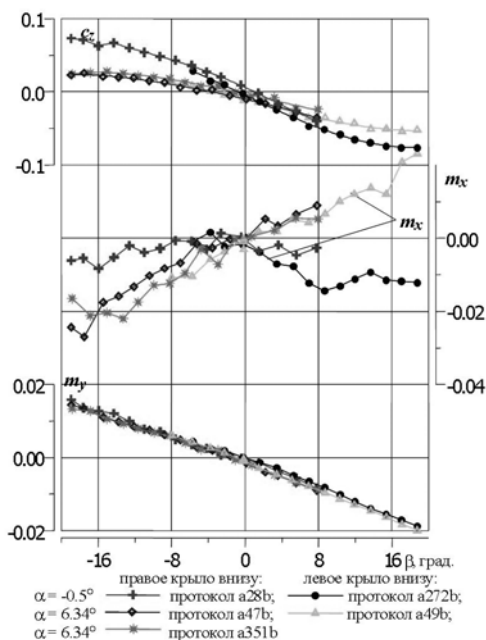


Рис. 3. Сравнение боковых характеристик модели самолета «Анатра-2» при продувке по углу скольжения

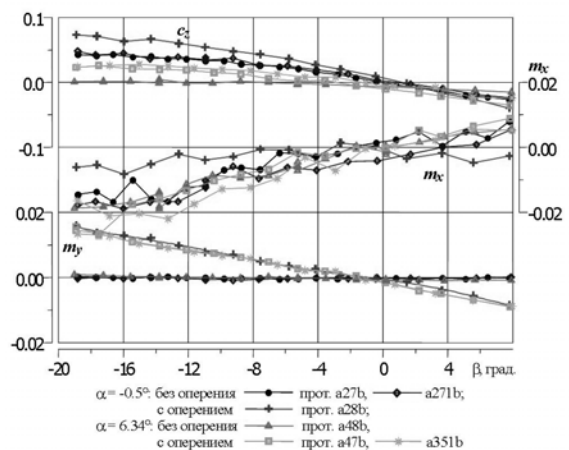


Рис. 4. Влияние хвостового оперения на боковые характеристики модели самолета «Анатра-2» при продувках по углу скольжения

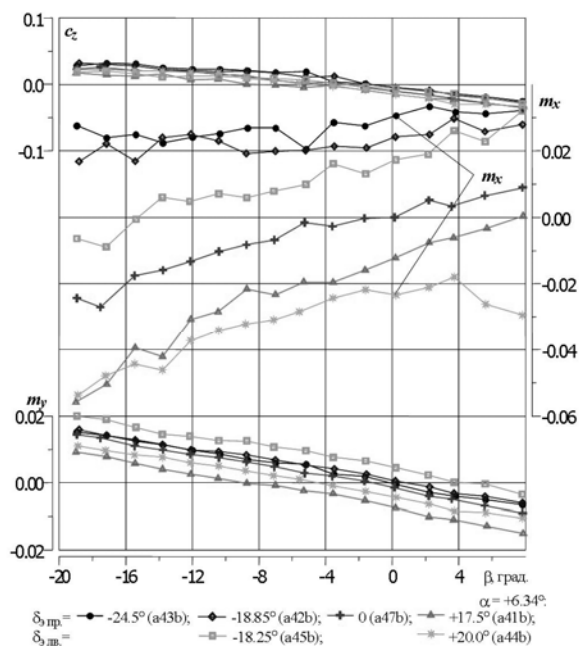


Рис. 5. Влияние отклонения элеронов на боковые характеристики модели самолета «Анатра-2» при продувках по углу скольжения

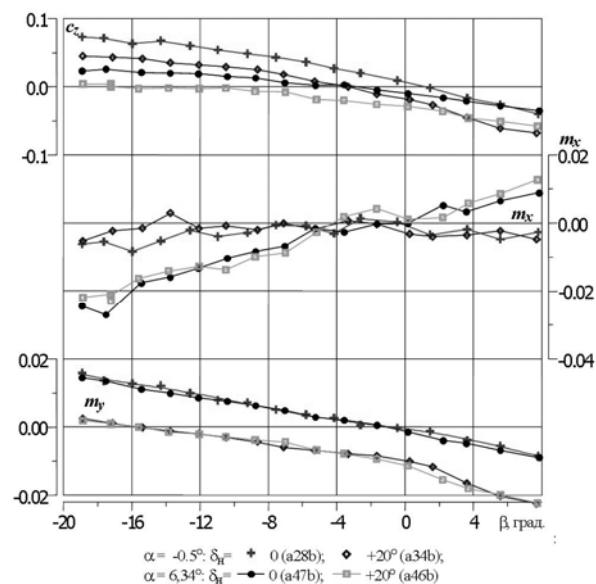


Рис. 6. Влияние отклонения руля направления на боковые характеристики модели самолета «Анатра-2» при продувках по углу скольжения

Изменение продольных аэродинамических характеристик по углу скольжения показано на рис. 7. В пределах летных углов атаки и скольжения изменение коэффициентов подъемной силы  $C_y$  и продольного момента  $m_z$  незначительны. Аэродинамический коэффициент сопротивления возрастает от 0,08 до 0,12, что существенно и составляет 50 %.

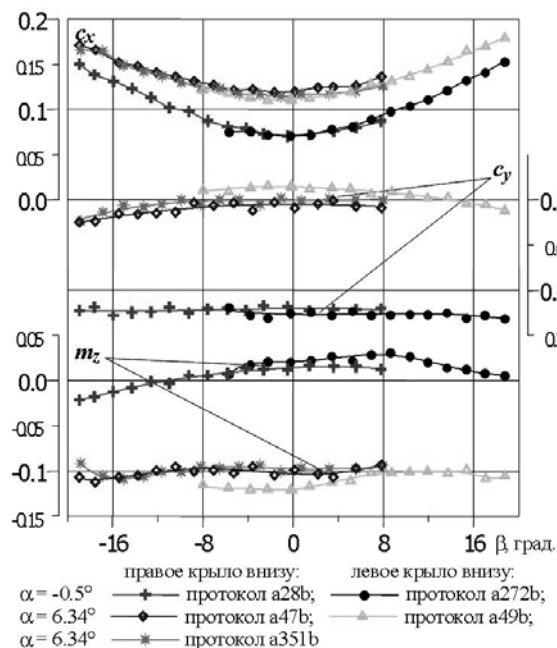


Рис. 7 Сравнение продольных характеристик модели самолета «Анатра-2» при продувке по углу скольжения

## Заклучение

Исследования модели самолета «Анатра-2» по программе оценки боковой устойчивости и управляемости показали, что модель не устойчива по крену, устойчива по курсу и необходимы ограничения по углу скольжения не более  $5-6^{\circ}$  ввиду существенного возрастания аэродинамического сопротивления при скольжении. В результате исследований увеличено вертикальное оперение. Предложено придать V образность крыльям и увеличить стреловидность для повышения устойчивости. Летные испытания подтвердили слабую устойчивость самолета в боковом движении.

## Список литературы

1. Самолеты Анатра «Авиамастер» 5.200, 8-25.
2. Аэродинамические 6-ти компонентные электротензометрические весы 6КЭТВ аэродинамической трубы ТАД-2 КИИГА. Техн. описание и инструкция по эксплуатации. КИИГА, Киев 1989.
3. Експериментальні дослідження в аеродинамічній трубі ТАД-2 НАУ моделі «репліки» літака «Анатра 2». Технічний звіт з науково-дослідної роботи № 076-X01, 11.02.2002 р. 80 с.
4. Руководство по эксплуатации летательных аппаратов самодеятельной постройки (РДК СЛА) Том 1 «Общие технические требования аэродинамики», Новосибирск 1994.

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