

Расчет значений угла атаки на основе полетных данных и их сравнительный анализ с измерениями угла атаки в первом полете самолёта Як-152.

П.С. Сокут^{1,2}

¹Московский Физико-Технический Институт (Государственный Университет)

²ОАО «ОКБ им. А.С. Яковлева»

Самолет Як-152 (рис.1) – учебно-тренировочный самолет первоначальной подготовки, спроектирован по нормам авиационных правил АП-23. Предназначен для первоначальной летной подготовки, профессионального отбора и профессиональной ориентации будущих летчиков военной авиации, а также первоначальной подготовки летчиков-спортсменов. Также на самолете возможно выполнение фигур высшего пилотажа.

По конструкции самолет Як-152 – двухместный учебно-тренировочный самолет-моноплан с низкорасположенным крылом и убирающимся в полете трехколесным шасси

Основные летно-технические характеристики самолета:

- максимальный взлетный вес: 1600 кг;
- максимальная скорость: 450 км/ч;
- максимальная скорость горизонтального полета: 350 км/ч;
- скорость сваливания (при закрылках в положении 20°): 122 км/ч;
- максимально допустимый угол атаки (при закрылках в положении 20°): 12°.

В силовую установку Як-152 входят двенадцатицилиндровый V-образный поршневой дизельный двигатель RED A03T мощностью 500 л.с., трёхлопастной воздушный винт MTV-9.

Як-152 производится на Иркутском авиационном заводе. Выкатка первого построенного самолета состоялась в августе 2016 года. В сентябре был осуществлен ряд скоростных пробежек, в том числе, с подлетом. Наконец, первый полет состоялся 30 сентября в 15:30 местного времени на аэродроме Иркутск-2. Продолжительность полёта составила 8 минут. В процессе всего полёта закрылки были выпущены в положение 20°. Максимальная высота полета составила 460 м (превышение аэродрома 440 м).

Метеостанция аэродрома Иркутск-2 зафиксировала следующие атмосферные параметры на момент совершения полета: атмосферное давление 719 мм.рт.ст., температура воздуха 17°C, относительная влажность воздуха 64%.

Во время полета средствами объективного контроля фиксировались более ста различных параметров: полётные данные, разовые команды, информация о состоянии силовой установки. Фиксация происходила с частотой 4 Гц.

В ходе анализа полетных данных практически сразу возникла задача произвести расчет значений угла атаки на основе других известных полётных параметров. Это было обусловлено необходимостью, во-первых, определить зависимость истинного значения угла атаки от его местного значения $\alpha_{\text{ист}}(\alpha_{\text{местн}})$. Во-вторых, требовалось убедиться, что датчик угла атаки выдает данные с достаточной степенью достоверности.

На этапе проектирования самолета ФГУП «ЦАГИ» предоставило ОКБ им А. С. Яковлева банк аэродинамических характеристик самолёта, полученных на основе продувок в трубе Т-102 ЦАГИ и трубах СибНИА (г. Новосибирск) модели самолёта. В числе этих данных была также экспериментальная табличная зависимость $C_y(\alpha)$ (рис.2). Именно она легла в основу данного расчета.

На первом этапе расчета по данным средств объективного контроля о нормальной перегрузке, приборной скорости (рис.3) были определены значения коэффициента подъёмной силы C_y . Для этого использовалась формула $Y = C_y \cdot S \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2}$ с учетом того, что $Y = n_y \cdot m \cdot g$. Плотность воздуха рассчитывалась в зависимости от его температуры и давления по соотношению $P = \rho \cdot R \cdot T$. Температура и давление определялись на основе начальных значений и данных о барометрической высоте (на основе действующих в тропосфере линейных приближений). Было учтено влияние влажности воздуха (также считалось линейным). Для более точного определения массы самолёта были использованы данные о начальной заправке и слитом остатке топлива. Было предположено, что топливо расходовалось равномерно в течение полета.

Несколько явно ошибочных, выпадающих из общей картины значений нормальной перегрузки (характерные “выпадающие точки” на графике) были заменены на средние между двумя соседними значениями параметра.

После нахождения коэффициентов подъёмной силы, был определен диапазон углов атаки, достигавшихся в ходе полёта. Изначально зависимость $C_y(\alpha)$ была аппроксимирована полиномом четвертой степени, однако небольшой диапазон найденных значений C_y позволил ограничиться на этом участке полиномом второй степени, что значительно упростило дальнейшие вычисления. Искомые значения угла атаки были найдены, как решения квадратного уравнения.

Расчет делался при предположениях, что индикаторная скорость совпадает с приборной, а углы атаки достаточно малы, чтобы считать коэффициент C_y одинаковым для скоростной и связанной системы координат.

По результатам сравнительного анализа можно сказать, что расчётные данные показали достаточно высокую степень сходимости средних значений с зафиксированными датчиком угла атаки. На графике (рис.4) можно видеть, что линия, соответствующая результатам расчета, в целом повторяет характер и тенденции результатов измерений. При этом рассчитанная величина имеет меньший разброс, что свидетельствует о том, что датчик угла атаки измеряет достоверную величину, однако подвержен воздействию случайно распределенного возмущения.

В данный момент продолжаются исследования, направленные на выявление причины возникновения возмущения и выработку рекомендаций по его устранению, а также на получение на основе иных методов точной зависимости $\alpha_{ист}(\alpha_{местн})$.



Рис. 1. Самолёт Як-152.

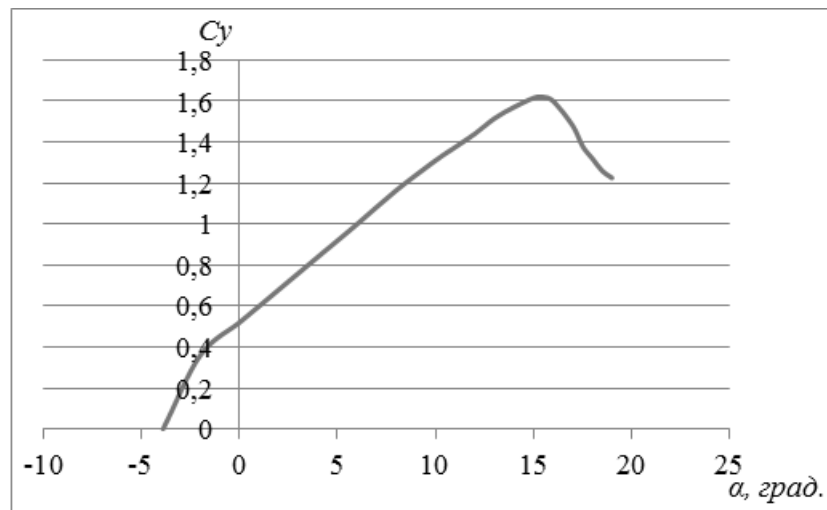


Рис. 2. Зависимость $C_y(\alpha)$, полученная на основе данных ФГУП «ЦАГИ»

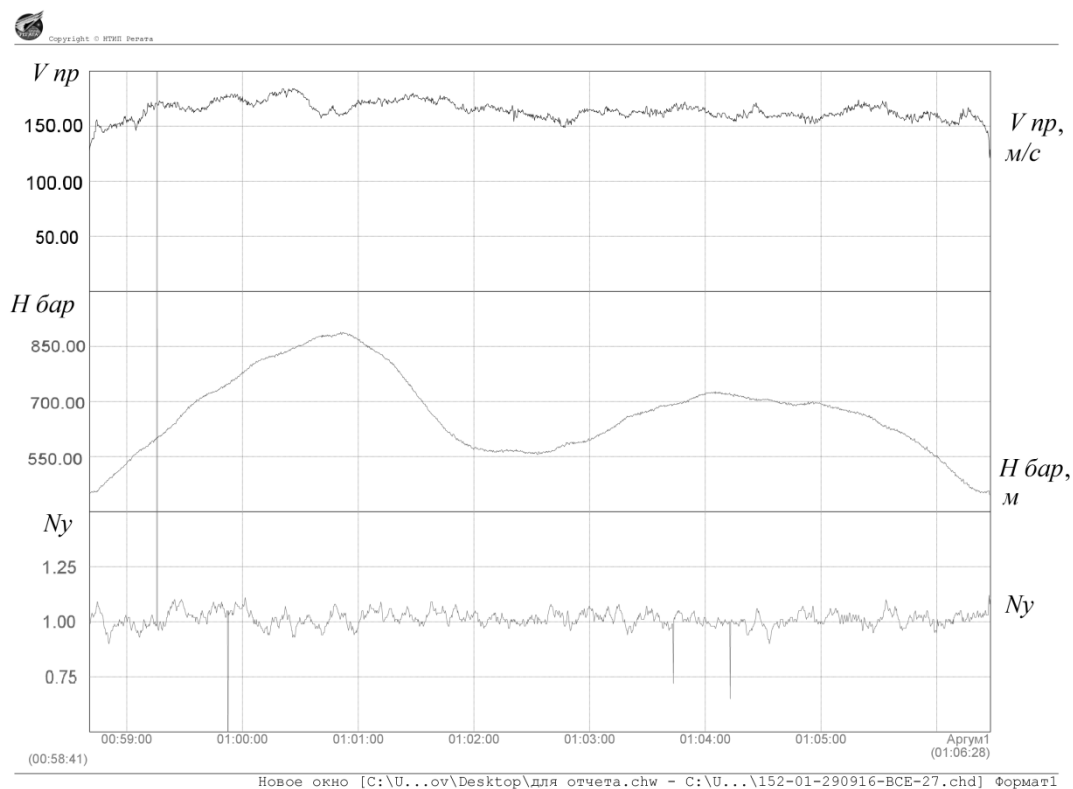


Рис. 3. Данные средств объективного контроля о приборной скорости, барометрической высоте и нормальной перегрузке во время полёта.

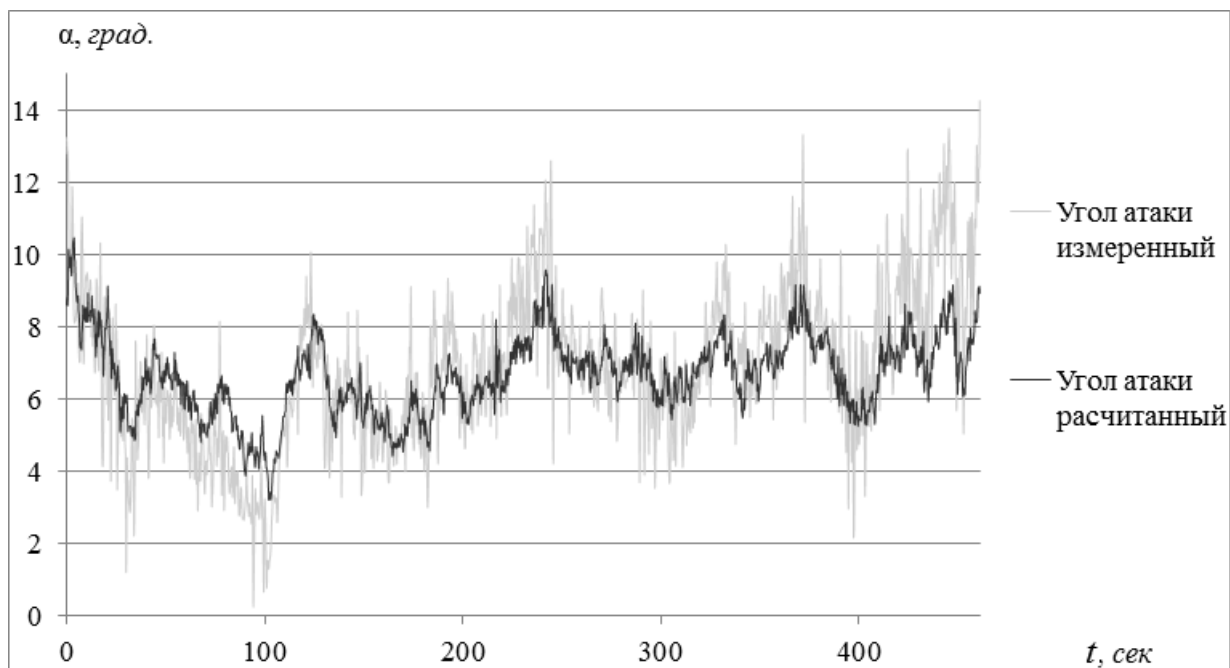


Рис. 4. Сравнение рассчитанных и измеренных средствами объективного контроля значений угла атаки.

Литература:

1. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры / под ред. Гелемеевой О.В. М.: ИПК Издательство стандартов, 2004. 181 с.

2. Котик М.Г., Павлов А.В., Паиковский И.М., Щитаев Н.Г. Летные испытания самолетов. М.: Машиностроение, 1968. 425 с.