

Идентификация АДТ Т-102 как объекта управления по скорости воздушного потока и по возмущающему воздействию угла атаки модели

Бухаров К.Д., Петроневиц В.В.

ФГУП «Центральный Аэрогидродинамический Институт им. проф. Н.Е. Жуковского»

Аэродинамическая труба как объект управления по скорости воздушного потока является нелинейной динамической системой с переменными параметрами. Это предъявляет повышенные требования к функциональным возможностям систем автоматического управления и регулирования АДТ, которые должны обеспечивать требуемую точность и качество управления.

Одним из требований, предъявляемых к системе регулирования числа Маха, является требование стабилизации заданного значения скорости воздушного потока при наличии возмущающих воздействий. Построение адекватной математической модели АДТ по возмущающим воздействиям необходимо для синтеза системы регулирования, обеспечивающей с требуемой точностью компенсацию возникающих возмущений контролируемой переменной.

Типичными возмущающими воздействиями для АДТ Т-106 являются отклонения частоты вращения ротора компрессора от номинальных значений, а также изменения ориентации модели ЛА, что приводит к отклонению контролируемой переменной (скорости потока) от заданного значения.

Основой для создания регулятора числа M , обеспечивающего требуемые параметры работы АДТ, является знание о динамических свойствах АДТ, в том числе и при влиянии возмущающих воздействий.

Технико-экономическая эффективность выполненных исследований заключается в повышении качественных характеристик математических моделей АДТ как объекта управления, адекватности описания реального объекта управления по возмущающим воздействиям, оптимизации управления оборотами вентиляторов главного привода дозвуковой АДТ Т-102, разработке нового подхода к созданию регулятора скорости воздушного потока в аэродинамическом контуре дозвуковой АДТ, что дает возможность оптимизации режимов работы измерительных и управляющих систем, и в конечном итоге повышения точности поддержания, сокращения времени и снижения энергозатрат при проведении экспериментальных исследований моделей летательных аппаратов в высокопроизводительной промышленной дозвуковой АДТ Т-102.

1 Постановка задачи

Упрощенная схема АДТ Т-102 как объекта управления по скорости воздушного потока с учетом влияния угла атаки модели представлена на рисунке 1.

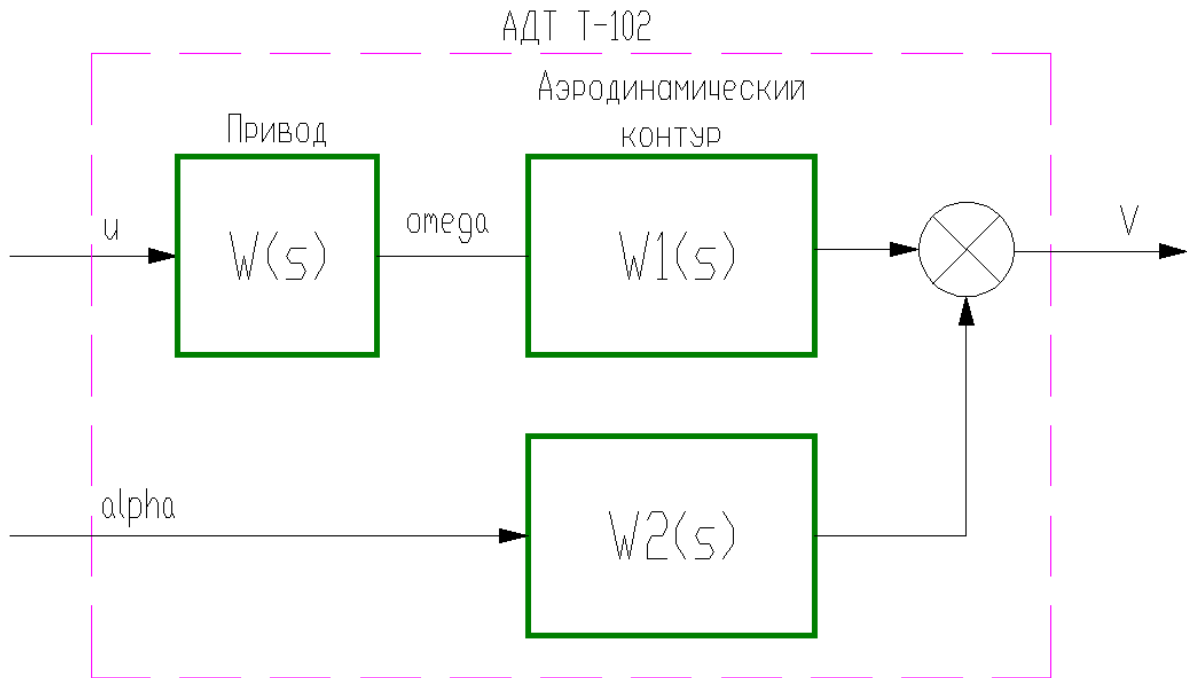


Рисунок 1 – Упрощенная схема АДТ Т-102 как объекта управления

Передаточная функция аэродинамического контура может быть представлена в виде двух частей: передаточной функцией W_1 , отвечающей характеристикам аэродинамического контура АДТ без модели ЛА, и передаточной функцией W_2 , характеризующей влияние загромождения рабочей части моделью ЛА на скорость воздушного потока.

Входом для передаточной функции W_1 является значение оборотов компрессора, выходом – скорость воздушного потока в рабочей части АДТ при отсутствии модели ЛА.

Входом для передаточной функции W_2 является значение угла атаки модели, выходом – девиация скорости воздушного потока.

Таким образом, задача идентификации АДТ как объекта управления по скорости воздушного потока заключается в восстановлении передаточных функций W_1 , W_2 .

2 Программа испытаний по идентификации АДТ Т-102

Для разработки и идентификации передаточных функций аэродинамического контура была разработана программа испытаний АДТ. Программа испытаний приведена в таблице 1.

Таблица 1 – Программа испытаний по идентификации АДТ Т-102

Номер пуска	Диапазон изменения скорости воздушного потока, м/сек	Шаг по скорости воздушного потока, м/сек	Диапазон изменения угла атаки модели, град	Шаг по углу атаки модели, град
1, 2, 3, 4	10 ... 50	10	Не изменяется, 0 град	-
4, 5, 6	Не изменяется, 10 м/сек	-	-5...20	5
7, 8, 9	Не изменяется, 30 м/сек	-	-5...20	5
10, 11, 12	Не изменяется, 50 м/сек	-	-5...20	5
13	Не изменяется, 20 м/сек	-	-5...20	5
14	Не изменяется, 40 м/сек	-	-5...20	5

Пуски идентификации №№1, 2, 3, 4 предназначены для идентификации модели W_1 , в которых входным воздействием является сигнал оборотов компрессора, выходом – скорость воздушного потока. Пуски №№4 - 14 предназначены для идентификации модели W_2 , в которых входным сигналом является изменение угла атаки модели ЛА при некотором фиксированном значении скорости воздушного потока, выходом – девиация скорости.

В ходе проведения пусков по идентификации в журнале пусков регистрировались следующие параметры:

- время вызова процедуры управления t , с;
- обороты компрессора, об/мин
- скорость воздушного потока, м/сек;
- угол атаки модели.

Частота дискретизации сигналов $f_d = 100$ Гц.

В ходе проведения пусков по идентификации обратная связь по числу M была разомкнута. Управление АДТ при разомкнутом контуре по числу M осуществлялось по оборотам компрессора вручную. Сигнал управления формировался в виде ступенчатых воздействий таким образом, чтобы шаг по скорости воздушного потока соответствовал требуемому по программе пусков идентификации.

При такой форме сигнала управления существенно облегчается процедура обработки пусков идентификации и восстановления параметров математической модели АДТ Т-102.

3 Разработка и идентификация математической модели аэродинамического контура АДТ Т-106

Идентификация передаточной функции W_1 аэродинамического контура выполняется на основе данных пусков №№1, 2, 3, 4. Входом для передаточной функции является значение оборотов компрессора, выходом – скорость воздушного потока в рабочей части.

Передаточная функция имеет вид:

$$W_1 = \frac{K_p}{1 + T_p \cdot s}; \quad V(s) = W_1(s)\omega(s), \quad (1.1)$$

где

K_p – коэффициент передачи объекта,

T_p – постоянная времени объекта.

После перехода к дискретному виду передаточной функции (1.1) методом наименьших квадратов для каждого переходного процесса находятся коэффициенты формулы (1.1).

На рисунке 2 изображены переходные процессы для различных начальных скоростей потока V_H и соответствующие им аппроксимации с помощью передаточной функции (1.1).

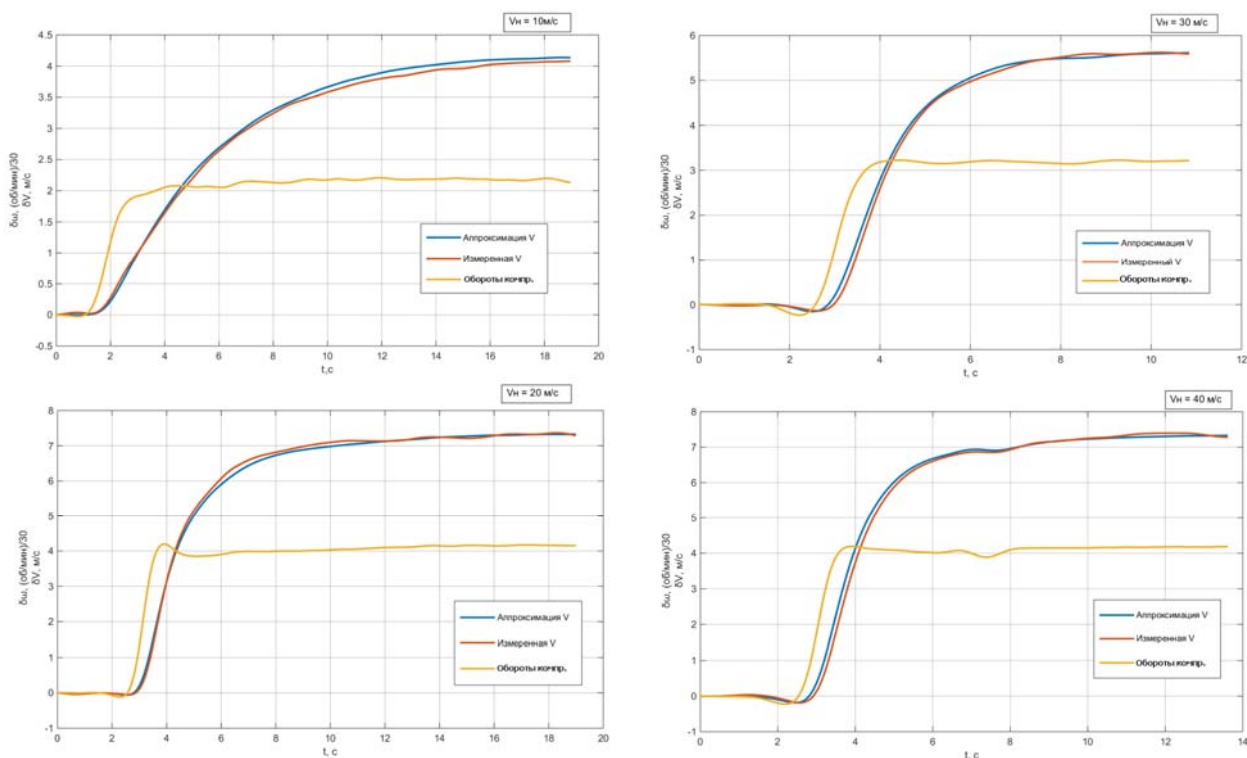
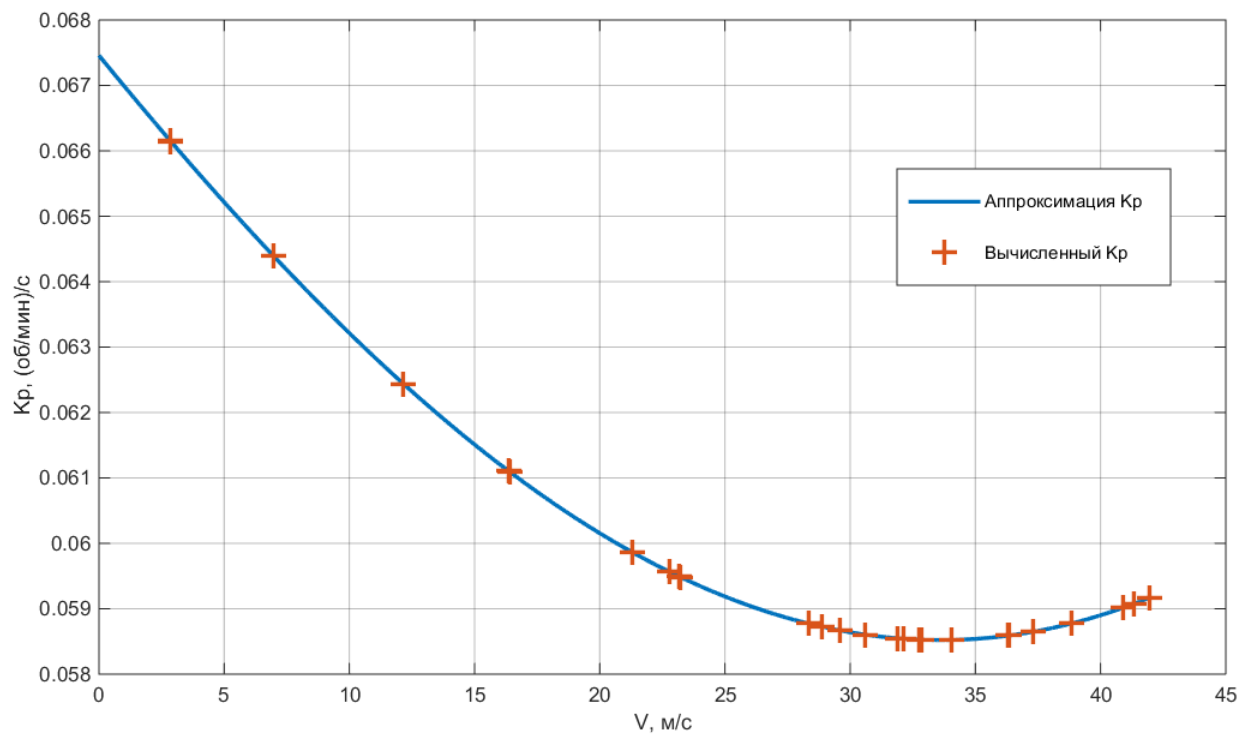
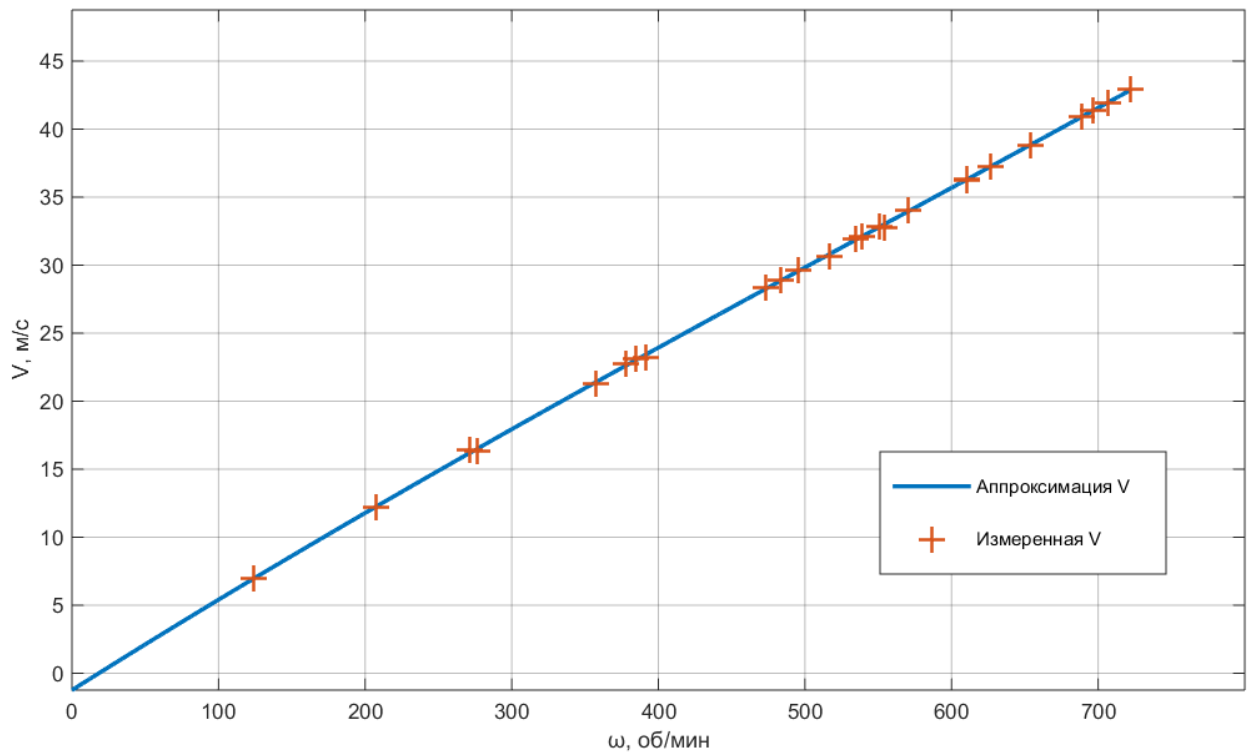


Рисунок 2 – Переходные процессы для различных V_H

На рисунке 3 приведены результаты идентификации передаточной функции аэродинамического контура: зависимость скорости воздушного

потока от оборотов компрессора, зависимость коэффициента передачи и постоянной времени от скорости воздушного потока.



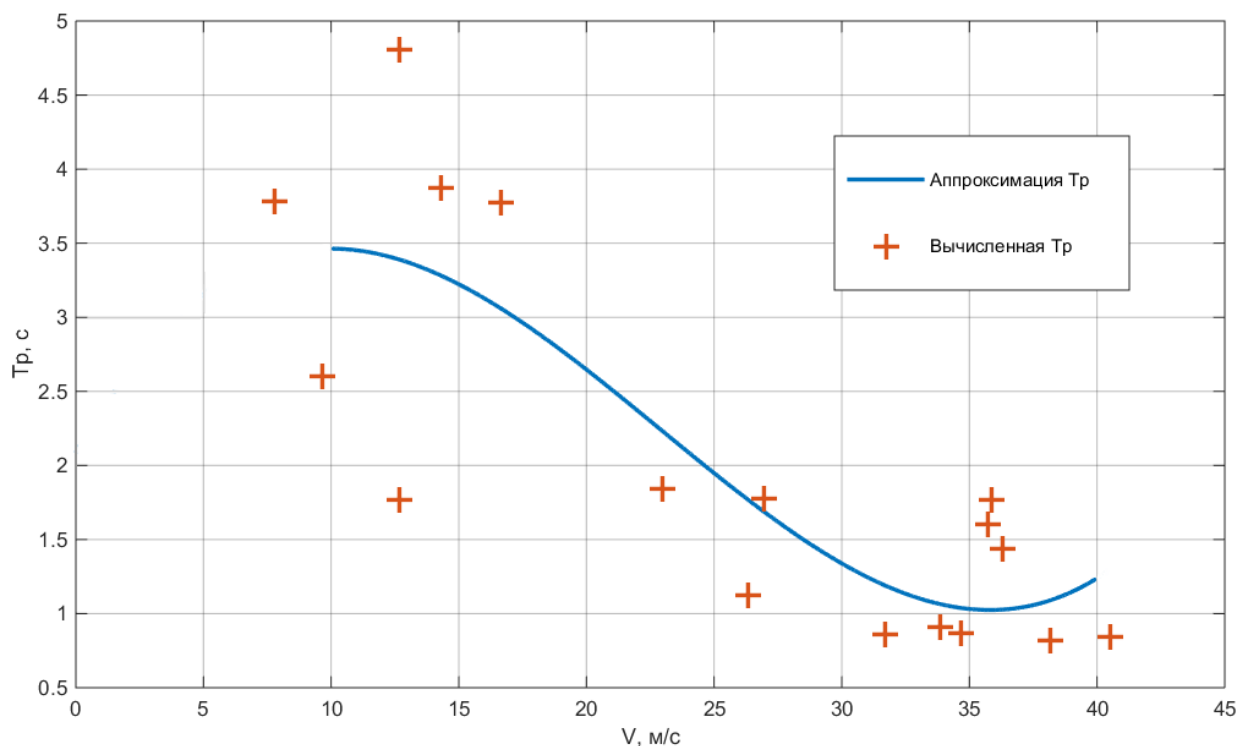


Рисунок 3 – Результаты идентификации передаточной функции аэродинамического контура

В таблице 2 приведены результаты аппроксимации полученных данных для различных режимов работы АДТ.

Таблица 2 – Результаты идентификации передаточной функции аэродинамического контура

Скорость воздушного потока V, м/сек	Обороты компрессора ω , об/мин	Коэффициент передачи, K_p	Допуск на коэффициент передачи dK_p , %	Постоянная времени T_p , сек	Допуск на постоянную времени dT_p , %
10	180	0,0632	4%	3,46	22%
20	340	0,0604	3%	2,67	24%
30	515	0,0586	1%	1,33	29%
40	680	0,0589	1%	1,24	32%

В приложении А приведены данные обработки для всех переходных процессов пусков идентификации №1, 2, 3, 4.

4 Разработка и идентификация математической модели Т-102 по возмущающему воздействию угла атаки модели ЛА

Динамика АДТ по возмущающему воздействию угла атаки модели α описывается апериодическим звеном первого порядка вида.

$$W_2 = \frac{K_\alpha}{1 + T_\alpha \cdot s}; \quad \delta V(s) = W_2 \alpha(s), \quad (1.2)$$

где

K_α – коэффициент передачи объекта по возмущающему воздействию,

T_α – постоянная времени объекта по возмущающему воздействию.

Идентификация параметров моделей АДТ по возмущающим воздействиям осуществлялась по измерениям переходных процессов в АДТ, полученных при известных возмущающих воздействиях и отсутствии управления. Модель объекта по возмущающим воздействиям отыскивалась в виде разностного уравнения, параметры которого оценивались методом наименьших квадратов. Результаты идентификации подтвердили начальное предположение, что динамика АДТ по возмущающему воздействию описывается апериодическим звеном первого порядка.

Идентификация математической модели (1.2) осуществлялась на основе результатов пусков идентификации №№4 – 14, приведенных в таблице 1.

В ходе проведения пусков по идентификации, после выхода на режим по скорости воздушного потока, контур управления по скорости воздушного потока размыкался, обороты компрессора фиксировались, и выполнялась серия изменений угла атаки модели ЛА.

Осциллограммы переходных процессов приведены в приложении Г.

Модель объекта W_2 по возмущающим воздействиям отыскивалась в виде разностного уравнения, полученного по передаточной функции (1.2), параметры которого оценивались методом наименьших квадратов.

Зависимость изменения скорости воздушного потока от угла атаки модели для различных начальных скоростей потока приведена на рисунке 4.

Зависимость изменения скорости воздушного потока от угла атаки модели и от скорости воздушного потока приведена на рисунке 5.

Зависимость коэффициента передачи K_α от угла атаки модели для различных скоростей воздушного потока приведена на рисунке 6.

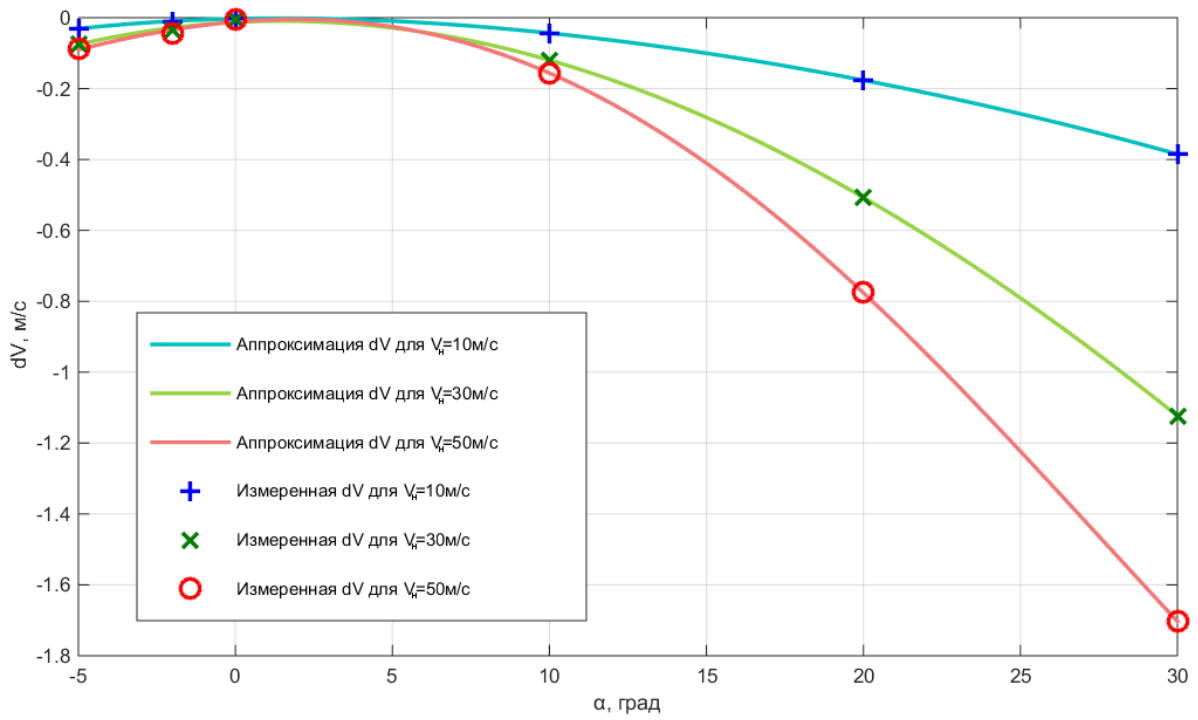


Рисунок 4 – Зависимость изменения скорости воздушного потока от угла атаки модели ЛА

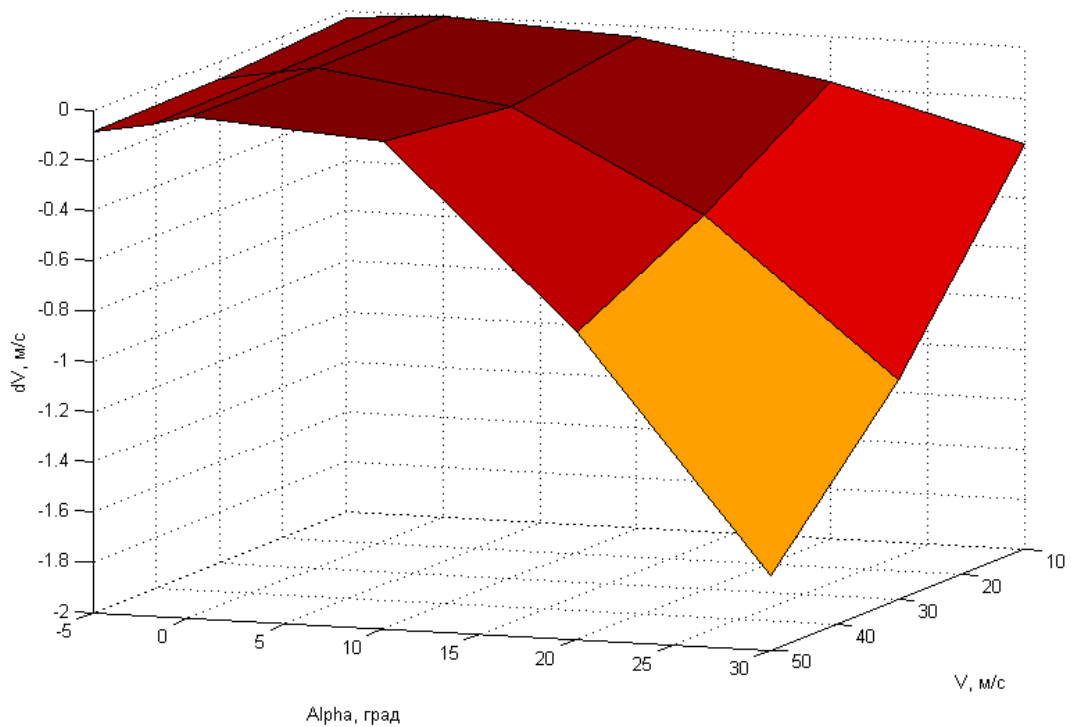


Рисунок 5 – Зависимость изменения скорости воздушного потока от угла атаки модели ЛА и от скорости воздушного потока

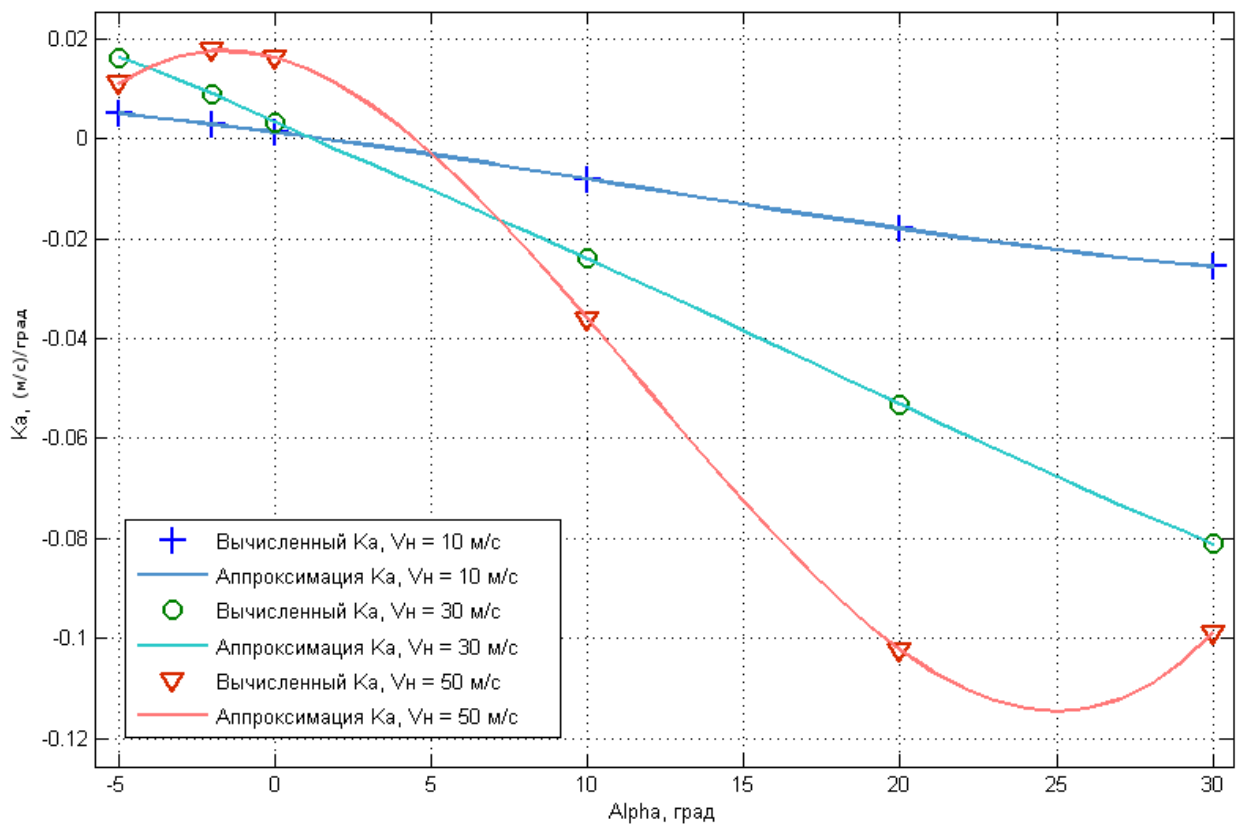


Рисунок 6 – Зависимость K_α от угла атаки модели ЛА

Зависимость постоянной времени T_α объекта по возмущающему воздействию угла атаки модели приведены на рисунке 7.

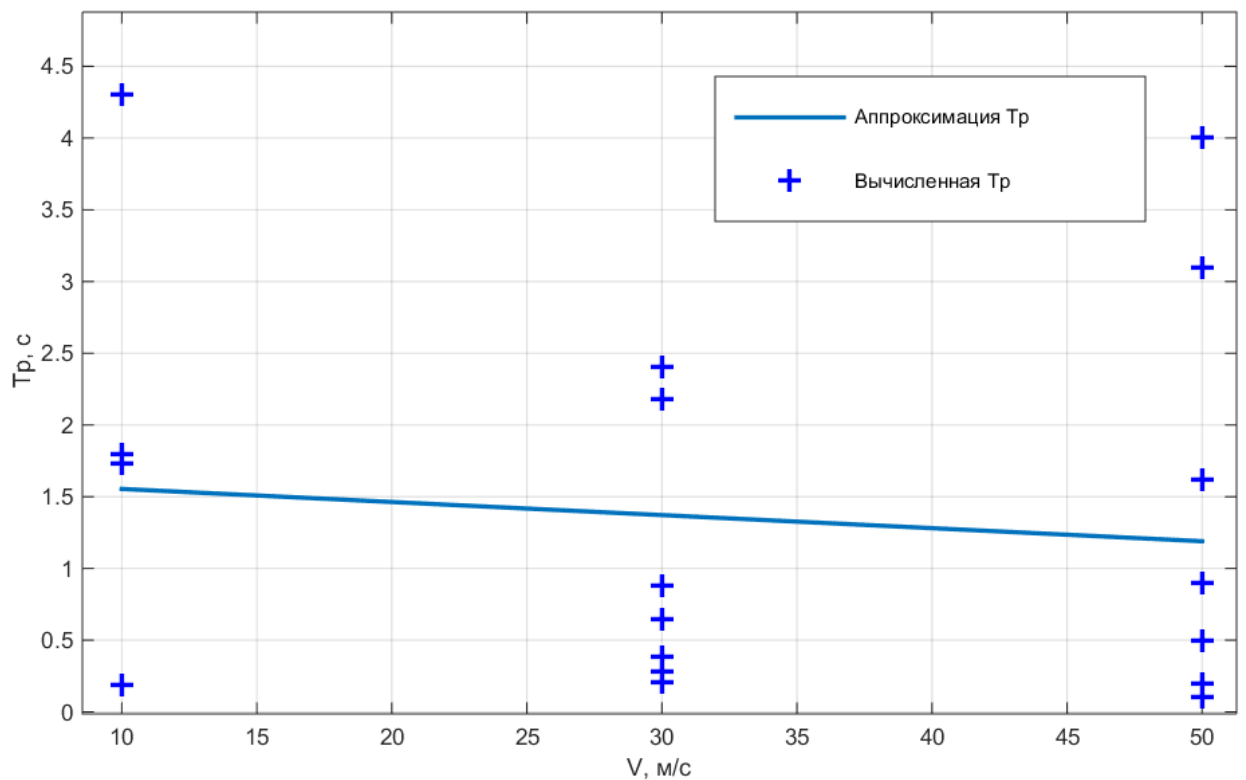


Рисунок 7 – Зависимость T_α от скорости воздушного потока

Результаты испытаний АДТ Т-102 как объекта управления по возмущающему воздействию угла атаки модели ЛА приведены в приложении Б.

5 Заключение

В рамках данной работы проведены испытания по идентификации АДТ Т-102 как объекта управления по скорости воздушного потока и по возмущающему воздействию угла атаки модели, разработана и идентифицирована математическая модель АДТ Т-102 на основе экспериментальных данных.

Полученные данные позволят в дальнейшем улучшить качество управления скоростью воздушного потока, разработать систему компенсации отклонения скорости воздушного потока при изменении угла атаки модели.

Технико-экономическая эффективность выполненных исследований заключается в повышении качественных характеристик математических моделей АДТ как объекта управления, адекватности описания реального объекта управления по возмущающим воздействиям, оптимизации управления оборотами вентиляторов главного привода дозвуковой АДТ Т-102, разработке нового подхода к созданию регулятора скорости воздушного потока в аэродинамическом контуре дозвуковой АДТ, что дает возможность оптимизации режимов работы измерительных и управляющих систем, и в конечном итоге повышения точности поддержания, сокращения времени и снижения энергозатрат при проведении экспериментальных исследований моделей летательных аппаратов в высокопроизводительной промышленной дозвуковой АДТ Т-102.