

УДК 517.977.58

# ПЛАНИРОВАНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТА ДЛЯ ЗАДАЧИ РАЗДЕЛЬНОЙ ИДЕНТИФИКАЦИИ ТЯГИ

**О.Н. Корсун**

*Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем*  
Россия, 125319, Москва, ул. Викторенко, 7  
E-mail: marmotto@rambler.ru

**А.В. Стуловский**

*Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем*  
Россия, 125319, Москва, ул. Викторенко, 7  
E-mail: avstlv@gosniias.ru

**Ключевые слова:** идентификация модели движения летательного аппарата, обработка данных летных испытаний, прямые методы оптимального управления, планирование эксперимента

**Аннотация:** В докладе рассматривается планирование летного эксперимента для повышения его информативности и обеспечения отдельного оценивания сил тяги и сопротивления методами параметрической идентификации. Представлены уравнения движения и полетные маневры, призванные обеспечить решение задачи при наличии шумов измерений. Работа также включает результаты реализации предложенного подхода посредством математического моделирования.

## 1. Введение

Задачу отдельного определения сил тяги и коэффициентов силы сопротивления по результатам измерений принято относить к классу некорректных или плохо обусловленных [1]. Это вызвано значительной степенью коллинеарности векторов сил тяги и сопротивления на малых углах атаки. В результате даже малые погрешности входных данных оказывают существенное влияние на результат.

Преодоление этого эффекта возможно при помощи специальных приемов регуляризации. Одним из них является формирование полетного маневра таким образом, чтобы повысить качество идентификации. Как правило, характер движения при этом определяется эвристически [2].

В докладе предлагается применить методы оптимального управления к планированию эксперимента для повышения точности оценивания. С этой целью формулируется задача поиска оптимального управления, которое должно доставить минимум показателям обусловленности задачи идентификации. Решение производится при помощи прямого метода [3, 4]. Полученные данные сравниваются с результатами использования маневров, полученных эвристически на пилотажном исследовательском стенде.

## 2. Постановка задачи

## 2.1. Идентификация эффективной тяги и коэффициентов силы сопротивления

Решение задачи идентификации будем осуществлять в связанной системе координат. Рассмотрим выражение для сил, действующих на самолет вдоль продольной оси

$$(1) \quad P_x(t) = mgn_x(t) + c_x(t)q(t)S + \varepsilon(t),$$

где  $P_x(t)$  – проекция силы тяги,  $n_x(t)$  – продольная перегрузка,  $c_x(t)$  – коэффициент продольной аэродинамической силы,  $q(t)$  – скоростной напор,  $m$  – масса самолета,  $S$  – площадь крыла,  $\varepsilon(t)$  – погрешности измерений.

Главным допущением рассматриваемого метода является то, что летательный аппарат выполняет тестовый маневр с малыми изменениями скорости и высоты, и тяга двигателя определяется исключительно режимом его работы. Тогда при постоянном режиме работы двигателя тяга остается постоянной, в то время как скоростной напор, пропорциональный квадрату скорости, будет изменяться. Поэтому входящие в выражение (1) регрессоры оказываются независимыми, что позволяет найти отдельные оценки для сил тяги и сопротивления.

Ставится задача по формированию движения самолета, удовлетворяющего ограничениям, налагаемым методом.

## 2.2. Оптимизация движения

Для того чтобы поставить оптимизационную задачу требуется определить математическую модель объекта управления и сформировать целевой функционал. В данном случае из общей модели пространственного движения достаточно выделить уравнения движения в вертикальной плоскости

$$\begin{aligned} \frac{d\alpha}{dt} &= \omega_z - \frac{1}{V}(a_x \sin\alpha + a_y \cos\alpha); \\ \frac{dV}{dt} &= a_x \cos\alpha - a_y \sin\alpha; \\ \frac{d\omega_z}{dt} &= q \frac{Sb_A}{J_z} m_z; \\ \frac{d\vartheta}{dt} &= \omega_z; \\ \frac{dH}{dt} &= V(\cos\alpha \sin\vartheta - \sin\alpha \cos\vartheta); \end{aligned}$$

где  $\omega_z$  – угловая скорость тангажа относительно поперечной оси,  $\vartheta$  – угол тангажа,  $V$  – воздушная скорость,  $H$  – высота,  $m_z$  – коэффициент момента тангажа,  $J_z$  – момент инерции относительно поперечной оси,  $a_x, a_y$  – проекции ускорения на оси связанной системы координат.

Входящие в состав системы дифференциальных уравнений ускорения могут быть выражены через значения аэродинамических коэффициентов, заданных в связанной системе координат.

Для оптимизируемого функционала рассматривалось несколько вариантов. Он составлялся либо из относительных ошибок оценок параметров, либо из элементов информационной матрицы, характеризующих дисперсию данных оценок.

## 2.3. Поиск управления

После формирования модели объекта управления и целевого функционала необходимо выбрать подход к решению полученной оптимизационной задачи. В данном случае было решено воспользоваться прямым методом.

Роль управляющего сигнала в рассматриваемой задаче выполняет угол отклонения руля высоты. Он изменяется непрерывно, и его множество возможных значений достаточно ограничено. Это позволяет считать сигнал гладким и описать его при

помощи Эрмитовых сплайнов третьего порядка, требующего определения значений функции и ее производной в узлах сплайна [5].

Численная оптимизация проводилась алгоритмом роя частиц, относящимся к семейству популяционных алгоритмов оптимизации [6]. Для данной задачи важным преимуществом данного метода являются то, что он относится к методам нулевого порядка, т.е. не требует вычисления градиента минимизируемого функционала.

### 3. Описание маневров

Для отдельной идентификации тяги и силы сопротивления, как правило, рекомендуется выполнение следующего маневра [2].

Пусть самолет находится в прямолинейном горизонтальном полете с постоянной скоростью. Нужно выполнить дачи ручкой управления двигателем по тангажу длительностью порядка 2 с и восстановить прямолинейный горизонтальный полет на той же высоте, с теми же значениями числа Маха и угла атаки.

Не изменяя режим работы двигателя, перевести самолет в снижение с малым углом тангажа. Дождаться некоторого увеличения скорости (порядка сотых числа Маха), затем начать набор высоты, сохраняя прежний темп изменения скорости.

Когда число Маха станет несколько меньше своего исходного значения, снова перейти в снижение и увеличить скорость прежним темпом до ее начального значения. Восстановить прямолинейный горизонтальный полет на исходной высоте. Выполнить дачи по тангажу, идентичные тем, что производились перед началом маневра. На протяжении всего маневра требуется обеспечить малую амплитуду изменений числа Маха и высоты.

Таким образом, маневр составлен из колебательных движений с разными периодами. Предполагается, что медленные колебания обеспечивают лучшее оценивание тяги и постоянной составляющей коэффициента сопротивления, а быстрые – коэффициентов индуктивного сопротивления.

Работоспособность описанного выше маневра была подтверждена по результатам моделирования на пилотажном стенде, при этом выполнение режима осуществлял человек-оператор. Другими словами, результат был получен эвристически. Поэтому для повышения степени обоснованности и математической корректности было предложено применить методы оптимального управления и сравнить полученные результаты.

Математическое моделирование проводилось двумя способами. В одном случае решалась описанная в предыдущем разделе оптимизационная задача поиска управления, после чего выполнялась идентификация силы тяги. В другом случае к искомому оптимальному сигналу добавлялось симметричное отклонение руля высоты, время начала которого определялось оптимизационным алгоритмом.

Результаты сравнивались с данными, полученными на пилотажном исследовательском стенде, при выполнении исходного маневра человеком-оператором.

### 4. Заключение

В результате решения задачи планирования эксперимента с целью повышения точности решения задачи идентификации тяги были получены следующие результаты.

Управляющий сигнал, сформированный алгоритмом, исходя из условий оптимальности, оказывается во многом подобен найденному эмпирически и осуществляемому оператором на стенде. Оценки силы тяги, полученные в обоих случаях также оказываются близки, расхождения составляют десятые доли процента.

Добавление дач к оптимизированному сигналу в условиях эксперимента не приводит к существенным улучшениям.

С другой стороны, в ходе эксперимента было получено целое семейство траекторий, обеспечивающих близкие по точности решения задачи идентификации. Это позволяет утверждать, что рассматриваемый маневр достаточно устойчив по отношению к вариациям параметров движения, при условии выполнения основных требований метода, которые состоят в сохранении постоянной тяги двигателя и малых изменениях скорости и высоты.

## Список литературы

1. Справочник по теории автоматического управления / Под ред. А.А. Красовского. М.: Наука, 1987. 711 с.
2. Корсун О.Н., Поплавский Б.К., Яцко А.А. Раздельная идентификация эффективной тяги двигателей и силы аэродинамического сопротивления по данным летных испытаний при воздействии шумов измерений // Труды X Международной конференции «Идентификация систем и задачи управления» SICPRO '15. Москва, 26-29 января 2015 г. М.: Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, 2015. С. 1032-1042.
3. Методы классической и современной теории автоматического управления. / Под ред. К.А. Пупкова, Н.Д. Егупова. М.: Изд. МГТУ им. Баумана, 2004. 656 с.
4. Корсун О.Н., Стуловский А.В. Восстановление параметров движения летательного аппарата с использованием алгоритмов оптимального управления // Известия РАН. Теория и системы управления. 2023. № 1. С. 44-55.
5. Завьялов Ю.С., Квасов Б.П., Мирошниченко В.Л. Методы сплайн-функций. М.: Наука, 1980. 352 с.
6. Mirjalili S., Song Dong J., Lewis A., Sadiq A.S. Particle Swarm Optimization: Theory, Literature Review, and Application in Airfoil Design // Nature-inspired Optimizers: Theories, Literature Reviews and Applications. Switzerland: Springer Nature, 2020. P. 167-184.