

ИДЕНТИФИКАЦИЯ ДИНАМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ «ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ + ПИЛОТ» ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ АЭРОГЕОФИЗИЧЕСКОЙ СЪЁМКИ

Гаракоев А. М.¹

*(ФГБУН Институт проблем управления
им. В.А. Трапезникова РАН, Москва)*

Гладышев А. И.²

*(Секция по оборонным проблемам Министерства обороны РФ
(при президиуме РАН))*

Решение задачи определения структуры управляемой динамической системы и формирование соответствующих законов управления требует детального анализа реальных экспериментальных данных, методов идентификации. Методы идентификации моделей поведения систем «летательный аппарат + пилот» успешно развиваются с 60-х годов прошлого столетия. Пилотируемая авиация занимает лидирующие позиции по отношению к беспилотным системам, соответственно актуальность таких задач сохраняется и по сей день. При выполнении полетов пилот опирается на навигационную информацию, выводимую на различные индикаторы, расположенные в кабине летательного аппарата. Пример такого индикатора пилота – индикатор типа «Стрелка». Данная статья посвящена анализу реальных полетных данных четырех летательных аппаратов, пилоты которых выполняли полеты по информации с индикатора «Стрелка». По результатам анализа и с помощью компьютерного моделирования идентифицированы параметры четырех динамических моделей «летательный аппарат + пилот». Модели являются линейными замкнутыми (пилот – регулятор, замыкающий контур управления) динамическими системами 1-го порядка, описанными в виде передаточных функций. Приведены результаты экспериментов, выполненных на симуляторе с использованием каждой из моделей.

Ключевые слова: идентификация, динамические системы, индикатор «Стрелка», поведение пилота.

¹ *Амир Мусаевич Гаракоев, м.н.с. (garakoev.amir@mail.ru)*

² *Анатолий Иванович Гладышев, д.т.н., председатель секции (tolyagladyshhev@yandex.ru)*

1. Введение

Несмотря на то, что беспилотные летательные аппараты активно вытесняют классическую пилотируемую авиацию, существует достаточно большой объем задач, которые БПЛА не способен решить столь же эффективно, как и пилотируемая авиация. Один из примеров таких задач – аэрогеофизическая съемка [1, 2, 4, 5].

Традиционно такие полеты осуществляются по заранее запланированным прямолинейным маршрутам (рис. 1).

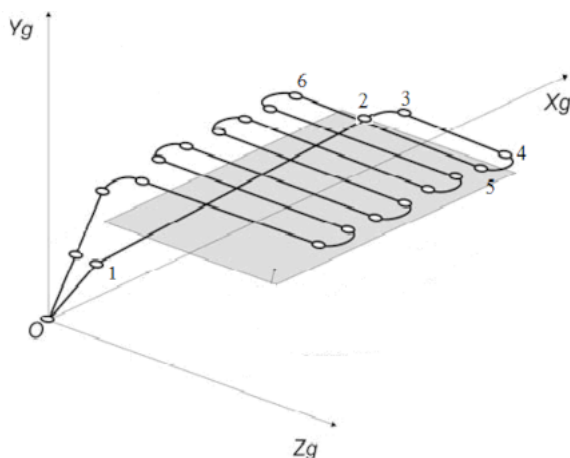


Рис. 1. Схема выполнения полетного задания

На рис. 1 прямолинейным участкам траектории соответствуют отрезки: 1–2, 3–4, 5–6.

В качестве критерия точности выполнения полета по таким маршрутам принято использовать параметр бокового отклонения – ХТЕ (Cross Track Error).

Важно заметить, что пилот в цепи управления является регулятором, который получает информацию о текущем положении по отношению к маршруту полета, и воздействуя на органы управления ЛА, минимизирует это значение.

Существуют разнообразные подходы в информационном обеспечении пилота для выполнения подобных полетов. Это, например, наличие борт-оператора (штурмана) на борту, который дает указания и рекомендации. Современное развитие цифровых технологий позволяет использовать дисплеи-индикаторы пилота, которые автоматически информируют пилота о текущем положении летательного аппарата относительно заданной траектории. Один из таких индикаторов, который принято называть «Стрелкой» (рис. 2) является частью программно-аппаратного комплекса NavDat [1, 3, 13], в основе работы которого лежат алгоритмы, формирующие для пилота управляемую информацию. Аналогичные комплексы рассмотрены в работах [2, 4, 5].

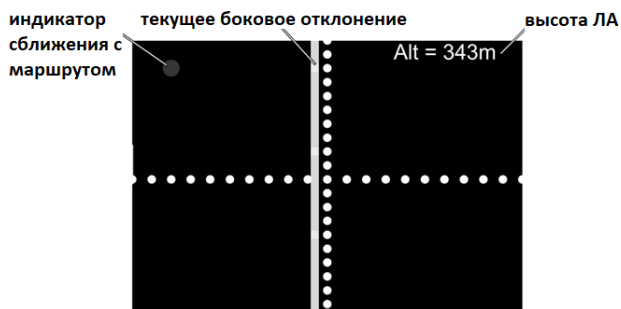


Рис. 2. Индикатор типа «Стрелка»

Точность выполнения полетов по заданным маршрутам зависит не только от мастерства, опыта и реакции пилота, но и от качества управляющей информации, отображенной на индикаторе пилота.

Реакция пилота и его отклик на управляющую информацию, предоставляемую индикатором типа «Стрелка», является предметом исследования в данной работе.

Для обеспечения качества управляющей информации для задач, связанных с «ручным» управлением, необходимо знать закономерности поведения пилота, а также математические модели его поведения.

Пилот как звено управления является достаточно слож-

ной системой, чтобы можно было однозначно описать его поведение. Однако существует достаточно большое количество приближенных математических моделей, описывающих такие процессы. Основные исследования в этой области пришлось на 60-70-е годы прошлого века. Такими задачами занимались, в частности, Д. Макрюер и его коллеги [11, 12]. Эти исследования позволили раскрыть основные закономерности поведения человека-пилота в контуре управления и создать ряд экспериментальных моделей поведения, объединяющих в себе динамику объекта управления и поведение пилота. В дальнейшем были предложены различные модификации этих моделей. Одной из групп таких модификаций стали «структурные модели» рассмотренные в [10] (70-е годы). Модели линейные и основываются на классической теории управления. А параметры предполагалось определять с помощью правил настройки [8].

Во второй половине 60-х годов был также предложен новый подход к математическому моделированию характеристик реакции человека-пилота на управление, основанный на современной теории оптимального управления [6]. Он модифицировался в ряде исследований [7, 9] и использовался для решения различных прикладных задач.

Все эти исследования, связанные с пилотируемым управлением, как были актуальны в XX-м веке, так и продолжают быть таковыми в XXI-м.

В данной статье объект управления «летательный аппарат + пилот» рассматривается в контексте теории линейных динамических систем. В качестве полетных данных анализируются данные, полученные в реальных полетах с использованием программного комплекса NavDat [13]: ХТЕ; показания индикатора типа «Стрелка». Следовательно, искомая динамическая система будет с одним входом (показания «Стрелки») и одним выходом (ХТЕ).

2. Теоретическая основа рассматриваемой задачи

Система управления, рассматриваемая в данной работе, представлена в общем виде на рис. 3.

Опишем каждый из блоков, функционирующих в общей структуре: Л.А. – летательный аппарат; М.П. – модель пилота; NavDat – программное обеспечение, реализующее алгоритмы управления [1, 3]; Arrow – параметр выдаваемый на индикатор типа «Стрелка».

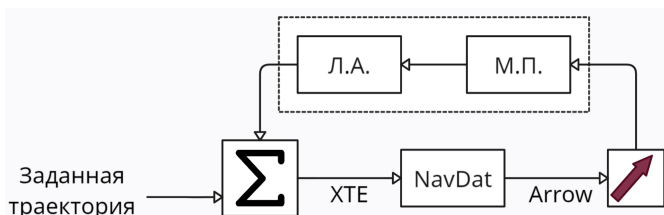


Рис. 3. Общая структура системы управления

Функционирует такая система следующим образом.

Пилот, воздействуя на органы управления летательного аппарата, летит по заданному маршруту с ошибкой бокового отклонения (ХТЕ). Эта величина подается в качестве входной информации системе NavDat, в которой заложены все необходимые алгоритмы выработки управляющей информации, выдаваемой на индикатор «Стрелка» с целью минимизации ХТЕ.

Информация о блоке, выделенном прямоугольником на рис. 3, априори неизвестна. **Основная цель работы** – попытаться идентифицировать параметры системы «летательный аппарат + модель пилота».

2.1. ОБЩАЯ ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

В результате выполнения полетов по заданным маршрутам при аэрогеофизических работах были получены данные вида {ХТЕ, Arrow} для четырех летательных аппаратов (рис. 4.).

Требуется: подобрать параметры динамической системы «летательный аппарат + пилот».



Рис. 4. Летательные аппараты (Ан-3, Cessna-172, Ми-8, As350-Eurocopter)

2.2. НЕОБХОДИМЫЕ СВЕДЕНИЯ ДЛЯ РЕШЕНИЯ

Решение поставленной задачи будем искать в виде передаточной функции с одним входом и одним выходом в классе линейных систем первого порядка:

$$(1) \quad H(s) = \frac{Y(s)}{X(s)},$$

где $Y(s) = \sum_{i=0}^m b_i s^{m-i}$ – выход системы, а $X(s) = \sum_{i=0}^n a_i s^{n-i}$ – вход.

Перепишем систему (1) в виде дифференциального уравнения:

$$(2) \quad \sum_{i=0}^n a_i y^{(n-i)} = \sum_{i=0}^m b_i x^{(m-i)}.$$

Для системы 1-го порядка (с одним полюсом и одним нулём), выражения (1) и (2) будут следующего вида:

$$(3) \quad H(s) = \frac{b_0 s + b_1}{a_0 s + a_1},$$

$$a_0 \dot{y} + a_1 y = b_0 \dot{x} + b_1 x.$$

Коэффициенты $a_i, b_i, i = 0, \dots, 1$ неизвестны. Дальнейшее решение будет строиться на поиске этих коэффициентов.

2.3. ОЦЕНКА КОЭФФИЦИЕНТОВ МОДЕЛИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПАКЕТОВ КОМПЬЮТЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ MATLAB

Среда MATLAB имеет в своем составе пакет System Identification Toolbox, способный решать подобные задачи.

При решении будем рассматривать только низкие частоты входного и выходного процессов.

Выходным параметром примем первую разность ХТЕ (ΔXTE), входной параметр Arrow.

В результате моделирования и подбора коэффициентов получены четыре модели для соответствующих летательных аппаратов.

Вертолеты:

$$H(s) = \frac{0,4833s + 0,004291}{s + 0,008412} - \text{As350 Eurocopter}$$

$$H(s) = \frac{0,3948s + 0,0007709}{s + 0,004133} - \text{Ми-8}$$

Самолеты:

$$H(s) = \frac{2,584s + 0,1339}{s + 0,0611} - \text{Cessna-172}$$

$$H(s) = \frac{7,77s + 0,32}{s + 0,488} - \text{Ан-3}$$

Все модели являются замкнутыми, так как пилот выступает в качестве регулятора, замыкающего общий контур управления.

Значительная разница подобранных коэффициентов для самолетов и вертолетов объясняется тем, что вертолеты выполняют полеты в условиях сложного рельефа с обтеканием. По этой причине пилот меньше уделяет внимание боковому отклонению, концентрируясь на удержании заданной высоты полета.

3. Моделирование с использованием симуляции полета в режиме реального масштаба времени

3.1. ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ

Данные, которые использовались в процессе идентификации моделей были с частотой 10 Гц. Симуляция полета по запланированному маршруту осуществлялась во встроенном симуляторе комплекса NavDat.

Для самолетов были заданы ограничения на угол крена φ , согласно технической спецификации. Угол φ связан с радиусом разворота R летательного аппарата по формуле

$$(4) \quad \operatorname{tg} \varphi = \frac{V^2}{g \cdot R},$$

где φ – угол крена, R – радиус разворота ЛА, V – скорость ЛА, g – ускорение свободного падения.

Вертолеты, в отличие от самолетов, более динамичные. Для них можно не задавать эти ограничения.

Начальные условия:

Ускорение свободного падения $g = 10 \text{ м/с}^2$;

– As350 Eurocopter: $V = 150 \text{ км/ч}$, φ – нет ограничений;

– Ми-8: $V = 150 \text{ км/ч}$, φ – нет ограничений;

– Cessna-172: $V = 170 \text{ км/ч}$, $\varphi = 30^\circ$;

– Ан-3: $V = 150 \text{ км/ч}$, $\varphi = 30^\circ$.

3.2. РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Результаты моделирования полетов на симуляторе четырех летательных аппаратов представлены на рис. 5.

На рис. 5 показаны траектории захода летательных аппаратов на заданный маршрут. Для чистоты эксперимента у всех ЛА общая точка старта.

Из представленных результатов видно, что у самолета Cessna-172 радиус разворота при заходе на маршрут больше, чем у остальных летательных аппаратов. Это связано с тем, что действует ограничение на угол крена, а скорость данного ЛА больше, чем у остальных.

У вертолета As350 Eurocopter характеристики сопоставимы с таковыми для вертолета Ми-8, переходные траектории этих двух ЛА схожи, за исключением того, что радиус разворота Ми-8 несколько больше радиуса разворота As350 Eurocopter.

Это объясняется существенными различиями в параметрах массы и габаритов этих ЛА.

Из рис. 5 видно, что у всех ЛА переходная траектория выходит на заданный маршрут и ЛА стабилизируется на данном маршруте.

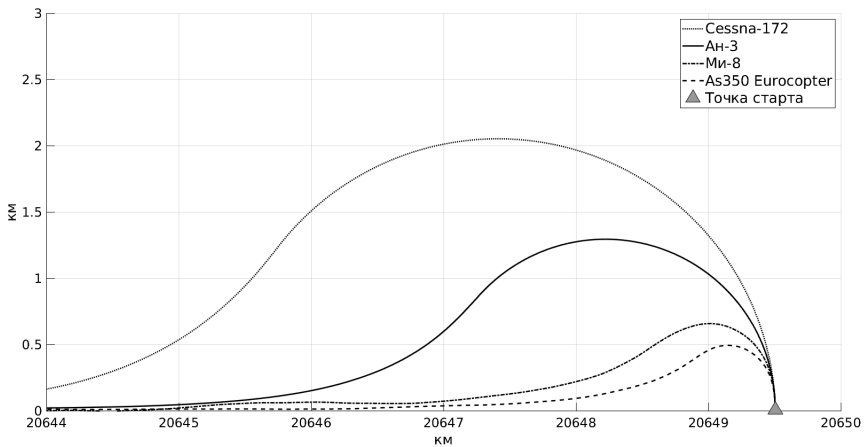


Рис. 5. Результаты моделирования траекторий захода на маршрут

В качестве примера для сравнения с полученными результатами моделирования рассмотрена траектория захода на маршрут в реальном полете вертолета Ми-8 (рис. 6). Результат полета (рис. 6) демонстрирует адекватность подобранных параметров рассмотренных динамических моделей.

У вертолета As350 Eurocopter характеристики сопоставимы с таковыми для вертолета Ми-8, переходные траектории этих двух ЛА схожи, за исключением того, что радиус разворота Ми-8 несколько больше радиуса разворота As350 Eurocopter.

Это объясняется существенными различиями в параметрах

массы и габаритов этих ЛА.

Из рис. 5 видно, что у всех ЛА переходная траектория выходит на заданный маршрут и ЛА стабилизируется на данном маршруте.

В качестве примера для сравнения с полученными результатами моделирования рассмотрена траектория захода на маршрут в реальном полете вертолета Ми-8 (рис. 6). Результат полета (рис. 6) демонстрирует адекватность подобранных параметров рассмотренных динамических моделей.

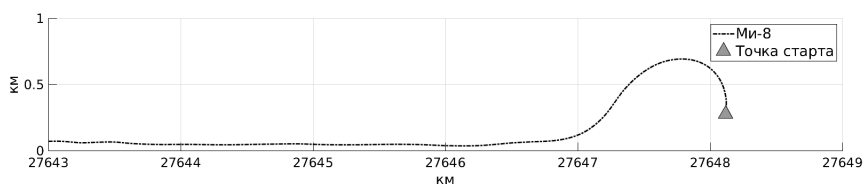


Рис. 6. Траектория захода на маршрут в реальном полете

4. Выводы

Задачи, связанные с идентификацией динамических систем, весьма нетривиальные. Существует ряд сложностей, например недостаточная информация об исследуемых объектах. В данной работе в целом удалось решить подобную задачу. По имеющимся данным ХТЕ и Argow идентифицировать параметры динамической системы «летательный аппарат + пилот» (использовался пакет программ System Identification Toolbox). В результате получены четыре модели в форме передаточных функций для соответствующих летательных аппаратов. Все модели подобраны с точностью не хуже 70%.

Результаты моделирования показали, что полученные динамические системы «летательный аппарат + пилот» устойчивы и соответствуют результатам реальных полетов.

Литература

1. ВОЛКОВИЦКИЙ А.К., КАРШАКОВ Е.В., ПАВЛОВ Б.В. *Структура алгоритмов управления проводкой летательного аппарата* // Известия ЮФУ. Технические науки. – 2013. – №3 (140). – С. 217–225.
2. ЖОДЗИШСКИЙ П.Ю., ПУХВАТОВ В.А. *Повышение эффективности выполнения аэрогеофизических исследований* // Геопрофи. – 2010. – №2. – С. 23–25.
3. КАРШАКОВ Е.В. *Особенности алгоритмов управления летательным аппаратом при аэросъемке* // Проблемы управления. – 2012. – №3. – С. 71–76.
4. ТРИГУБОВИЧ Г.М., ШЕВЧУК С.О., КОСАРЕВ Н.С., НИКИТИН В.Н. *Комплексная технология навигационного и геодезического обеспечения аэроэлектромагнитных исследований* // Гироскопия и навигация. – 2017. – Т. 25, №1(96).
5. ШЕВЧУК С.О., БАРСУКОВ С.В. *Применение навигационного комплекса на основе программы routenav для аэрогеофизических работ* // Геопрофи. – 2018. – №2. – С. 40–43.
6. BARON S., KLEINMAN D. *The Human as an Optimal Controller and Information Processor* // IEEE Trans. on Man Machine Systems MMS-10 Mar. – 1969. – Vol. 1. – P. 9–17.
7. BARONS S., KLEINMAN D., LEVISON W. *A Optimal Control Theory to Prediction of Human Performance in a Complex Task* // Proc. of the Fifth NASA-University Annual Conference on Manual Control. – 1969. – NASA-SP 215. – P. 367–387.
8. CROWLEY W., SKAN S. *A Simplified Analysis of the Stability of Aeroplanes* // Aeronautical Research Committee R&M No. 1333, Mar. 1930.
9. CURRY R, ET AL. *A Model for Simultaneous Monitoring and Control* // The 11th NASA-University Annual Conference on Manual Control, USA, 1975. – P. 144–150.
10. HESS R. *Structural model of the adaptive human pilot* // J. of Guidance and Control. – 1979. – Vol. 3, № 5. – P. 416–423.

11. MCRUER D., KRENDEL E. *Mathematical models of human pilot behavior* // AGARD AGD-188, 1974. – 72 p.
12. MCRUER D., GRAHAM D., KRENDEL E. AND W. REISNER JR. *Human Pilot Dynamics in Compensatory Systems: Theory, Models and Experiments with Controlled Element and Forcing Function Variations* // AFFDL-TR-65-15, July 1965.
13. https://geotechnologies.ru/ru/products/navdat_ru.html.

IDENTIFICATION OF THE DYNAMIC SYSTEM "AIRCRAFT + PILOT" WHEN PERFORMING AIRBORNE GEOPHYSICAL SURVEY

Amir Garakoev, V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of RAS, Moscow, junior researcher (garakoev.amir@mail.ru).

Anatoliy Gladyshev, Doctor of Technical Sciences, Chairman of the Section on Defense Problems of the Ministry of Defense of the Russian Federation (at the Presidium of the Russian Academy of Sciences) (tolyagladyshev@yandex.ru).

Abstract: The solution of the problem of the structure determining of a controlled dynamic system and the formation of the corresponding control laws requires a detailed analysis of real experimental data, identification methods. Methods for identifying models of behavior of «aircraft + pilot» systems have been successfully developed since the 60s of the last century. Manned aviation occupies a leading position in relation to unmanned systems, respectively, the relevance of such tasks remains to this day. When performing flights, the pilot relies on navigation information displayed on various indicators located in the cockpit of the aircraft. An example of such a pilot indicator is an indicator of type «Arrow». This article is devoted to the analysis of real flight data of four aircraft, the pilots of which flew according to information from the «Arrow» indicator. According to the results of the analysis and with the help of computer simulation, the parameters of four dynamic models «aircraft + pilot» were identified. The models are linear closed (pilot-regulator closing control loop) dynamic systems of the 1st order, described in the form of transfer functions. The results of experiments performed on the simulator using each of the models are presented.

Keywords: identification, dynamic systems, indicator «Arrow», pilot behavior.

УДК 681.5

ББК 30в6

DOI: 10.25728/ubs.2023.103.8

*Статья представлена к публикации
членом редакционной коллегии Б.В. Павловым.*

Поступила в редакцию 16.01.2023.

Дата опубликования 31.05.2023.