

УДК 681.51

doi: 10.17586/2226-1494-2020-20-2-200-205

НАСТРОЙКА ПАРАМЕТРОВ ДИНАМИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ПОВЕДЕНИЯ ПИЛОТА В КОНТУРЕ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ

Ю.С. Зайцева

Университет ИТМО, Санкт-Петербург, 197101, Российская Федерация
 Адрес для переписки: juliazaytsev@gmail.com

Информация о статье

Поступила в редакцию 12.02.20, принята к печати 12.03.20
 Язык статьи — русский

Ссылка для цитирования: Зайцева Ю.С. Настройка параметров динамической модели поведения пилота в контуре управления летательным аппаратом // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2020. Т. 20. № 2. С. 200–205. doi: 10.17586/2226-1494-2020-20-2-200-205

Аннотация

Предмет исследования. Рассмотрена система управления полетом летательного аппарата для случая его продольного движения с человеком-пилотом в замкнутом контуре управления. В режиме компенсаторного слежения выполнена компьютерная имитация настройки параметров выбранной модели поведения пилота. Параметры отвечают оптимальному поведению пилота для обеспечения наилучших характеристик динамики летательного аппарата. **Метод.** При создании компьютерной программы вычислений использована аппроксимация Паде. Для оценки качества динамических свойств исследуемой системы управления применены частотный и оптимальный методы, а также шкала пилотажных характеристик. **Основные результаты.** На примере нормальной аэродинамической схемы, в которой руль высоты служит элементом хвостового оперения, найдены численные значения параметров модели поведения пилота. Выполнена оценка пилотажных характеристик летательного аппарата и системы управления полетом. Приведены результаты моделирования. **Практическая значимость.** Предложенный подход к процессу имитации поведения пилота во время пилотирования позволяет упростить, ускорить и уменьшить стоимость программы испытаний летательного аппарата. Программная имитация может быть использована на этапе испытаний и перед испытаниями на пилотажных стендах, что позволит выявить неудовлетворительные пилотажные характеристики самолета и его системы управления и оперативно их скорректировать.

Ключевые слова

пилотажные характеристики, модель человека, имитация, самолет, оптимизация, частотные методы, колебательность

Благодарности

Работа выполнена при поддержке гранта Правительства Российской Федерации № 08-08.

doi: 10.17586/2226-1494-2020-20-2-200-205

PARAMETER SETTING OF PILOT BEHAVIORAL DYNAMIC MODEL IN AIRCRAFT CONTROL LOOP

Iu.S. Zaitceva

ITMO University, Saint Petersburg, 197101, Russian Federation
 Corresponding author: juliazaytsev@gmail.com

Article info

Received 12.02.20, accepted 12.03.20
 Article in Russian

For citation: Zaitceva Iu.S. Parameter setting of pilot behavioral dynamic model in aircraft control loop. *Scientific and Technical Journal of Information Technologies, Mechanics and Optics*, 2020, vol. 20, no. 2, pp. 200–205 (in Russian). doi: 10.17586/2226-1494-2020-20-2-200-205

Abstract

Subject of Research. The paper considers a flight control system for the longitudinal movement of an aircraft with a human-pilot in a closed loop. Computer simulation setting of the selected pilot behavioral model is carried out in the compensatory tracking mode. The parameters correspond to the optimal behavior of the pilot providing the best aircraft dynamic characteristics. **Method.** Padé approximation was used when creating a computer program for calculations.

Frequency and optimal methods, and handling qualities scale were used for quality assessment of the control system dynamic properties. **Main Results.** Numerical values of the pilot behavior model parameters are found on the example of a normal aerodynamic scheme, in which the elevator serves as an element of the tail unit. The numerical values estimation of the pilot model parameters is performed. The simulation results are given. **Practical Relevance.** The proposed approach to the pilot behavior simulating process during piloting simplifies, accelerates, and reduces the cost of an aircraft test program. Software simulation can be used at the test stage and before tests on flight simulators and will give the possibility to identify unsatisfactory handling characteristics of the aircraft and its control system and quickly correct them.

Keywords

handling qualities, human model, imitation, aircraft, optimization, frequency methods, oscillation index

Acknowledgements

This work was financially supported by the Government of the Russian Federation (Grant 08-08).

Введение

В процессе проектирования летательных аппаратов (ЛА) большинство решений, определяющих эффективность управления самолетом, принимаются на этапе выбора концепции и в процессе разработки эскизного проекта. При этом основная доля финансовых затрат приходится на создание технического проекта, включающего всю техническую документацию для производства самолета, строительство испытательных стендов, опытного экземпляра и проведения летных испытаний [1]. Программа летных испытаний составляется для каждой новой модели самолета и направлена на проверку тактико-технических требований, получение полной летной характеристики, выявление неисправностей, проверку работоспособности оборудования и удобства его применения. Увеличение количества времени, отводимого на устранение дефектов самолета, затягивает его выпуск и повышает его конечную стоимость [2]. Между тем современные маневренные многозадачные ЛА, оснащенные электродистанционной системой управления полетом, требуют более тщательных испытаний ввиду своей сложности, большого числа нормируемых параметров, необходимости исследования задач динамики полета с учетом психологических и физиологических характеристик поведения пилота. Пилот взаимодействует с техническими компонентами самолета и внешней средой посредством информационной системы и органов управления. При создании подобной системы необходимо учитывать сложность взаимодействия «человек-техника» (человеческий фактор) для повышения безопасности полетов и эффективности работы как пилота, так и системы управления. Известно, что даже самые высококвалифицированные пилоты совершают ошибки, в то время как определяющим фактором остается обеспечение безопасности полетов [3].

При полунатурном моделировании и определении пилотажных характеристик самолетов при летных испытаниях применяются различные шкалы пилотажных оценок, например, такие как шкала Купера–Харпера [4]. Эта субъективная оценка выражается количественно и измеряется в баллах от 1 до 10. Она учитывает точность решения целевой задачи и степень затрат умственных и физических усилий [5]. На данный момент существует методика определения индивидуальной техники пилотирования на основе автоматизированной

обработки и экспертной оценки данных записей бортовых параметрических самописцев на уже введенных в эксплуатацию самолетах с целью получения количественной оценки техники пилотирования конкретного пилота. Оценка направлена на выявление опасных тенденций в индивидуальной технике пилотирования и их профилактику [6].

На этапе технического проекта для оценки человеческого фактора можно использовать компьютерное моделирование и математические модели поведения человека. Математическая модель поведения пилота позволяет лучше понять взаимодействие между пилотом и самолетом, выяснить требования к характеристикам динамики самолета. Пилот в подобной модели, как динамическое звено, представляет из себя сложную многоканальную, адаптивную и самообучающуюся систему управления. В процессе управления пилот приспосабливается к самолету таким образом, чтобы обеспечить устойчивость и управляемость системы. Под адаптацией пилота понимается настройка нейромускульной и центральной нервной систем.

В рамках настоящего исследования рассматривается модель поведения пилота, разработанная на основе теории автоматического управления. Модель используется для понимания пилотажных характеристик самолета и определения степени чувствительности к колебаниям системы, вызванным действиями пилота [7–9]. Из всего многообразия факторов, определяющих динамику полетов, в данной работе рассматривается математическое описание поведения пилота в компенсаторном режиме, а именно, управление одной фазовой координатой движения самолета с помощью одного управляющего органа. На основе модели с применением частотных методов оценки качества системы и с учетом свойств адаптации поведения пилота предлагается произвести компьютерную имитацию параметров модели поведения пилота в задаче ручного пилотирования.

Требования к характеристикам продольного движения самолета с использованием математической модели поведения пилота

Наиболее точную модель поведения пилота удастся получить в режиме компенсаторного слежения, когда характеристики объекта управления стационарные. Зависимость оценок параметров модели пилота в об-

щем случае имеет нелинейный характер, однако, обычно при исследовании объекта управления со стационарными характеристиками используют приближенную линейную модель. Эксперименты показали, например, что при стабилизации самолета поведение пилота может определяться по правилам оптимального синтеза линейных систем. Передаточная функция пилота, описывающая отклонение стабилизатора в зависимости от ошибки стабилизации, имеет вид [10]

$$W_p(s) = K_p \frac{(T_L s + 1)}{(T_p s + 1)} e^{-\tau_p s}, \quad (1)$$

где K_p — коэффициент усиления пилота; T_L, T_I — опережение и запаздывание, вводимое пилотом; τ_p — время запаздывания пилота; s — оператор Лапласа.

Пилот оптимизирует суммарные характеристики замкнутой системы, чтобы обеспечить минимум ошибки управления. Свойство адаптации поведения пилота означает целенаправленность его действий, которые можно представить в виде набора определенных критериев выбора параметров модели его поведения. Существует два вида критериев: частотный и обобщенный. В обобщенном критерии учитываются показатели точности пилотирования и загрузки пилота [11]. Последний может трактоваться по-разному, что приводит к включению в функционал различных по смыслу и размерности показателей, усложняет выбор весовых коэффициентов. Эта проблема решается представлением показателя загрузки в виде дисперсии составляющей ошибки, некоррелированной с входным воздействием.

При использовании частотного критерия предполагается, что пилот стремится обеспечить высококачественные характеристики системы слежения. Критериями здесь выступают частотные показатели качества системы [12]. В хорошо демпфированной системе величина запаса устойчивости по амплитуде лежит в пределах от -6 до -20 дБ, запас устойчивости по фазе составляет величину $30^\circ-60^\circ$. Также удобно определить запас устойчивости по показателю колебательности, для различных значений которого можно построить зависимости величины фазы от амплитуды в разомкнутой системе. Для широкого класса систем показатель колебательности лежит в узких пределах от 1,1 до 1,6. Определить показатель колебательности можно с помощью амплитудно-фазовой частотной характеристики (АФЧХ) разомкнутой системы $W(j\omega) = U(\omega) + jV(\omega)$, где ω — частота; U, V — вещественная и мнимая часть $W(j\omega)$. Тогда показатель колебательности можно вычислить следующим образом [13]:

$$M = \sqrt{\frac{U^2 + V^2}{(1 + U)^2 + V^2}}.$$

Выбор параметров передаточной функции пилота должен соответствовать следующим требованиям:

- 1) в широком диапазоне изменения обеспечивается устойчивость системы;

- 2) АФЧХ разомкнутой системы имеет наклон -20 дБ/дек в достаточно широкой окрестности частоты среза;
- 3) АЧХ разомкнутой системы в области низких частот значительно больше единицы.

В замкнутой системе пилот стремится к минимальному сдвигу по фазе относительно управляющего сигнала и отсутствию резонансных пиков на всех частотах, поэтому параметры модели пилота должны обеспечивать в замкнутой системе такую частоту среза, при которой минимизируется среднеквадратичная ошибка стабилизации [12]. Для этого пилот может действовать так, чтобы в диапазоне частоты среза разомкнутая система была близка к K_p/s , или $|W| \approx 1$. Из этого условия можно получить приближенные оценки T_L, T_I в зависимости от параметров самолета. Время запаздывания пилота принимается оптимальным $\tau_p = 0,2$ с и не меняется. Из ряда источников получено, что введение запаздывания на средних и высоких частотах, например, для устойчивости слабо демпфированного короткопериодического движения или изгибных колебаний ЛА, может значительно ухудшить оценки. Для хороших оценок $T_L \approx 1, T_I \approx 1$ рассматриваются как граничные величины: введение $T_L = 1$ приводит к ухудшению оценки на 2,5 балла; $T_I = 0,45$ — до 1,5 баллов. Также известно, что коэффициент усиления в модели пилота обратно пропорционален коэффициенту усиления в прямой цепи K_c , при этом $K_p = \omega_{cp}/K_c$. Отсюда можно численно определить рейтинг характеристик ЛА по системе шкал.

Помимо частотного критерия в работе предлагается ввести оптимизацию по времени переходного процесса t_n с заданной точностью. Этот показатель имеет важное значение для скорости отработки команд пилота. Таким образом, общий критерий выбора параметров модели поведения пилота можно записать в виде:

$$J^* = \min J(M, t_n). \quad (2)$$

Объект управления

Рассматривается нормальная аэродинамическая схема, в которой руль высоты служит элементом хвостового оперения. Проведем настройку параметров модели поведения пилота (1). Объект управления представляет из себя экспериментальный беспилотный ЛА, управляемый дистанционно человеком-оператором. Передаточная функция между углом отклонения руля высоты и углом тангажа с учетом динамики привода органа управления (ОУ) и времени запаздывания τ_0 в тракте управления имеет вид [14]:

$$W_{Oy}(s) = e^{-\tau_0 s} \frac{1}{0,076s + 1} \times \frac{29,1(s + 4,35)}{s^2 + 7,3s + 25,6}. \quad (3)$$

Основными параметрами, определяющими динамические характеристики ЛА являются: частота собственных колебаний $\omega_a = 5$; декремент затухания $\xi_a = 7,3$; коэффициент нормальной силы $C_a = 4,35$. Поскольку декремент затухания достаточно высок, то контур

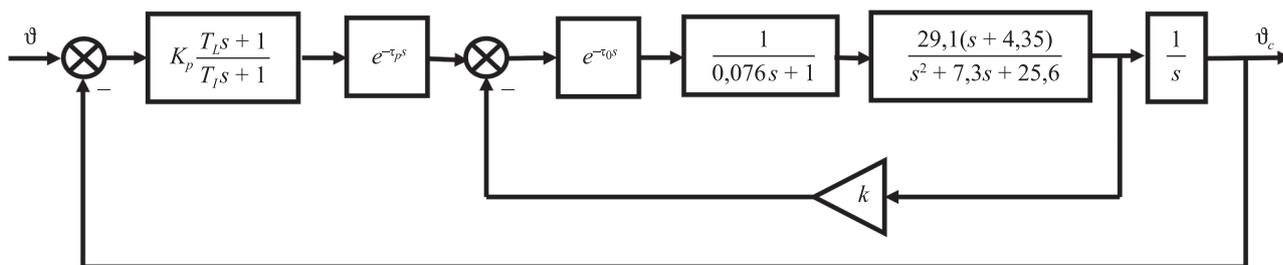


Рис. 1. Схема компенсаторного слежения

управления задемпфирован отрицательной обратной связью по угловой скорости с коэффициентом $k = 0,15$. Структурная схема системы управления полетом по углу тангажа (3) реализована в программе MATLAB/Simulink и показана на рис. 1, где ϑ , ϑ_c — задающее и фактическое значения угла тангажа.

Результаты моделирования

Согласно вышеизложенным правилам настройки параметров модели поведения пилота в среде MATLAB создана программа, реализующая критерий (2). Для уменьшения объема вычислений использовалось приближение экспоненциальных функций с помощью аппроксимации Паде [15]. Минимизация функционала и аппроксимация Паде достигаются стандартными функциями пакета MATLAB.

Начальные значения параметров модели поведения пилота: $K_p = 3$; $T_L = 0,5$; $T_I = 0,5$. Эти значения выбраны из условий линейного полета ЛА, сокращения времени выполнения минимизации критерия (2) и соответствуют структуре алгоритма программы. Значения для критерия оценки качества системы: максимально допустимое значение $M = 1$; отклонение фактического значения единичного импульса от заданного — $0,05$. В результате выполнения программы получены следу-

ющие численные значения: $K_p = 0,4359$; $T_L = 0,6644$; $T_I = 0,6043$. Частота среза замкнутой системы пилот-самолет $\omega_c = 4$ рад/с.

Выполнение критерия (3) и соответствие результатов моделирования правилам настройки параметров модели поведения пилота проиллюстрировано на рис. 2 и рис. 3. Из рис. 2, а видно, что наклон АЧХ в окрестности частоты среза составляет -20 дБ/дек, запас устойчивости по амплитуде и фазе равны $2,1$ дБ и $63,5^\circ$ соответственно. При этом на рис. 2, б показана зависимость показателя колебательности от частоты, не превышающая заданного. Вид частотного годографа на рис. 3, а свидетельствует о наличии отрицательного фазового сдвига между входным и выходным сигналом. Отклик замкнутой системы на единичный импульс (рис. 3, б), полученный в Simulink-модели, совпадает с расчетным.

Для полученного значения рейтинг самолета по шкале Купера–Харпера составляет около 3, что соответствует оценке «хорошо». Введение пилотом опережения свидетельствует о попытке компенсировать фазовое запаздывание, что усложняет процесс пилотирования и снижает оценку самолета на 2,5 балла. Введение запаздывания свидетельствует о том, что пилот вынужден пилотировать «аккуратно», т. е. фильтровать высокочастотные составляющие движения.

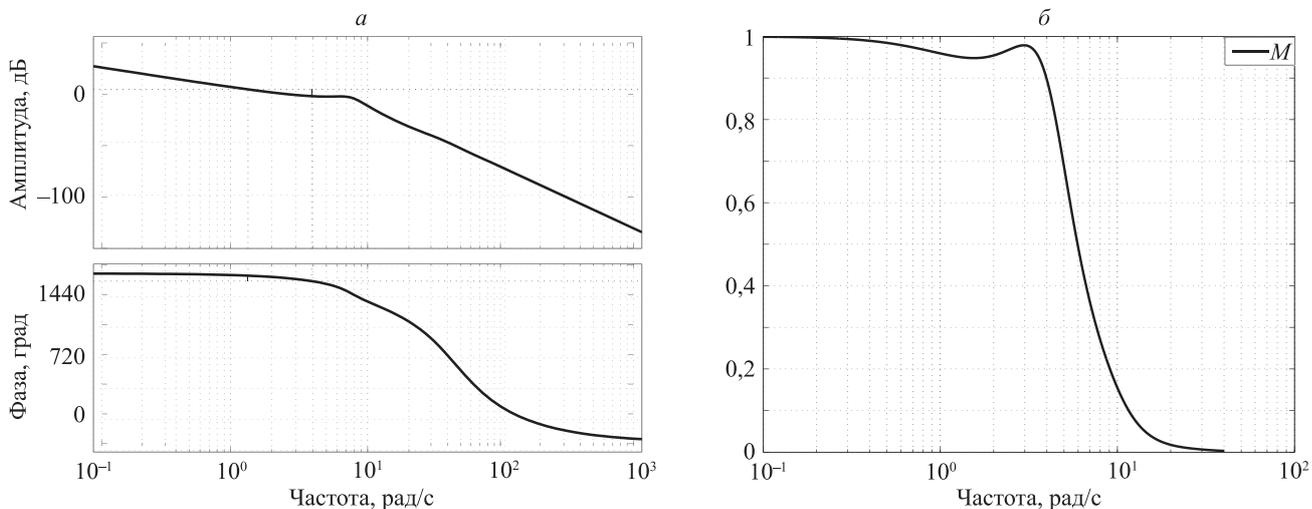


Рис. 2. Амплитудно-фазовая частотная характеристика разомкнутой системы (а); показатель колебательности (M) в пределах полосы пропускания системы (б)

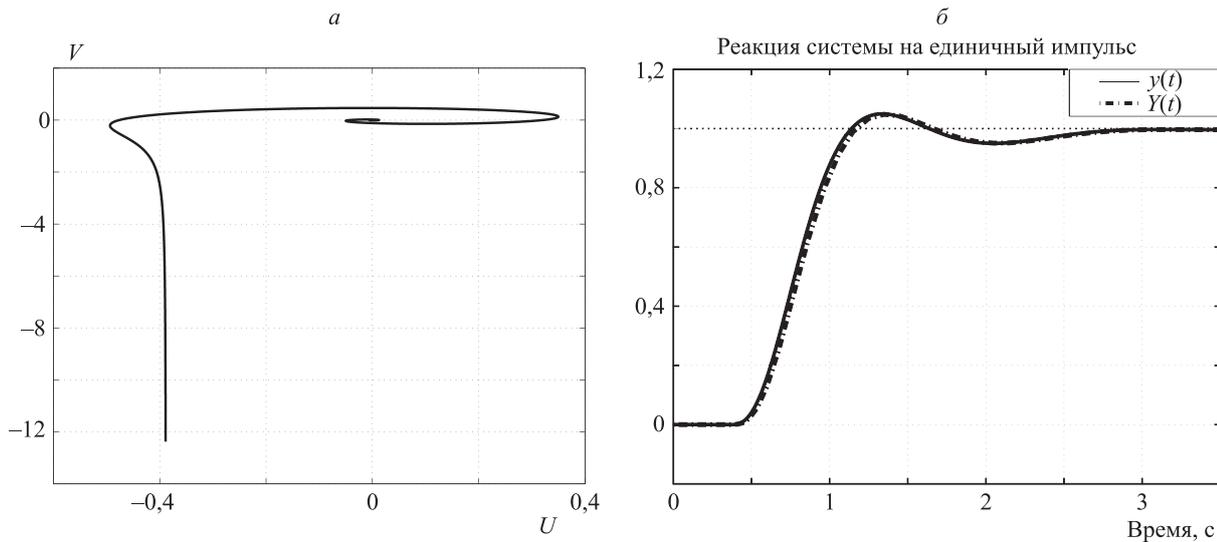


Рис. 3. Годограф разомкнутой системы (а); реакция на единичный скачок замкнутой системы, где $y(t)$, $Y(t)$ — расчетное и фактическое значения выходного сигнала (б)

Заклучение

Таким образом, в работе предложена имитационная модель процесса оценки пилотом летных качеств самолета с помощью компьютерных средств моделирования. Получены численные величины параметров модели пилота, соответствующие наилучшим характеристикам замкнутой системы пилот-самолет для выбранного объекта управления.

Полученные данные говорят о том, что при выбранной автором конфигурации системы управления полетом летательный аппарат плохо управляется. Показателями этого являются большие величины постоянных опережения и запаздывания пилота. Для их уменьшения можно предложить ряд мероприятий, актуальных на этапе проектирования исследуемого

летательного аппарата. Это могут быть изменения в конструкции, если аппарат находится на этапе прототипа, коррекция системы управления, а также введение дополнительных технических средств отображения информации. Программная имитация может использоваться на этапе натурных испытаний, перед испытаниями на пилотажных стендах, что позволит выявить неудовлетворительные пилотажные характеристики самолета и системы его управления, и оперативно их скорректировать.

Дальнейшим развитием темы может служить рассмотрение характеристик системы пилот-самолет при различных формах и спектрах задающего воздействия, а также с учетом активных нелинейностей, исследование чувствительности летательного аппарата к раскачке пилотом.

Литература

1. Егер С.М., Матвеев А.М., Шаталов И.А. Основы авиационной техники. М.: Машиностроение, 2003. 720 с.
2. Аузан А.К. Летные испытания самолетов. М.; Л.: ОНТИ НКТП СССР. Главная редакция авиационной литературы, 1936. 170 с.
3. Нечетов А. Боевая подготовка и безопасность полетов // Зарубежное военное обозрение. 1993. № 4. С. 38–40.
4. Смирнов В.А., Нерубатский В.Е. Методические аспекты проведения исследований по нормированию пилотажных характеристик самолетов: применение шкалы пилотажных оценок // Вооружение и военная техника. 2018. № 1(17). P. 46–52.
5. Neal T.P., Smith R.E. A flying qualities criterion for the design of fighter flight-control system // Journal of Aircraft. 1971. V. 8. N 10. P. 803–809. doi: 10.2514/3.59174
6. Бутырин О.А., Клещенко С.В. Методика количественной оценки качества техники пилотирования летчика в рейсовых условиях // Проблемы безопасности полетов. 2008. № 9. С. 17–30.
7. Efremov A., Ogloblin A., Koshelenko A. Evaluation and prediction of aircraft handling qualities // Proc. 23rd Atmospheric Flight Mechanics Conference. 1998. P. 20–30. doi: 10.2514/6.1998-4145
8. Obermayer R.W., Webster R.B., Muckler F.A. Studies in optimal behavior in manual control systems: The effect of four performance criteria in compensatory rate-control tracking // Proc. Second Annual NASA-University Conference on Manual Control, NASA Special Report, N 128. Cambridge, MA: MIT, 1966. P. 311–324.

References

1. Eger S.M., Matveenko A.M., Shatalov I.A. *Fundamentals of Aviation Engineering*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2003, 720 p. (in Russian)
2. Auzan A.K. *Aircraft Flight Tests*. Moscow, Leningrad, 1936, 170 p. (in Russian)
3. Nechetov A. Combat training and flight safety. *Zarubezhnoe voennoe obozrenie*, 1993, no. 4, pp. 38–40. (in Russian)
4. Smirnov V.A., Nerubatckii V.E. Methodological aspects of carrying out research on standardization of flying qualities: handling qualities scale application. *Weapons and Military Equipment*, 2018, no. 1(17), pp. 46–52. (in Russian)
5. Neal T.P., Smith R.E. A flying qualities criterion for the design of fighter flight-control system. *Journal of Aircraft*, 1971, vol. 8, no. 10, pp. 803–809. doi: 10.2514/3.59174
6. Butyrin O.A., Kleshchenko S.V. Methodology of piloting technique quality quantitative assessment in flight conditions. *Problemy bezopasnosti poletov*, 2008, no. 9, pp. 17–30. (in Russian)
7. Efremov A., Ogloblin A., Koshelenko A. Evaluation and prediction of aircraft handling qualities. *Proc. 23rd Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 1998, pp. 20–30. doi: 10.2514/6.1998-4145
8. Obermayer R.W., Webster R.B., Muckler F.A. Studies in optimal behavior in manual control systems: The effect of four performance criteria in compensatory rate-control tracking. *Proc. Second Annual*

9. Bacon B.J., Schmidt D.K. An optimal control approach to pilot/vehicle analysis and the Neal–Smith criteria // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 1983. V. 6. N 5. P. 339–347. doi: 10.2514/3.19840
 10. McRuer D., Krendel E. *Mathematical Models of Human Pilot Behavior*. AGARD AG-188, 1974.
 11. Ефремов А.В., Оглоблин А.В., Родченко В.В., Предтеченский А.Н. Летчик как динамическая система. М.: Машиностроение, 1992. 336 с.
 12. Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В. Аэродинамика самолета: динамика продольного и бокового движения. М.: Машиностроение, 1979. 349 с.
 13. Бесекерский В.А., Попов Е.П. Теория систем автоматического регулирования. М.: Наука, 1975. 768 с.
 14. Mandal T., Gu Y., Chao H., Rhudy M. Flight data analysis of pilot-induced-oscillations of a remotely controlled aircraft // *Proc. AIAA Guidance, Navigation and Control (GNC) Conference*. Boston, MA, 2013. P. 1–15.
 15. Андриевский Б.Р., Фрадков А.Л. Избранные главы теории автоматического управления с примерами на языке Matlab. СПб.: Наука, 2000. 471 с.
9. Bacon B.J., Schmidt D.K. An optimal control approach to pilot/vehicle analysis and the Neal–Smith criteria. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1983, vol. 6, no. 5, pp. 339–347. doi: 10.2514/3.19840
 10. McRuer D., Krendel E. *Mathematical Models of Human Pilot Behavior*. AGARD AG-188, 1974.
 11. Efremov A.V., Ogloblin A.V., Rodchenko V.V., Predtechenskii A.N. *Human Pilot as a Dynamic System*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1992, 336 p. (in Russian)
 12. Biushgens G.S., Studnev R.V. *Aircraft Dynamics: Dynamics of Longitudinal and Lateral Movement*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1979, 349 p. (in Russian)
 13. Besekerskii V.A., Popov E.P. *Theory of Automatic Control Systems*. Moscow, Nauka Publ., 1975, 768 p. (in Russian)
 14. Mandal T., Gu Y., Chao H., Rhudy M. Flight data analysis of pilot-induced-oscillations of a remotely controlled aircraft. *Proc. AIAA Guidance, Navigation and Control (GNC) Conference*, Boston, MA, 2013, pp. 1–15.
 15. Andrievskii B.R., Fradkov A.L. *Selected Chapters of Automatic Control Theory with Matlab Language Examples*. St.Petersburg, Nauka Publ., 2000, 471 p. (in Russian)

Авторы

Зайцева Юлия Сергеевна — аспирант, Университет ИТМО, Санкт-Петербург, 197101, Российская Федерация, Scopus ID: 57045916700, ORCID ID: 0000-0001-9957-022X, juliazaytsev@gmail.com

Authors

Iuliia S. Zaitceva — Postgraduate, ITMO University, Saint Petersburg, 197101, Russian Federation, Scopus ID: 57045916700, ORCID ID: 0000-0001-9957-022X, juliazaytsev@gmail.com