

Оптимизация программы полета дозвукового пассажирского самолета на участке снижения с учетом эксплуатационных ограничений

© Е.А. Губарева, Т.Ю. Мозжорина

МГТУ им. Баумана, Москва, 105005, Россия

Представлена математическая модель полета, основанная на традиционных подходах, используемых для пассажирских дозвуковых самолетов. Оптимизация программы полета при снижении проведена с учетом эксплуатационных ограничений, характерных для гражданской авиации. При моделировании полета применена встроенная модель двухконтурного турбореактивного двигателя, позволяющая рассчитать характеристики силовой установки.

Ключевые слова: моделирование полета, моделирование газотурбинного двигателя, оптимизация программы полета, пассажирские самолеты.

Введение. Вопросы оптимизации полета пассажирских самолетов не теряют актуальности уже несколько десятилетий. Этой проблеме посвящены многие работы отечественных и зарубежных авторов [1–15]. В настоящей работе при моделировании полета пассажирского дозвукового самолета в вертикальной плоскости использованы традиционные подходы [1, 2]. Алгоритм расчета отражает особенности отдельных участков полета: взлет, первичный набор высоты, основной набор высоты и т. д. Для каждого участка полета в соответствии с принятой практикой составлена своя система дифференциальных уравнений движения летательного аппарата (описывающих только движение центра масс без учета уравнений моментов), характерная для заданного режима полета. Системы дифференциальных уравнений решены численным методом предиктора-корректора (метод Адамса), первые шаги при решении соответствуют методу Рунге — Кутты четвертого порядка.

В уравнениях движения углами атаки не пренебрегали (хотя это упрощение широко применяется при моделировании полета гражданских самолетов). Данные по аэродинамике (поляры с указанием углов атаки) взяты из известных таблиц. Промежуточные значения рассчитаны путем линейной интерполяции.

Для расчета характеристик двигателей использована отдельная подпрограмма, которая вызывается внутри подпрограммы численного метода для решения системы дифференциальных уравнений. Иными словами, модель двигателя встроена в программу, моделирующую полет пассажирского дозвукового самолета. Особенность настоящей работы в том, что интерполяция заранее рассчитанных ха-

рактических в поле допустимых режимов полета не применяется. Модель двигателя соответствует первому уровню [3]. Характеристики узлов двигателя представлены в виде математических моделей нулевого уровня (обобщенные аппроксимационные зависимости). При необходимости решения системы алгебраических нелинейных уравнений (в модуле расчета характеристик двигателя) используется модифицированный метод Ньютона. Переходные режимы работы двигателя не моделируются. Термодинамические свойства рабочего тела определены в соответствии с алгоритмами, изложенными в [3, 4].

Постановка задачи. Оптимизация программы полета на участках разгона–набора высоты и снижения–торможения проведена с использованием критерия эффективности: минимум массы топлива m_T , израсходованного на этом участке полета, поскольку рассматривается полет на заданную дальность. Указанный критерий эффективности является функционалом в задаче вариационного исчисления:

$$m_T = \int_{H_{e1}}^{H_{e2}} F dH_e \rightarrow \min,$$

где H_e — энергетическая высота.

Решение вариационной задачи сводится к минимизации в каждой расчетной точке программы полета на участке основного набора высоты функции Флорова [1, 2] вида

$$F = \frac{G_T i}{n_x V},$$

где G_T — расход топлива одного двигателя, зависящий от высоты, скорости полета, атмосферных условий, текущего веса самолета и его аэродинамических качеств; i — число двигателей; n_x — горизонтальная перегрузка, $n_x = \frac{P \cos(\alpha + \varphi) i - X}{m_c g}$ (P — тяга одного двигателя; α — угол атаки; φ — угол установки двигателя в вертикальной плоскости относительно хорды крыла; X — сила аэродинамического сопротивления; m_c — масса самолета; $g = 9,81$ м/с² — ускорение свободного падения); V — скорость полета.

Эта функция есть не что иное, как производная соответствующего интегрального критерия оптимизации по энергетической высоте ($H_e = V^2/2g + H$), где H — высота полета, а именно $F = dm_T/dH_e$. Значения энергетической высоты начала и конца исследуемого участка полета строго фиксированы.

Таким образом, выбор оптимальных значений H и V при каждом значении энергетической высоты (аргумент в системе дифференциальных уравнений движения) определяют по условию минимизации производных соответствующих критериев эффективности по энергетической высоте при ограничениях $H_{k+1} \geq H_k$, $V_{k+1} \geq V_k$ для режима разгона–набора высоты и $H_{k+1} \leq H_k$, $V_{k+1} \leq V_k$ для режима снижения-торможения.

Оптимизация программы полета на крейсерском участке полета проведена с использованием того же критерия эффективности — минимума массы топлива $m_{\text{ткр}}$, израсходованного на этом участке полета, так как рассматривается полет на заданную дальность:

$$m_{\text{ткр}} = \int_{L_1}^{L_2} q(V_{\text{кр}}, H_{\text{кр}}) dL \rightarrow \min,$$

где L — дальность полета.

Решение вариационной задачи сводится к минимизации в каждой расчетной точке крейсерского участка полета километрового расхода топлива:

$$q(V_{\text{кр}}, H_{\text{кр}}) = \frac{G_{\text{т}} i}{V_{\text{кр}}}.$$

При оптимизации программы полета на крейсерском участке необходимо учитывать следующие ограничения:

- полет может совершаться только при заданных дискретных высотах (эшелонах);
- переход на следующий эшелон возможен при существующем избытке (по сравнению с полетом при постоянной скорости) тяги двигателей 20 %; его целесообразность определяется меньшим значением километрового расхода топлива на следующем эшелоне по сравнению с текущим.

Если при этом рассматривать полет на дальние расстояния, то задачу минимизации расхода топлива на весь полет можно разделить на подзадачи минимизации расхода топлива на различных участках полета [1, 2].

Для моделирования выбраны параметры, характерные для средне- и дальнемагистральных самолетов: высокое (порядка 20...22) аэродинамическое качество в крейсерском полете; двигатели повышенной степени двухконтурности (около пяти в крейсерском полете); достаточно большая (142,88 т) взлетная масса. Выбранный вариант самолета по весовым, тяговым и аэродинамическим характеристикам близок к самолету Boeing-767-200. Система вертикального эшелонирования соответствует системе воздушных судов в воздушном пространстве

Российской Федерации с сокращенными интервалами (рассмотрен полет для путевых углов $0 \dots 179^\circ$ на дальность 9 500 км). Возможный диапазон крейсерской высоты полета выбран в пределах 10 650...13 700 м, число М полета на крейсерском участке взято равным 0,8. Предполагается, что при наборе высоты двигатель работает при заданном законе регулирования (режим номинала), соответствующем 94 % физических оборотов ротора высокого давления, на режиме снижения — при законе регулирования малого газа, соответствующем 78 % физических оборотов ротора высокого давления.

Уравнения движения на указанных участках полета подробно рассмотрены в [1, 2, 13–15]. Приведем их здесь кратко:

- система уравнений на участках основного разгона–набора высоты и снижения-торможения:

$$\frac{dm_c}{dH_e} = -G_T i \frac{m_c g}{(Pi \cos(\alpha + \varphi) - X)V};$$

$$\frac{dt}{dH_e} = \frac{m_c g}{(Pi \cos(\alpha + \varphi_0) - X)V};$$

$$\frac{dL}{dH_e} = \frac{m_c g \cos \theta}{Pi \cos(\alpha + \varphi_0) - X},$$

где t — время полета; Y — подъемная сила;

- система уравнений для участка крейсерского полета:

$$\frac{dm_c}{dL} = \frac{-G_T i}{V};$$

$$\frac{dt}{dL} = \frac{1}{V}.$$

Значения потребной тяги и потребного угла атаки определяют численным методом из системы алгебраических уравнений:

$$Y + Pi \sin(\alpha + \varphi_0) = m_c g;$$

$$X = Pi \cos(\alpha + \varphi_0).$$

Результаты оптимизации на участках разгона–набора высоты и крейсерского полета подробно изложены в [13–15]. В настоящей работе влияние эксплуатационных ограничений (максимальной вертикальной скорости при снижении пассажирского самолета в штатной ситуации и максимально допустимого скоростного напора) на результаты оптимизации программы полета исследовано на участке снижения-торможения.

Результаты расчетов. На участке снижения-торможения расчеты проведены для трех случаев (рис. 1–3, где *сплошной линией* обо-

значен полет по заданной программе, *штриховой линией* — полет при оптимизации программы, *штрихпунктирной линией* — то же с ограничением вертикальной скорости).

1. Полет по одной из возможных заданных программ (при снижении с высоты крейсерского полета).
2. Полет при оптимизации программы на участке снижения-торможения без учета эксплуатационных ограничений.
3. Полет при оптимизации программы на участке снижения-торможения с ограничением вертикальной составляющей скорости.

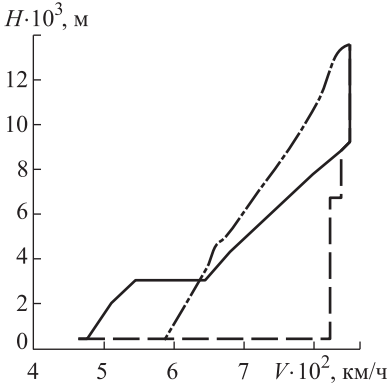


Рис. 1. Полученные программы полета на участке снижения-торможения

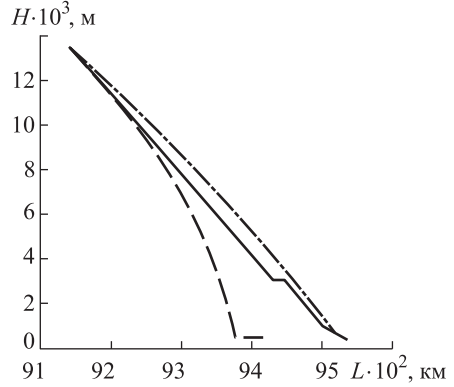


Рис. 2. Полученные траектории снижения

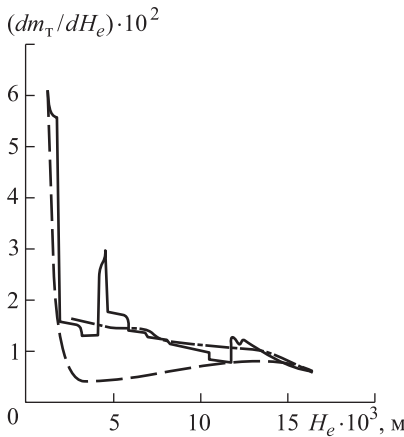


Рис. 3. Изменение производной массы топлива по энергетической высоте для участка снижения-торможения

В результате расчета получены зависимости от высоты углов тангажа и углов атаки, а также километрового расхода топлива, вертикальной составляющей и массы топлива при снижении (рис. 4–8, обозначения кривых — см. выше).

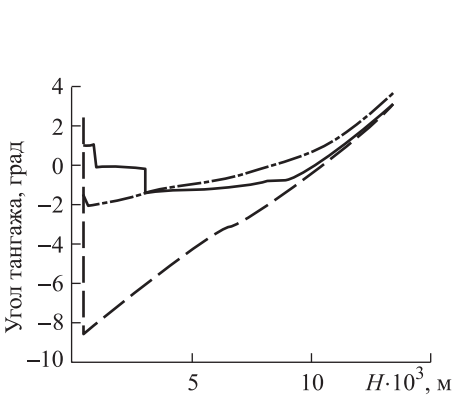


Рис. 4. Углы тангажа для трех различных программ снижения-торможения

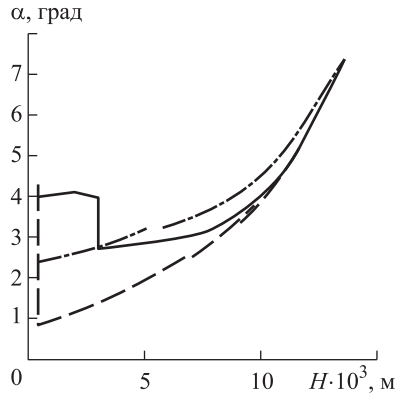


Рис. 5. Углы атаки для трех различных программ снижения-торможения

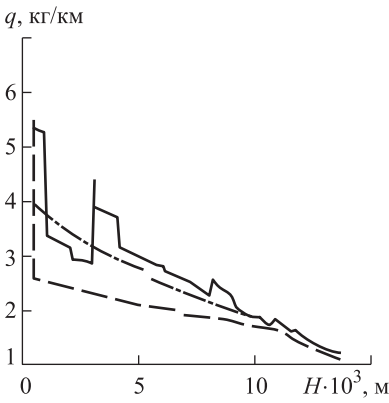


Рис. 6. Километровый расход топлива для трех программ снижения-торможения

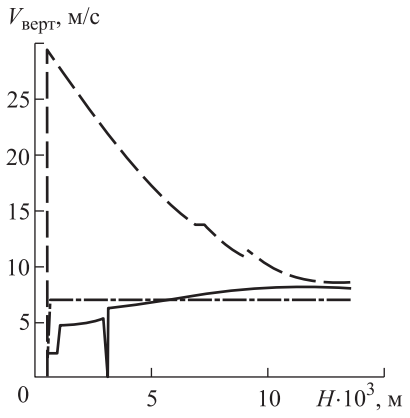


Рис. 7. Вертикальная составляющая скорости для трех программ снижения-торможения

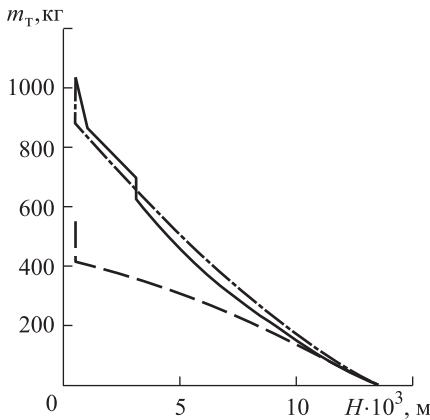


Рис. 8. Масса топлива, затрачиваемого на участке снижения-торможения по трем программам

Можно заметить, что при оптимизации полета на участке снижения-торможения без учета ограничений удастся сэкономить до 45 % топлива, затрачиваемого при снижении-торможении (554 кг вместо 1020 кг для полета по заданной программе). Вместе с этим и вертикальная составляющая скорости, и угол тангажа для этого случая недопустимы с точки зрения безопасности и комфортабельности полета. Кроме того, скоростной напор при высоте 5750 м и менее превышает максимально допустимое значение $17\,920\text{ Н/м}^2$, что соответствует индикаторной скорости 600 км/ч. Поскольку ограничение по вертикальной составляющей не выполняется в более широком диапазоне высот, расчет при учете эксплуатационных ограничений был проведен для условия $V_{\text{верт}} \leq 7\text{ м/с}$. В результате получена программа полета, близкая к заданной. Исключение составляет участок горизонтального торможения реальной программы полета на высоте 3 000 м, что связано с необходимостью снижать скорость полета в зоне аэропорта (зона повышенной плотности полетов гражданских судов) для увеличения безопасности.

Выводы.

1. Полученные результаты расчетов характерны для самолета с хорошим аэродинамическим качеством и высокими параметрами двигателей (со степенью двухконтурности около пяти), позволяющими достигать первичной высоты крейсерского полета более 10 тыс. м. При других параметрах планера системы управления результаты могут количественно отличаться от полученных.

2. Эксплуатационные ограничения на режиме снижения-торможения практически не позволяют оптимизировать программу полета. Снижать высоту целесообразно при работе двигателей на режиме малого газа и при ограничении вертикальной скорости полета значениями 5...8 м/с. В этом случае полет на участке снижения-торможения проходит при почти горизонтальном положении фюзеляжа и незначительных перегрузках.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Югов О.К., Селиванов О.Д. *Основы интеграции самолета и двигателя*. Москва, Машиностроение, 1989, 304 с.
- [2] Бюшгенс Г.С., ред. *Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов*. Москва, Пекин, ЦАГИ, Авиаиздательство КНР, 1995, 772 с.
- [3] Шляхтенко С.М., ред. *Теория двухконтурных турбореактивных двигателей*. Москва, Машиностроение, 1979, 432 с.
- [4] Янкин В.И. *Система программ для расчета характеристик ВРД*. Москва, Машиностроение, 1976, 168 с.
- [5] Скрипниченко С.Ю. *Оптимизация режимов набора высоты (экономические режимы полета)*. Москва, Машиностроение, 1975, 191 с.
- [6] Скрипниченко С.Ю. Основные направления экономичности полета гражданских самолетов. *Авиация и космонавтика–2003: Тез. докл. Междунар. науч. конф.* Москва, МАИ, 2003, с. 74–75.

- [7] Скрипниченко С.Ю. Развитие энергетического метода для оптимизации режимов набора высоты и снижения. *Современные проблемы динамики полета, аэродинамики и летных испытаний. Сб. докл. Всерос. конф.* Москва, МАИ, 2004, с. 110–118.
- [8] Скрипниченко С.Ю. Влияние индивидуальных характеристик самолета на наивыгоднейшие режимы полета. *Научный вестник МГТУ ГА. Сер. Аэромеханика и прочность*, 2005, № 81, с. 107–110.
- [9] Киселев М.А., Костин А.М., Тюменев В.Р. К оптимизации управления траекторным движением самолета. *Научный вестник МГТУ ГА*, 2008, № 125, с. 138–145.
- [10] Dierendock A.J. van. Practical Optimal Flight Control for Aircraft with Large Flight Envelopes. *AAAA Paper*, 1978, no. 73 (159), 6 p.
- [11] Schultz R., Zagalsky N. Aircraft performance optimization. *Journal of Aircraft*, vol. 9(2), 78 p.
- [12] Burrows J.W. Fuel Optimal Trajectory Computation. *Journal of Aircraft*, 1972, vol. 19(4), 64 p.
- [13] Губарева Е.А., Мозжорина Т.Ю. Оптимизация программы полета дозвукового пассажирского самолета на участке разгона–набора высоты. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, вып. 12. URL: <http://engjournal.ru/catalog/mathmodel/aero/896.html>
- [14] Мозжорина Т.Ю., Губарева Е.А. Моделирование влияния атмосферных условий на результаты оптимизации программы полета дозвукового пассажирского самолета. *Математическое моделирование и численные методы*, 2014, т. 3, № 3, с. 74–88.
- [15] Губарева Е.А., Мозжорина Т.Ю. Оптимизация программы полета дозвукового пассажирского самолета на участке крейсерского полета. *Инженерный журнал: наука и инновации*. 2014, вып. 12. URL: <http://engjournal.ru/articles/1248/1248/pdf>

Статья поступила в редакцию 03.08.2015

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Губарева Е.А., Мозжорина Т.Ю. Оптимизация программы полета дозвукового пассажирского самолета на участке снижения с учетом эксплуатационных ограничений. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2015, вып. 8. URL: <http://engjournal.ru/catalog/arse/adb/1415.html>

Губарева Елена Александровна родилась в 1982 г., окончила МГУ им. М.В. Ломоносова в 2004 г. Канд. физ.-мат. наук, доцент, заместитель заведующего кафедрой «Вычислительная математика и математическая физика» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 40 научных работ в области механики сплошных сред, механики контактного взаимодействия, динамики полета летательных аппаратов, механики композитов. e-mail: gubareva_ea@pochta.ru

Мозжорина Татьяна Юрьевна родилась в 1959 г., окончила МАИ в 1982 г. Канд. техн. наук, доцент кафедры «Вычислительная математика и математическая физика» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор 20 научных работ в области моделирования характеристик газотурбинных двигателей, моделирования полета пассажирских самолетов, оптимизации систем управления летательных аппаратов. e-mail: mozzhorina@mail.ru

The way to optimize a flight program of subsonic passenger aircraft at lowering and braking of the aircraft by considering operational constraints for civil aviation

© E.A. Gubareva, T.Yu. Mozzhorina

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

Flight simulation is based on traditional approaches used for subsonic passenger aircrafts. Lowering and braking modes of operation are optimized by considering operational constraints for civil aviation. For simulating flight conditions we used the in-built model of bypass turbojet engine. It makes possible to calculate power plant parameters under any flight conditions.

Keywords: *flight simulation, modeling GTE, flight optimization program, passenger aircraft.*

REFERENCES

- [1] Yugov O.K., Selivanov O.D. *Osnovy integratsii samoleta i dvigatelya* [Fundamentals of aircraft and engine integration]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989, 304 p.
- [2] Byushgens G.S., ed. *Aerodinamika i dinamika poleta magistralnykh samoletov* [Aerodynamics and flight dynamics of long haul aircraft]. Moscow, TsAGI Publ., Beijing, PRC Aviaizdatelstvo Publ., 1995, 772 p.
- [3] Shlyakhtenko S.M., ed. *Teoriya dvukhkonturnykh turboreaktivnykh dvigateley* [Theory of bypass turbojet engine]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1979.
- [4] Yankin V.I. *Sistema program dlya rascheta kharakteristik VRD* [The system of programs for calculating the air-jet engine characteristics]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1976, 168 p.
- [5] Skripnichenko S.Yu. *Optimizatsiya rezhimov nabora vysoty (ekonomicheskie rezhimy poleta)* [Optimization of the climb conditions (economic flight modes)]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1975, 191 p.
- [6] Skripnichenko S.Yu. *Osnovnye napravleniya ekonomichnosti poleta grazhdanskikh samoletov* [Principal directions of civil aircraft economy flight]. *Aviatsiya i kosmonavtika–2003: Tezisy dokl. mezhdunar. nauch. konf.* [International Scientific Conference “Aviation and Cosmonautics’ 2003”. Abstracts]. Moscow, MAI Publ., 2003, pp. 74–75.
- [7] Skripnichenko S.Yu. *Razvitie energeticheskogo metoda dlya optimizatsii rezhimov nabora vysoty i snizheniya* [The development of the energy method for optimization of climb and descent]. *Sovremennye problemy dinamiki poleta, aerodinamiki i letnykh ispytaniy. Sbornik докладов Vserossiyskoy konferentsii* [Current Problems of Flight Dynamics, Aerodynamics and Flight Tests. Proceedings of the All-Russian Conference]. Moscow, MAI Publ., 2004, pp. 110–118.
- [8] Skripnichenko S.Yu. *Nauchny Vestnik MGTU GA. Seria Aeromekhanika i prochnost – Scientific Herald of Moscow State Technical University of Civil Aviation. Series: Aeromechanics and Strength*, 2005, no. 81, pp. 107–110.
- [9] Kiselev M.A., Kostin A.M., Tyumenev V.R. *Nauchny Vestnik MGTU GA – Scientific Herald of Moscow State Technical University of Civil Aviation*, 2008, no. 125, pp. 138–145.

- [10] Van Dierendock A.J. Practical Optimal flight control for aircraft with large flight envelopes. *AIAA Papers*, 1978, no. 73-159, 6 p.
- [11] Schultz R., Zagalsky N. Aircraft performance optimization. *Journal of Aircraft*, 1972, vol. 9, no. 2, 78 p.
- [12] Burrows J.W. Fuel optimal trajectory computation. *Journal of Aircraft*, 1972, vol. 19, no. 4, 64 p.
- [13] Gubareva E.A., Mozzhorina T.Yu. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2013, iss. 12. Available at: <http://engjournal.ru/catalog/mathmodel/aero/896.html>
- [14] Gubareva E.A., Mozzhorina T.Yu. *Matematicheskoe modelirovanie i chislennye metody — Mathematical Modeling and Computational Methods*, 2014, no. 3(3), pp. 74–88.
- [15] Gubareva E.A., Mozzhorina T.Yu. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2014, iss. 12. Available at: <http://engjournal.ru/articles/1248/1248.pdf>

Gubareva E.A. (b. 1982) graduated from Lomonosov Moscow State University in 2004. Cand. Sci. (Phys.-Math.), Assoc. Professor of the Computational Mathematics and Mathematical Physics Department at Bauman Moscow State Technical University. Author of over 40 scientific publications in the field of continuum mechanics, composite mechanics, asymptotic analysis, contact mechanics, flight dynamics of aircraft.
e-mail: gubareva_ea@pochta.ru

Mozzhorina T.Yu. (b. 1959) graduated from Moscow Aviation Institute in 1982. Cand. Sci. (Eng.), Assoc. Professor of the Computational Mathematics and Mathematical Physics Department at Bauman Moscow State Technical University. Author of 20 publications in the field of mathematical simulation of gas-turbine engine, mathematical simulations of a passenger aircraft flight, optimization of aircraft control system.
e-mail: mozzhorina@mail.ru