

## **Влияние изменений атмосферных условий на результаты оптимизации управления пассажирским самолетом на участке снижения**

© Т.Ю. Мозжорина, Е.А. Губарева

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

*Рассмотрено влияние атмосферных условий на оптимальную программу полета дозвукового дальнемагистрального пассажирского самолета на участке снижения. Указано, что оптимизацию полета на этом участке проводят с учетом эксплуатационных ограничений на вертикальную составляющую скорости при снижении. Описаны особенности оптимизации в условиях снижения. Разработаны принципы моделирования полета. Использована встроенная модель двухконтурного турбореактивного двигателя, позволяющая рассчитывать характеристики силовой установки на каждом шаге интегрирования системы дифференциальных уравнений движения. Проведены расчеты для шести стандартов изменения температуры атмосферного воздуха по высоте (в зависимости от климатического пояса). Оценено влияние атмосферных условий на результаты оптимизации программы полета на участке снижения.*

**Ключевые слова:** управление пассажирским самолетом, оптимизация управления полетом самолета, оптимальная программа полета, моделирование полета, дальнемагистральный пассажирский самолет, влияние атмосферных условий, полет на участке снижения, вертикальная составляющая скорости, эксплуатационные ограничения

**Особенности математических моделей.** Как правило, расчетные исследования по оптимизации программы полета самолетов рассматриваются при осредненных показателях атмосферы — в условиях Международной стандартной атмосферы (МСА). Характеристики же газотурбинных двигателей (ГТД), такие, как тяга и удельный расход топлива, существенно зависят от температуры воздуха и атмосферного давления на входе в двигатель. Нами оценено влияние атмосферных условий на результат оптимизации программы полета на участке снижения.

При моделировании полета дозвукового самолета в вертикальной плоскости были 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 (ЛА), которая описывает только движение центра масс без учета уравнений моментов и характерна для

заданного режима полета. Ее решают численным методом Адамса, начиная с применения метода Рунге — Кутты четвертого порядка.

В уравнениях движения не пренебрегаем углами атаки, хотя это упрощение широко применяется при моделировании полета гражданских самолетов.

Поляры с указанием углов атаки заложены в программу в виде массива данных. Промежуточные значения рассчитывают путем линейной интерполяции.

Расчет характеристик двигателя производили по отдельной подпрограмме, которую вызывают внутри подпрограммы численного метода решения системы дифференциальных уравнений. Модель двигателя соответствует первому уровню [3], характеристики его узлов представлены в виде математических моделей нулевого уровня (обобщенные аппроксимационные зависимости). При необходимости решения системы алгебраических нелинейных уравнений (в модуле расчета характеристик двигателя) использовали модифицированный метод Ньютона. Переходные режимы работы двигателя не моделировали. Термодинамические свойства рабочего тела определяли в соответствии с алгоритмами, изложенными в работах [3, 4].

Вопросам оптимизации программ полета пассажирских самолетов посвящены работы [5–16]. Влияние атмосферные условия на характеристики двигателей и, следовательно, на оптимальную программу полета, рассмотрено в работе [14], но программа полета на участке снижения в ней не была оптимизирована.

**Постановка задачи.** Оптимизацию управления полетом самолета на участке снижения проводили, применяя критерий эффективности, заключающийся в расходе минимума топлива  $m_T$  на этом участке полета. Указанный критерий эффективности является функционалом в задаче оптимального управления:

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

Решение задачи оптимального управления полетом сводится к минимизации в каждой расчетной точке программы полета, на участке снижения, функции Флорова [1, 2] вида

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

где  $G_T$  — расход топлива одного двигателя, который зависит от высоты, скорости полета, атмосферных условий, текущей массы самолета и его аэродинамических качеств;  $i$  — число двигателей;  $v$  — скорость полета;  $H$  — высота полета;  $n_x$  — горизонтальная

перегрузка,  $n_x = \frac{P \cos(\alpha + \varphi) i - X}{m_c g}$ ;  $\varphi$  — угол установки двигателя в вертикальной плоскости относительно хорды крыла;  $\alpha$  — угол атаки;  $\theta$  — траекторный угол;  $m_c$  — масса самолета;  $g = 9,81$  м/с<sup>2</sup> — ускорение свободного падения;  $X = C_x \frac{\rho v^2}{2} S$  — сила аэродинамического сопротивления;  $C_x$  — коэффициент аэродинамического сопротивления;  $\rho$  — плотность атмосферного воздуха;  $S$  — площадь крыла;  $P$  — тяга одного двигателя.

Эта функция является производной соответствующего интегрального критерия оптимизации по энергетической высоте  $\left( H_e = \frac{v^2}{2g} + H \right)$ , а именно:  $F = \frac{dm_T}{dH_e}$ . Значения энергетической высоты начала и конца исследуемого участка полета строго фиксированы. Заданы значения двух фазовых переменных  $H$ ,  $v$  в начале и конце участка снижения, для  $m_c$ ,  $L$ ,  $t$  (массы, дальности полета, времени соответственно) определены значения в начале участка снижения.

Из двух возможных элементов управления полетом самолета — расхода топлива и угла атаки — к рассмотрению принят только угол атаки. Расход топлива на заданном режиме работы двигателя при снижении (полетный малый газ) зависит от режима полета и режима работы двигателя. Оптимизация управления основана на использовании прямого метода при вариации фазовых переменных, а именно, высоты и скорости полета при дискретных значениях энергетической высоты полета. Требуемый угол атаки определяется из системы дифференциальных уравнений движения для обеспечения минимума подынтегральной функции  $F = \frac{G_n i}{n_x v}$  на каждом шаге интегрирования

при дополнительных ограничениях на участке снижения —  $H_{k+1} \leq H_k$ ,  $v_{k+1} \leq v_k$ .

Для моделирования выбраны параметры, характерные для средне- и дальнемагистральных самолетов (высокое аэродинамическое качество — порядка 20...22 в крейсерском полете, двигатели повышенной степени двухконтурности — около 5 в крейсерском полете, достаточно большая взлетная масса — 142,88 т). Выбранный вариант по массовым, тяговым и аэродинамическим характеристикам близок к самолету Boeing-767-200. Рассматривается полет на дальность 9500 км. Возможный диапазон крейсерской высоты полета выбран в пределах 10 650...13 700 м, число  $M$  на крейсерском участке полета выбрано

равным 0,8. Предполагается, что при снижении режим работы двигателя задан законом регулирования полетного малого газа, который соответствует 78 % физических оборотов ротора высокого давления.

Уравнения движения на разных участках полета подробно изложены в работах [1, 2, 13–16]. Здесь приведем кратко:

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

$$\begin{cases} \frac{dm_c}{dH_e} = -G_T i \frac{m_c g}{(P_i \cos(\alpha + \varphi) - X)v}; \\ \frac{dt}{dH_e} = \frac{m_c g}{(P_i \cos(\alpha + \varphi_0) - X)v}; \\ \frac{dL}{dH_e} = \frac{m_c g \cos \theta}{P_i \cos(\alpha + \varphi_0) - X}. \end{cases}$$

Подробное исследование результатов оптимизации на участках разгона — набора высоты и крейсерского полета подробно изложены в работах [13–15]. В настоящей статье проводится исследование влияния климатических условий на результат оптимизации программы полета при снижении с учетом эксплуатационных ограничений (ограничение на вертикальную скорость снижения).

Отклонение температуры и давления от принятой МСА влияют на режим работы двигателя, а также на аэродинамические силы через изменившееся значение атмосферного давления. Были рассмотрены стандарты изменения температуры по высоте, принятые для различных атмосферных условий (рис. 1).

Изменение атмосферного давления по высоте рассчитывается исходя из следующих предпосылок:

уравнения гидростатики

$$\frac{dp}{dH} = -\rho g,$$

где  $\rho$  — плотность воздуха;  $g$  — ускорение свободного падения;

уравнения состояния идеального газа

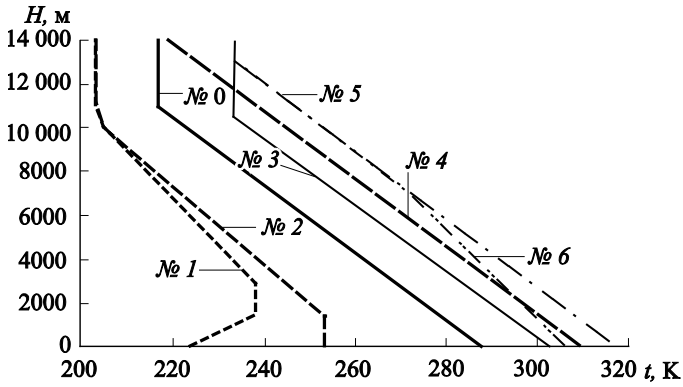
$$p = R\rho T,$$

где  $R$  — газовая постоянная.

По этим соотношениям получаем:

$$\ln p(H) = \ln p_0 - \frac{1}{R} \int_0^H \frac{g}{T(h)} dh,$$

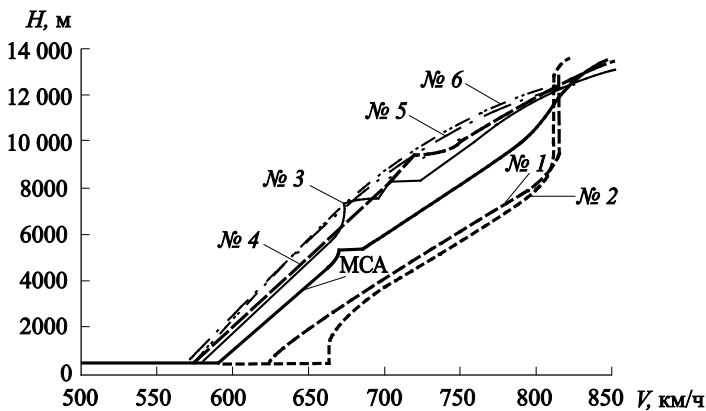
где  $p_0$  — атмосферное давление на у. м.



**Рис. 1.** Зависимость температуры от высоты при разных стандартах:

№ 0 — среднеинтегральная для Земли МСА; № 1 — минимальная для арктического пояса; № 2 — минимальная для тропического и умеренного пояса; № 3 — максимальная для умеренного и арктического пояса; № 4 — максимальная межконтинентальная (Международная организация гражданской авиации (МОТА-ICAO)); № 5 — максимальная для тропического пояса; № 6 — максимальная для тропического пояса (100%-ная влажность атмосферного воздуха)

**Результаты расчетов.** Полученные результаты систематизированы и представлены иллюстративно. Зависимости оптимальных программ снижения для различных климатических условий изображены на рис. 2. Предполагается, что последний эшелон крейсерского полета для всех случаев составлял 13 700 м над у. м. Необходимые углы атаки для обеспечения полета по полученным программам представлены на рис. 3. Совмещенная диаграмма потребного расхода топлива на участке снижения для двух вариантов, когда снижение осуществляется по программе, оптимальной для МСА, и по оптимальным программам снижения для каждой из стандартных атмосфер, показана на рис. 4.



**Рис. 2.** Зависимость оптимальных программ снижения полета от атмосферных условий (условные обозначения см. на рис. 1)

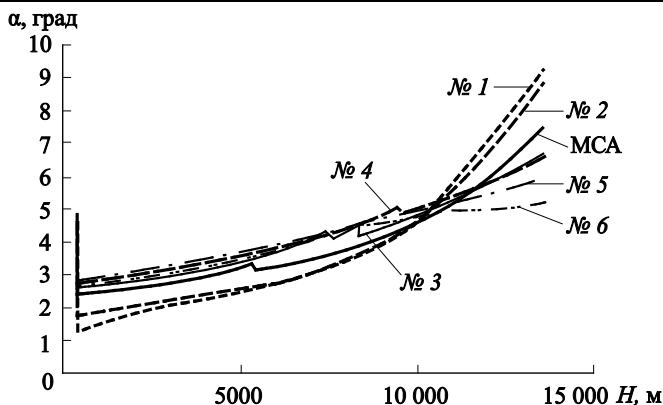


Рис. 3. Углы атаки, обеспечивающие полет по оптимальным программам снижения, для различных климатических условий (условные обозначения те же, что и на рис. 1)

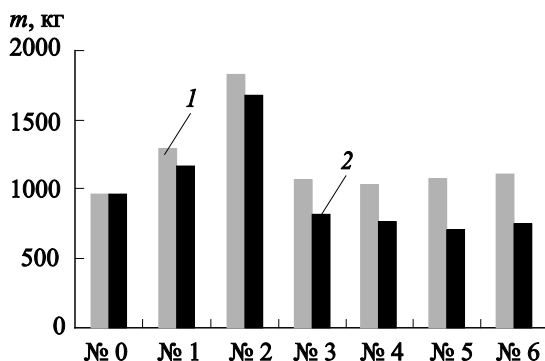


Рис. 4. Потребные расходы топлива на участке снижения при различных программах полета в зависимости от атмосферных условий:

1 — полет по оптимальной для MCA программе полета; 2 — оптимизация программы полета при разных атмосферных условиях (номера стандартной атмосферы см. на рис. 1)

**Выводы.** 1. Полученные результаты расчетов характерны для самолета с хорошими аэродинамическими параметрами и высокими показателями двигателей двухконтурных турбореактивных двигателей (ТРДД) со степенью двухконтурности около 5, позволяющими достигать первичной высоты крейсерского полета выше 10 000 м. При других параметрах планера и силовой установки результаты могут количественно отличаться от полученных.

2. Влияние различных климатических условий на оптимальные программы полета при снижении значительно. В условиях холодного климата оптимальными являются программы, рассчитанные на более

низкие высоты при тех же скоростях снижения. Для жаркого климата характерны программы полета, соответствующие большим высотам.

3. Для стандартной атмосферы при минимальных температурах углы атаки на больших высотах приближаются к максимально допустимым. Оптимальными для таких климатических условий являются более низкие эшелоны крейсерского полета [14] и более резкое снижение высоты по скорости.

4. При осуществлении полета по программе, оптимизированной для МСА, потери в возможном расходе топлива составляют от 30 до 48 % (для стандартной атмосферы с максимальными температурами) по сравнению с минимально возможными затратами на участке снижения.

## 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, изд. ЦАГИ и Авиаиздательства КНР, 1995, 772 с.
- [3] Шляхтенко С.М., ред. *Теория двухконтурных турбореактивных двигателей*. Москва, Машиностроение, 1979.
- [4] Янкин В.И. *Система программ для расчета характеристик ВРД*. Москва, Машиностроение, 1976.
- [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: Тезисы докл. Междунар. научн. 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. Аэрмеханика 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, Сер. Аэрмеханика и прочность*, 2008, № 125, с. 138–145.
- [10] Van Dierendock A.J. Practical Optimal flight control for aircraft with large flight envelopes. *AIAA Paper*, 1978, № 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] Губарева Е.А., Можжорина 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, № 3 (3), с. 74–88.
- [15] Мозжорина Т.Ю., Губарева Е.А. 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>
- [16] Мозжорина Т.Ю., Губарева Е.А. Оптимизация программы полета дозвукового пассажирского самолета на участке снижения с учетом эксплуатационных ограничений. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2015, № 8 (44), с. 1. URL: <http://engjournal.ru/articles/1415/1415.pdf>

Статья поступила в редакцию 27.10.2016

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Мозжорина Т.Ю., Губарева Е.А. Влияние изменений атмосферных условий на результаты оптимизации управления пассажирским самолетом на участке снижения. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, вып. 1. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-01-1580>

**Мозжорина Татьяна Юрьевна** — канд. техн. наук, доцент кафедры «Вычислительная математика и математическая физика» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор 20 научных работ в области моделирования характеристик ГТД, моделирования полета пассажирских самолетов, оптимизации силовой установки в системе летательных аппаратов. e-mail: [mozhorina@mail.ru](mailto:mozhorina@mail.ru)

**Губарева Елена Александровна** — 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](mailto:gubareva_ea@pochta.ru)



## Influence of atmospheric variables on passenger aircraft control optimization at descent segment

© T.Yu. Mozzhorina, E.A. Gubareva

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

*The article considers the influence of climatic conditions on subsonic long-haul passenger aircraft optimal flight program at descent segment. Flight program optimization at this segment takes into account civil aviation operational constraints, namely the vertical velocity component limitation at descending. The flight segment descending-braking optimization is performed while minimizing the fuel consumption at this flight segment. In the flight simulation an integrated model of turbojet engine is used, which allows us to calculate the power plant characteristics at each step of integration of differential equations. Flight simulation and power plant characteristics are based on modern traditional approaches. The study considers the climatic conditions influence on the aircraft descending optimal program, carries out calculations for 6 standards of air temperature changes in height (depending on climate zone). The article examines the atmospheric conditions influence on the flight program optimization results at the descending segment.*

**Keywords:** *passenger aircraft control, aircraft control optimization, optimal flight program, flight simulation, long-haul passenger aircraft, atmospheric parameters influence, vertical velocity components, operating limitations.*

### REFERENCES

- [1] Yugov O.K., Selivanov O.D. *Osnovy integratsii samoleta i dvigatelya* [Basics of integration of the aircraft and engine]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989, 304 p.
- [2] Byusgens G.S., ed. *Aerodinamika i dinamika poleta magistralnykh samoletov* [Aerodynamics and flight dynamics of long-haul aircraft]. Moscow, TsAGI Publ., Beijing, PRC Avia izdatelstvo Publ., 1995, 772 p.
- [3] Shlyakhtenko S.M., ed. *Teoriya dvukhkонтурnykh turboreaktivnykh dvigateley* [The theory of turbojet engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1979.
- [4] Yankin V.I. *Sistema program dlya rascheta kharakteristik VRD* [Software system for calculating the characteristics of the WFD]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1976.
- [5] Skripnichenko S.Yu. *Optimizatsiya rezhimov nabora vysoty (ekonomicheskie rezhimy poleta)* [Climb modes optimization (economic flight modes)]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1975, 191 p.
- [6] Skripnichenko S.Yu. *Osnovnye napravleniya ekonomichnosti poleta grazhdanskikh samoletov* [The main directions of the flight efficiency of civil aircrafts]. "Aviatsiya i kosmonavtika". *Tezisy dokladov mezhdunarodnykh nauchnykh konferentsiy* ["Aerospace". Proc. of Abstracts of the International Scientific Conferences]. Moscow Aviation Institute Publ., 2003, pp. 74–75.
- [7] Skripnichenko S.Yu. *Razvitie energeticheskogo metoda dlya optimizatsii rezhimov nabora vysoty isnizheniya* [The development of the energy method to optimize the modes of climb and descent]. *Sovremennye problem dinamiki poleta, aerodinamiki i letnykh ispytaniy. Sbornik dokladov Vserossiyskoy konferentsii* [Modern problems of flight dynamics, aerodynamics and flight

- tests. Proc. of the All-Russian Conference]. Moscow Aviation Institute Publ., 2004, pp. 110–118.
- [8] Skripnichenko S.Yu. *Nauchny vestnik MGTU GA. Ser. Aeromekhanika i prochnost* — *Scientific Bulletin MSTUCA. Series Aeromechanics and strength*, 2005, no. 81, pp. 107–110.
- [9] Kiselev M.A., Kostin A.M., Tyumenev V.R. *Nauchnyy vestnik MGTU GA. Ser. Aeromekhanika i prochnost* — *Scientific Bulletin MSTUCA. Series Aeromechanics and strength*, 20058, no. 125, pp. 138–145.
- [10] Van Dierendock A.J. Practical Optimal flight control for aircraft with large flight envelopes. *AIAA Paper*, 1978, no. 73, pp. 159–6.
- [11] Schultz R., Zagalsky N. Aircraft performance optimization. *Journal of Aircraft*, vol. 9, no. 2, 1972, 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, issue 12. Available at: <http://engjournal.ru/catalog/mathmodel/aero/896.html>
- [14] Mozzhorina T.Yu., Gubareva E.A. *Matematicheskoe modelirovanie i chislennyye metody* — *Mathematical Modeling and Numerical Methods*, 2014, no. 3 (3), pp. 74–88.
- [15] Mozzhorina T.Yu., Gubareva E.A. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* — *Engineering Journal: Science and Innovation*, 2014, issue 12. Available at: <http://engjournal.ru/articles/1248/1248.pdf>
- [16] Mozzhorina T.YU., Gubareva E.A. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* — *Engineering Journal: Science and Innovation*, 2015, issue 8 (44). Available at: <http://engjournal.ru/articles/1415/1415.pdf>

**Mozzhorina T.Yu** (b. 1959) graduated from Moscow Aviation Institute in 1982. Cand. Sci. (Phys.-Math.), Assoc. Professor, Bauman Moscow State Technical University. Author of 20 publications in the field of GTE modeling characteristics, simulation of flight passenger planes, SU optimization in aircraft system. e-mail: mozzhorina@mail.ru

**Gubareva E.A.** (b. 1982) graduated from Lomonosov Moscow State University in 2004. Cand. Sci. (Phys.-Math), Assoc. Professor, Deputy Head of the Department of Computational Mathematics and Mathematical Physics, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 40 publications in the field of continuum mechanics, contact mechanics, flight dynamics of aircraft, mechanics of composites. e-mail: gubareva\_ea@pochta.ru