

УДК 533.69
DOI 10.17223/19988621/56/10

К.А. Степанов, С.В. Тимченко

ИССЛЕДОВАНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ ПРОЦЕССА ОПТИМИЗАЦИИ КРЫЛА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА К ЕГО НАЧАЛЬНОЙ ФОРМЕ¹

Рассматривается новая технология оптимального аэродинамического проектирования трехмерного крыла беспилотного летательного аппарата среднего класса. Оптимальная форма крыла, обладающая минимальным полным сопротивлением при фиксированном коэффициенте подъемной силы и отвечающая заданным геометрическим и аэродинамическим ограничениям, определяется при помощи эвристического метода глобального поиска на основе численных решений полных уравнений Навье – Стокса. Предложенный подход позволяет обеспечивать снижение сопротивления крыла в зоне крейсерского режима полета и позволяет значительно снизить материальные и временные затраты на аэродинамическое проектирование летательного аппарата. Показано, что рассматриваемый метод оптимизации устойчив по отношению к начальным данным (форме начального крыла).

Ключевые слова: *оптимальное проектирование, полные уравнения Навье – Стокса, нелинейные ограничения, коэффициент сопротивления, момент тангажа, устойчивость процесса оптимизации.*

При разработке технологии оптимального аэродинамического проектирования одним из важнейших вопросов является вопрос о том, насколько результат применения такой технологии проектирования зависит от начальной формы оптимизируемой поверхности.

С практической точки зрения очень важно, чтобы технология давала хорошие результаты не только в случае, когда начальная геометрия обладает приемлемыми аэродинамическими характеристиками, но и в случае, когда исходная форма в точках проектирования имеет высокий уровень полного сопротивления.

С математической точки зрения возникает вопрос об устойчивости алгоритма автоматического оптимального проектирования к начальной форме. Иными словами, если мы проведем две оптимизации с одинаковыми условиями и ограничениями, но для двух сильно отличающихся друг от друга начальных геометрий, то насколько будут отличаться друг от друга две полученные оптимальные геометрии?

В связи с этим были проведены исследования устойчивости предложенной нами ранее технологии автоматического оптимального проектирования [1, 2] к начальной форме изолированного трехмерного крыла беспилотного летательного аппарата.

Были рассмотрены 2 варианта задания начальных форм крыла. В 1-м варианте секционные профили совпадали с исходной геометрией беспилотного летательного аппарата среднего класса [1].

¹ Работа выполнена при финансовой поддержке прикладных научных исследований Министерства образования и науки РФ: уникальный идентификатор работ RFMEFI57617X0094.

Во втором варианте начальная геометрия была намеренно выбрана абсолютно непригодной с аэродинамической точки зрения.

В частности, вместо суперкритического профиля на 2-й промежуточной секции крыла был поставлен симметричный профиль, в котором верхняя поверхность совпадала с верхней поверхностью исходного профиля. Дополнительно полученный симметричный профиль был отскалирован, чтобы он отвечал всем требуемым ограничениям: имел максимальную относительную толщину 19.2% и относительную толщину 16.0 % (при $X/C = 0.16$) и 11.0 % (при $X/C = 0.65$).

Сравнение данных начальных профилей для двух вариантов оптимизации представлено на рис. 1 (линии 1 и 3).

Данная технология проектирования основана на системном применении:

- Математических моделей высокого уровня достоверности
- Численных методов высокого порядка точности решения осредненных по числу Рейнольдса уравнений Навье – Стокса на структурированных вычислительных сетках
- Вычислительно-эффективных глобальных методов оптимального поиска с учетом нелинейных ограничений на оптимальное решение различного типа
- Глобальной аппроксимации оптимизируемых поверхностей летательного аппарата на основе кривых Безье и поверхностей Безье
- Параллельных вычислений с высоким уровнем параллельной эффективности, позволяющих использовать наилучшим образом вычислительные мощности многопроцессорных суперкомпьютерных вычислительных кластеров

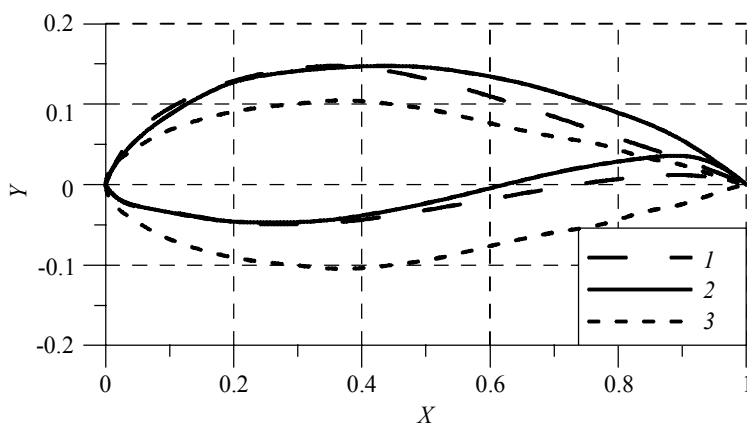


Рис. 1. Сравнение профилей средней секции базового (1), оптимального (2) и базового «симметричного» (3) крыла
Fig. 1. Comparison of the middle section profiles for the original (1), optimal (2), and original “symmetric” (3) wings

В данной работе новая технология [1] применена для дальнейшего исследования процесса оптимального аэродинамического проектирования беспилотного летательного аппарата (БПЛА) самолетного типа среднего класса.

В результате, такой подход к аэродинамическому проектированию позволил:

- 1) сократить время цикла дизайна и число таких циклов (за счет эффективного использования вычислительных мощностей и суперкомпьютерных вычислительных технологий);

2) значительно уменьшить материальные затраты на дизайн (за счет сокращения количества персонала, занятого в проектировании и сокращения времени проектирования);

3) улучшить качество аэродинамического дизайна (за счет использования высокоточной математической модели для расчета основных аэродинамических характеристик);

4) уменьшить эксплуатационные расходы на БПЛА (за счет улучшения его аэродинамических характеристик).

1. Постановка задачи

С математической точки зрения задача аэродинамического проектирования может быть сформулирована как задача определения оптимальной формы летательного аппарата, которая:

- обладает минимально возможным сопротивлением на крейсерских режимах полета при заданном коэффициенте подъемной силы;

- обладает достаточным для необходимой грузоподъемности самолета коэффициентом подъемной силы на режиме взлета;

- отвечает заданным габаритным и аэродинамическим ограничениям.

Отметим, что используемая технология не имеет аналогов в мире, поскольку:

- расчет основной целевой функции (полного аэродинамического сопротивления C_x) базируется на численном решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса с использованием конечноразностной схемы повышенного порядка точности [3, 4];

- оптимальная форма ищется с использованием генетических алгоритмов [5–8], при этом количество учитываемых нелинейных ограничений на оптимальное решение произвольно [9];

- технология обладает высокой вычислительной эффективностью, позволяющей получать решение в сжатые сроки.

Прежде чем перейти к решению задачи оптимального аэродинамического проектирования БПЛА среднего класса, отметим, что такие аппараты имеют взлетную массу около 500 кг и массу полезной нагрузки около 100 кг. Поскольку типичная высота полета составляет 5–6 км, скорость – 150–200 км/ч, а C_y крейсерского полета составляет порядка 1.0–1.2, тогда при $V = 50$ м/с и $H = 5000$ м имеем $G/S = 80$ кг/м². Таким образом, при взлетной массе 500 кг площадь крыла должна составлять 5–6 м².

Основным требованием, определяющим эффективность БПЛА такого класса, является большая продолжительность полета. Типовое полетное задание состоит из подготовки к полету, взлета/набора высоты, крейсерского полета, снижения, посадки, причем практически всё полетное время занимает именно крейсерский режим.

При установившемся горизонтальном полете сила тяжести уравновешена подъемной силой Y , сопротивление X – тягой двигателя, при этом потребная мощность определяется как произведение сопротивления на скорость полета. Отсюда получаем, что потребная для полета мощность обратно пропорциональна величине $C_y^{3/2} / C_x$, так называемому планерному качеству. Соответственно для достижения максимальной продолжительности полета требуется увеличение данного параметра. Максимальный коэффициент подъемной силы крыла без механизации $C_{y_{\max}} \sim 1.7 - 1.8$, с учетом запаса по скорости сваливания 1.2 получаем, что $C_{y_{\text{кр}}}^{\text{кр}} \text{ имеет порядок } 1.18 - 1.25$.

2. Результаты расчетов

Анализ секционных распределений давления в основной точке проектирования при $M = 0.20$, $C_Y = 1.20$, а также распределений давления при более высоком коэффициенте подъемной силы $C_Y = 1.50$ подтвердил предположение, что симметричный профиль в середине крыла абсолютно непригоден для данных условий обтекания. Об этом же говорит и значение коэффициента полного сопротивления в основной точке проектирования при $M = 0.20$, $C_Y = 1.20$, $C_X = 445.7$ каунта – рост более чем на 10 % по сравнению с 1-й формой начального крыла. На рис. 2. приведены распределения коэффициента давления C_P для двух начальных форм крыла в одном из сечений.

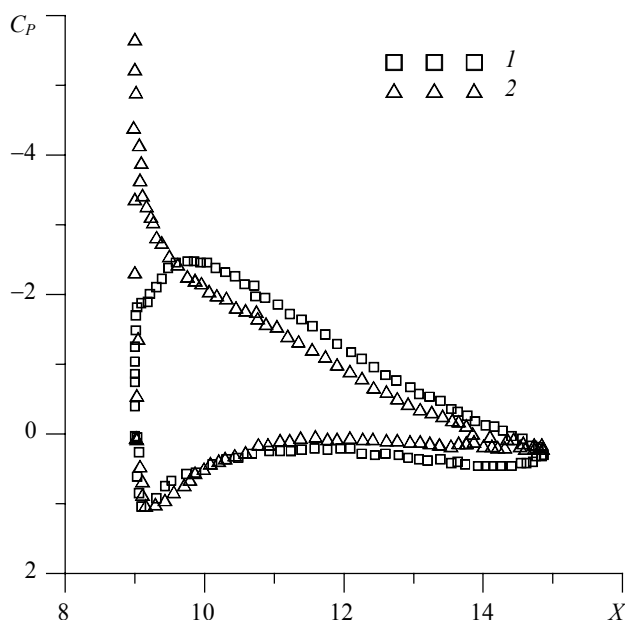


Рис. 2. Сравнение распределений давления в бортовом сечении $Z = 2.15$ м по размаху крыла при $C_Y = 1.50$ для $M = 0.20$ для базового (1) и «симметричного» (2) крыла

Fig. 2. Comparison of the pressure distributions in the cross section $Z = 2.15$ m over the wingspan at $C_Y = 1.50$ and $M = 0.20$ for the original (1) and “symmetric” (2) wings

Все это говорит о том, что с аэродинамической и геометрической точек зрения 2-й вариант начальной геометрии крыла находится очень далеко как от оптимального решения, так и от начальной формы крыла, предложенной в работе [1].

Перейдем теперь к сравнениям результатов этих двух оптимизаций. Для получения оптимального решения как для 1-го, так и для 2-го варианта задания начальной формы было необходимо 15 шагов. Соответствующая картина сходимости оптимизационного процесса приведена на рис. 3.

Результаты оптимизации оказались очень близкими и в широком диапазоне условий полета практически идентичными. В частности, в основной точке проектирования $M = 0.20$, $C_Y = 1.20$ сопротивление оптимального крыла для 1-го вари-

анта составило 376.4 аэродинамических каунта против 376.9 для 2-ого варианта задания формы начального крыла. Форма оптимального крыла представлена на рис. 1 (линия 2).

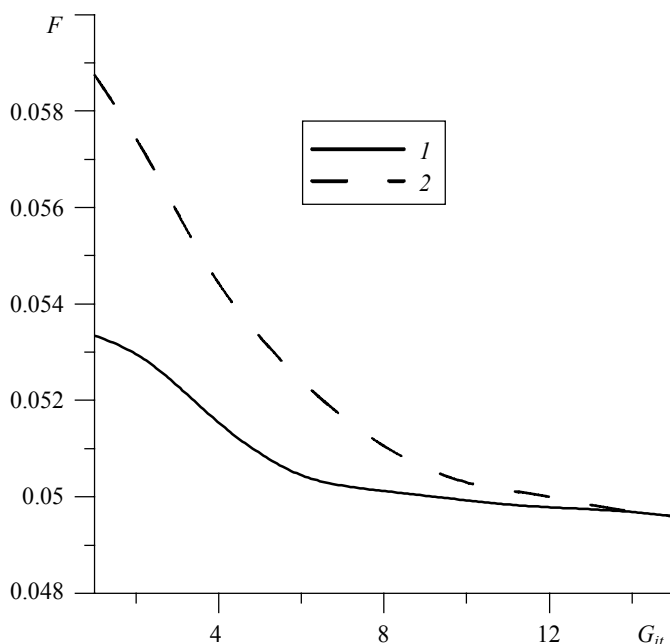


Рис. 3. Сравнение сходимости 1-го и 2-го вариантов оптимизации крыла БПЛА

Fig. 3. Comparison of the convergence of the 1st and 2nd variants of wing optimization for UAV (unmanned aerial vehicle)

Дополнительная информация о локальных характеристиках течения около оптимального крыла может быть получена из рис. 4, на котором приведены сравнения секционных распределений коэффициента давления C_p для начального и оптимального крыла для одного из сечений.

Из анализа сравнений соответствующих распределений давления между начальным и оптимальным крылом видно, что изменение формы крыла привело к благоприятному в аэродинамическом смысле перераспределению нагрузки по всему размаху крыла и значительному улучшению интегральных аэродинамических характеристик.

Это благоприятно отразилось на значении коэффициента сопротивления крыла при значении $C_y = 1.20$, причем сопротивление понизилось для достаточно большой окрестности основной точки проектирования как по числу Маха, так и по коэффициенту подъемной силы. Это означает, что улучшения, полученные при проектировании носят не локальный характер и устойчивы к малым изменениям условий полета, что является необходимым условием для практического использования этих результатов.

В заключение приведем сравнение поляр сопротивления для двух рассмотренных оптимальных крыльев (рис. 5), из которого видно незначительное влияние начального приближения на качество полученного решения.

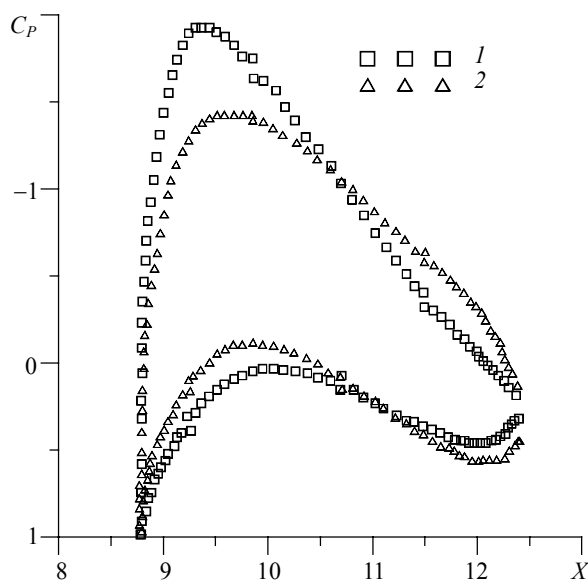


Рис. 4. Сравнение распределений давления в бортовом сечении $Z = 0.0$ м по размаху крыла при $C_Y = 1.20$ для $M = 0.20$ для базового (1) и оптимального (2) крыла

Fig. 4. Comparison of the pressure distributions in the cross section $Z = 0.0$ m over the wingspan at $C_Y = 1.20$ and $M = 0.20$ for the original (1) and optimal (2) wings

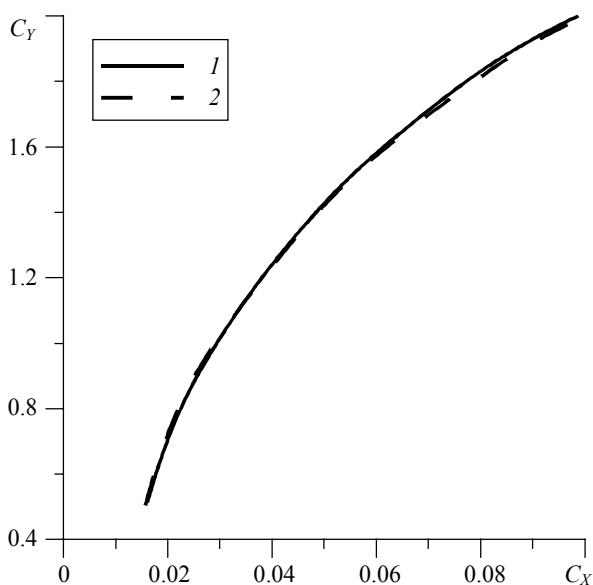


Рис. 5. Сравнение поляры сопротивления двух вариантов оптимизации крыла БПЛА для $M = 0.20$

Fig. 5. Comparison of the drag polars for two variants of UAV wing optimization at $M = 0.20$

Заключение

Таким образом, анализ полученных аэродинамических характеристик оптимальных крыльев беспилотного летательного аппарата среднего класса для 2 вариантов задания начальной формы крыла показывает, что предлагаемая технология оптимального аэродинамического проектирования является устойчивой к заданию начальной формы, поскольку

1. Оптимальные крылья обладают практически одним и тем же сопротивлением в основной точке проектирования $C_Y = 1.20$, $M = 0.20$ ($C_X = 376.4$ каунта и $C_X = 376.9$ каунта).

2. Формы оптимальных крыльев очень близки друг к другу.

3. Оптимальные крылья обладают очень близкими (практически идентичными) интегральными аэродинамическими характеристиками в широком диапазоне изменения условий полета.

ЛИТЕРАТУРА

1. Степанов К.А. Тимченко С.В. Аэродинамическое проектирование изолированного трехмерного крыла беспилотного летательного аппарата среднего класса на базе программного продукта нового поколения // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2018. № 54. С. 118–130.
2. Epstein B., Peigin S., Bolsunovskiy A., Timchenko S.V. Aerodynamic shape optimization by automatic hybrid genetic tool OPTIMENGA AERO // Source of the Document 52nd AIAA Aerospace Sciences Meeting AIAA Science and Technology Forum and Exposition, SciTech 2014.
3. Epstein B., Averbuch A. and Yavneh I. An accurate ENO driven multigrid method applied to 3D turbulent transonic flows // Journal of Computational Physics. 2001. V. 168. P. 316–328.
4. Epstein B., Peigin S.V. Implementation of WENO (Weighted Essentially Non-oscillatory) Approach to Navier-Stokes Computations // Int. J. CFD. 2004. V. 18. No. 3.
5. Пейгин С.В., Periaux J., Тимченко С.В. Применение генетических алгоритмов для оптимизации формы тела по тепловому потоку // Математическое моделирование. 1998. Т. 10. № 9. С. 111–122.
6. Казаков В.Ю., Пейгин С.В., Тимченко С.В. Оптимизация траектории входа в атмосферу земли по интегральному тепловому потоку // ЖПМТФ. 2000. Т. 41. No. 4. С. 112–121.
7. Michalewicz Z. Genetic algorithms + data structures = evolution programs. New York: Springer-Verlag, 1992, Artificial Intelligence.
8. Тимченко С.В. Параллельный генетический алгоритм для решения задач многокритериальной оптимизации // Ползуновский вестник. 2012. № 2/1. С. 103–107.
9. Орлов С.А., Пейгин С.В., Степанов К.А. Тимченко С.В. Эффективная реализация нелинейных ограничений при оптимизации трехмерных трансзвуковых крыльев // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2015. № 1. С. 72–81.

Статья поступила 25.10.2018 г.

Stepanov K.A., Timchenko S.V. (2018) INVESTIGATION OF THE STABILITY OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE WING OPTIMIZING IN TERMS OF ITS INITIAL SHAPE. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika* [Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics]. 56. pp. 120–127

DOI 10.17223/19988621/56/10

Keywords: optimal design, full Navier-Stokes equations, non-linear constraints, drag coefficient, pitch moment, stability of optimizing.

A new technology for optimal aerodynamic design of a three-dimensional wing of a middle-class unmanned aerial vehicle (UAV) is considered. An optimal wing shape, which is characterized by minimum drag at a fixed lift coefficient and meeting the specified geometric and

aerodynamic constraints, is determined using the heuristic global search method based on the numerical solutions of the full Navier-Stokes equations. The paper shows that the applied optimization method is stable with respect to the initial data (the initial wing shape). An analysis of the obtained aerodynamic characteristics of the optimum wings for a middle-class UAV in two variants of specifying the initial wing shape shows that the proposed technology of optimal aerodynamic design is resistant to the initial shape due to the following aspects: optimal wings are characterized by the same drag coefficient at the main design point; the shapes of optimal wings are very similar to each other; optimal wings have very close (almost identical) integral aerodynamic characteristics in a wide range of flight conditions.

THE WORK WAS CARRIED OUT WITH THE FINANCIAL SUPPORT OF APPLIED RESEARCH OF THE MINISTRY OF EDUCATION AND SCIENCE OF THE RUSSIAN FEDERATION: THE UNIQUE IDENTIFIER OF THE WORK RFMEFI57617X0094.

STEPANOV Kirill Aleksandrovich (OPTIMENGA-777 Ltd., Moscow, Russian Federation). E-mail: kirill.stepanov.90@mail.ru

TIMCHENKO Sergey Viktorovich (Doctor of Physics and Mathematics, Tomsk State University, Tomsk, OPTIMENGA-777 Ltd., Moscow, Russian Federation). E-mail: tsv@ftf.tsu.ru

REFERENCES

1. Stepanov K.A., Timchenko S.V. (2018) Aerodynamicheskoe proektirovanie izolirovannogo trekhmernogo kryla bespilotnogo letatel'nogo apparata na baze programmnoy produkta novogo pokoleniya [Aerodynamic design for an isolated three-dimensional wing of an unmanned aerial vehicle]. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika – Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics*. 54. pp. 118–130. DOI: 10.17223/19988621/54/10.
2. Epstein B., Peigin S., Bolsunovskiy A., Timchenko S.V. (2014) Aerodynamic shape optimization by automatic hybrid genetic tool OPTIMENGA AERO. *American Institute of Aeronautics and Astronautics*. DOI: 10.2514/6.2014-0569.
3. Epstein B., Averbuch A., Yavneh I. (2001) An accurate ENO driven multigrid method applied to 3D turbulent transonic flows. *Journal of Computational Physics*. 168(2). pp. 316–328. DOI: 10.1006/jcph.2001.6698.
4. Epstein B., Peigin S.V. (2004) Application of WENO (Weighted Essentially Non-oscillatory) approach to Navier-Stokes computations. *International Journal of CFD*. 18(3). pp. 289–293. DOI: 10.1080/1061-8560310001621243.
5. Peygin S.V., Periaux J., Timchenko S.V. (1998) Primenenie geneticheskikh algoritmov dlya optimizatsii formy tela po teplovomu potoku [Application of genetic algorithms in a body shape optimization in terms of a heat flux]. *Matematicheskoe modelirovanie – Mathematical Models and Computer Simulations*. 10(9). pp. 111–122.
6. Kazakov V.Yu., Peygin S.V., Timchenko S.V. (2000) Optimizatsiya traektorii vkhoda v atmosferu zemli po integral'nomu teplovomu potoku [Optimization of the trajectory of the earth atmosphere entry according to the integral heat flux]. *Zhurnal prikladnoy matematiki i tekhnicheskoy fiziki – Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*. 41(4). pp. 112–121.
7. Michalewicz Z. (1992) *Genetic algorithms + Data structures = Evolution programs*. New York: Springer-Verlag.
8. Timchenko S.V. (2012) Parallelnyy geneticheskyy algoritm dlya resheniya zadach mnogokriterial'noy optimizatsii [A parallel genetic algorithm for solving multicriterion optimization problems]. *Polzunovskiy vestnik*. 2(1). pp. 103–107.
9. Orlov S.A., Peygin S.V., Stepanov K.A., Timchenko S.V. (2015) Effektivnaya realizatsiya nelineynykh ogranicheniy pri optimizatsii trekhmernykh transzvukovykh kryl'ev [Effective implementation of nonlinear constraints in optimization of three-dimensional transonic wings]. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika – Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics*. 1(33). pp. 72–81. DOI: 10.17223/19988621/33/7.