

ПРОБЛЕМЫ И НОВЫЕ ЗАДАЧИ ПОВЫШЕНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Изложены основные результаты исследований, направленных на повышение энергетической эффективности ракет-носителей.

Main results of studies aimed at increasing the power efficiency of launch vehicles are presented.

Исследования, выполненные отделом динамики и управления механическими системами Института технической механики НАН Украины и НКА Украины в 1998 – 2008 гг., были связаны, главным образом, с проведением анализа энергетических характеристик существующих и модернизируемых ракет-носителей (РН) с целью поиска рациональных путей повышения эффективности использования их энергетических возможностей и ресурсов при решении совокупности задач динамики полёта и безопасности эксплуатации РН. Эти исследования стимулировались, в частности, необходимостью обоснования возможности и целесообразности использования в качестве РН снимаемых с вооружения баллистических ракет дальнего действия (БРДД). Последние располагают значительными запасами прочности, что позволяет расширить диапазон допустимых углов атаки (перегрузок) на активном участке траектории полета первой ступени в окрестности значений числа Маха $M = 1$ и таким образом повысить энергетические возможности РН. Специфика поставленных задач обусловила необходимость разработки соответствующего математического обеспечения, включающего математические модели, методы и алгоритмы определения характеристик управляемости РН с учетом ограничений на параметры движения и ресурсы управления. Вследствие того, что эти ограничения непосредственно определяют возможность реализации тех или иных технических решений, проблема управляемости РН приобретает особую значимость.

Управляемость понимается как свойство системы, при котором ее траектория из исходного положения может быть переведена в другую точку фазового пространства. В развитие классического подхода к исследованию управляемости [1], был предложен прямой метод её оценки, базирующийся на построении области достижимости (ОД) с использованием одного из наиболее эффективных методов решения нелинейных задач оптимизации при наличии ограничений – метода динамического программирования (МДП) [2, 3].

Использование МДП как базового алгоритма оптимизации, дающего возможность анализа всего семейства оптимальных траекторий РН, позволило моделировать возмущенное движение РН с целью оценки чувствительности отдельных динамических характеристик РН (загрузка рулей, характерные нагрузки на конструкцию РН) и ее управляемости в целом к расширению диапазона ограничений на параметры движения. Предложенный подход к оценке основных характеристик управляемости возмущенного движения РН на основе построения ОД с использованием МДП вполне согласуется с условиями практической реализации разработанной на этой основе методики оценки управляемости, учитывающей наличие обратной связи.

На первоначальных этапах исследований этот же метод динамического программирования использовался для решения задач энергетической опти-

мизации программ управления РН. В процессе его поэтапного развития и совершенствования применительно к решению задач оптимизации всё возрастающей сложности, были сформулированы две задачи, решение которых позволяет обеспечить возможность реализации основных технических требований, предъявляемых к управлению РН (по каналу тангажа):

- задача оптимизации программы угла тангажа по энергетическому критерию с учетом ограничений на величины угла атаки и скоростного напора;
- задача оценки управляемости РН при ненулевых углах атаки на участке околосвуковых скоростей.

В соответствии с общепринятым подходом к решению задач оптимизации траекторий РН, рассматривалось движение РН в плоскости стрельбы. Учитывая значительную протяженность активного участка траектории РН, расчет проводился для сферической вращающейся Земли; при этом более тщательно учитывались изменения угла атаки α в уравнениях движения [4, 5]:

$$\begin{aligned}\dot{V} &= \frac{1}{m}(P \cos \alpha - qSC_\tau) - g \sin(\theta + \delta); \\ \dot{\theta} &= \frac{1}{V} \left(\frac{1}{m} [P \sin \alpha + qSC_n(\alpha)] - g \cos(\theta + \delta) \right) + 2\omega_3 \cos \varphi_\Gamma \sin \psi; \\ \dot{x} &= V \cos \theta; \\ \dot{y} &= V \sin \theta.\end{aligned}\quad (1)$$

Задача оптимизации программы угла тангажа решалась методом динамического программирования для критерия оптимальности, характеризующего энергетические возможности РН:

$$J_0 = \int_0^{t_K} \left(\Delta \dot{V} + \frac{\Delta V}{V_{\max}} \right) dt \rightarrow \max, \quad (2)$$

при выполнении ограничений

$$\begin{aligned}|\alpha(t)| &< \alpha_{\max} \\ q(t) &< q_{\max}\end{aligned}, \quad (3)$$

где t_K – время окончания активного участка траектории РН; V_{\max} – ожидаемое максимальное (по модулю) отклонение скорости РН от номинального значения; α_{\max}, q_{\max} – максимальные допустимые значения угла атаки и скоростного напора, соответственно.

При переходе к исследованию управляемости РН для предложенной нетрадиционной программы угла тангажа потребовалось учесть движение РН вокруг центра масс; система (1) была дополнена уравнениями:

$$\begin{aligned}\dot{\phi} &= \omega, \\ \dot{\omega} &= -\frac{1}{J_z} \left(qSC_n^\alpha (x_d - x_\tau) \alpha + Y_{lp} (x_p - x_\tau) \right),\end{aligned}\quad (4)$$

в связи с чем получившаяся задача оптимизации становится четырехмерной: к двум независимым переменным V, θ , связанным с системой (1), добавляются еще две переменные – φ и ω , связанные с системой (4).

Критерий оптимальности был расширен:

$$J = \int_0^{t_k} \left\{ \Delta \dot{V} + \frac{\Delta V}{V_{\max}} - \left[\left(\frac{\Delta \varphi}{\Phi_{\max}} \right)^2 + \left(\frac{\Delta \omega}{\Omega_{\max}} \right)^2 + \left(\frac{\delta}{\Delta_{\max}} \right)^2 + \left(\frac{\xi}{\Xi_{\max}} \right)^2 \right] \right\} dt \rightarrow \max, \quad (5)$$

а система ограничений (3) дополнена ограничениями на величины отклонения δ и угловой скорости ξ органов управления

$$\begin{aligned} \delta &< \Delta_{\max} \\ \xi &< \Xi_{\max} \end{aligned} \quad (6)$$

Первые два слагаемых в подынтегральном выражении (5), аналогичные (2), характеризуют энергетические возможности РН, третье и четвертое – качество управления угловым движением РН по углу тангажа φ и угловой скорости по каналу тангажа ω , а последние два слагаемых, содержащие отклонения δ и угловую скорость ξ органов управления, характеризуют загрузку рулей. Для максимальных отклонений приняты обозначения:

- $\Phi_{\max}, \Omega_{\max}$ – максимальные допустимые отклонения угла тангажа $\varphi(t)$ и угловой скорости по тангажу $\omega(t)$ от номинальных значений;
- $\Delta_{\max}, \Xi_{\max}$ – максимальные допустимые значения угла и угловой скорости отклонения рулей.

Разработанный подход к оценке основных характеристик управляемости возмущенного движения РН на основе построения ОД с использованием МДП, хорошо согласуясь с требованиями практической реализуемости предложенной методики оценки управляемости, позволяет определить необходимые отклонения δ, ξ органов управления для погашения возмущенного движения объекта управления наилучшим образом в соответствии с критерием (5) при одновременном удовлетворении ограничениям (3), (6) на величины максимального угла атаки (поперечной перегрузки), скоростного напора, углов и угловой скорости прокачки рулей.

Показано, что МДП хорошо подходит для решения подобных задач оптимизации траекторий управляемых объектов при наличии ограничений, однако требует больших затрат памяти ЭВМ, если размерность задачи велика. В этой связи особое внимание, с точки зрения оценки перспектив использования МДП, уделялось, с одной стороны, поиску путей упрощения математической модели движения РН для случаев большой размерности задачи оптимизации, а с другой – качественному совершенствованию алгоритма МДП, в частности, возможностям повышения размерности решаемых задач путем их декомпозиции. В этой связи исследовались структурные свойства МДП, в том числе – алгебраические модели, приспособленные к структурным исследованиям [6, 7].

Дальнейшее развитие исследований в этом направлении связано с разработкой математических моделей и методов управления движением РН при

заданных ограничениях на допустимые значения управляющих усилий и нагрузок на корпус РН в различных условиях её эксплуатации, характеризующихся существенными упругими деформациями корпуса РН в полете. В таком случае, предположение о том, что РН является абсолютно жестким телом, при решении нетрадиционных задач оптимизации программ (законов) управления движением РН, предполагающих расширение допусков на предельные величины угла атаки, может оказаться грубым, особенно для РН большого удлинения.

Нагружение силовой конструкции при использовании «нестандартных» программ угла тангажа, предполагающих расширение ограничений на величину угла атаки, вообще говоря, характеризуется значительным (в несколько раз) увеличением аэродинамического возмущающего момента. Скорость изменения управляющего момента, в свою очередь, определяется располагаемой мощностью рулевых приводов. Таким образом, расширение допуска на угол атаки первой ступени РН без явного учета ограничений на допустимые значения управляющих усилий и нагрузок на корпус может свести на нет весь полученный энергетический выигрыш.

Одна из альтернатив для преодоления проблем, связанных с повышением требуемых управляющих усилий и возникающих при этом нагрузок на корпус при маневре ракеты на больших углах атаки, состоит в использовании активных систем управления [8]. Для этого выработанный перечень качественных показателей оптимальности движения РН как объекта регулирования необходимо дополнить показателями управляемости РН с учетом характера изменений во времени внешних сил (программных и случайных), действующих на РН. В число управляемых параметров могут входить и такие величины, как предельная поперечная нагрузка, влияющая на нагружение силовых элементов конструкции РН. Алгоритмы, разрабатываемые для таких систем управления (СУ), можно рассматривать и оценивать как инструмент комплексного анализа и синтеза алгоритмов энергетически оптимального управления РН, позволяющий расширить возможности её СУ с учетом деформаций корпуса. Степень детализации перечня основных качественных показателей оптимальности движения на характерных участках траектории обычно согласовывается с требованиями рассматриваемого этапа проектирования конкретной РН.

Проведено исследование возможности и перспектив использования оперативно формируемой в процессе движения процедуры изменения режима работы двигателя путем его дросселирования как инструмента для повышения энергетической эффективности РН при наличии указанных выше ограничений на параметры ее движения при прохождении участка максимальных скоростных напоров. Показано, что необходимый уровень тяги при этом целесообразно определять на основе прогнозных оценок скоростного напора q на двух последовательных тактах формирования программы углового движения РН и уровня тяги, обеспечивающего равенство указанных оценок максимально допустимому значению q .

В качестве одного из перспективных путей формирования углового движения и соответствующего повышения энергетической эффективности РН предложено использовать метод терминального управления (ТУ) на участке работы двигательной установки первой ступени РН с бортовой цифровой вычислительной машиной (БЦВМ) по близкой к энергетически оптимальной

траектории полета с учетом ограничений на контролируемые параметры движения, базирующийся на известной постановке задачи ТУ полетом РН на внеатмосферном участке траектории [9, 10].

В связи с тем, что в данном методе ТУ отсутствует учет особенностей движения РН на атмосферном участке, характеризующихся существенным влиянием аэродинамических сил и наличием ограничений на величину скоростного напора и угол атаки, для расчета параметров движения на участке траектории полета первой ступени РН с терминальным управлением были рассмотрены модельные задачи, связанные с:

- прогнозированием движения центра масс РН;
- формированием терминального управления РН на участке полета первой ступени, т. е. текущей программы угла тангажа как параметра управления;
- коррекцией текущей программы угла тангажа для учета особенностей функционирования РН как объекта управления;
- формированием программы регулирования уровня тяги маршевого двигателя (дросселирования);
- итеративным уточнением программы управления;
- оптимизацией программы угла тангажа по энергетическому критерию (функционалу) с учетом ограничений на величины скоростного напора и угла атаки.

При этом программа угла тангажа на каждой итерации управления представляется в виде линейной зависимости от времени, корректируемой при прогнозируемом нарушении ограничений, исходя из условия движения по границе допустимой области. Коэффициенты программы определяются из условия достижения максимума квазитерминального функционала управления – критерия оптимизации, в качестве которого рассматривается конечная масса топлива последней ступени РН.

Для формирования терминального управления разработаны следующие математические модели:

- ТУ первой ступени РН, обеспечивающего учет ограничений на контролируемые параметры траектории полета;
- прогнозирования терминальных параметров движения первой ступени РН, обеспечивающего учет ограничений на контролируемые параметры траектории движения.

Разработаны также методики и алгоритмы, позволяющие осуществлять:

- прогнозирование терминальных параметров движения первой ступени РН на основе численного интегрирования системы дифференциальных уравнений движения центра масс ракеты;
- численной оптимизации программы угла тангажа на основе метода по координатного спуска;
- определения необходимого уровня дросселирования тяги ДУ при прохождении участка максимальных скоростных напоров, т. е. формирования терминального управления РН на участке полета первой ступени с обеспечением движения по траектории, близкой к энергетически оптимальной.

Рассмотрена задача оперативного формирования параметров орбиты, выведение на которую обеспечивает максимум целевой эффективности использования располагаемого запаса топлива. Задача сформулирована в оптимизационной постановке для критериальной функции вида [11]:

$$F = - \left(\frac{\varepsilon \cdot \cos i}{\mu \cdot [a \cdot (1 - e^2)]^2 \cdot T_c} - \frac{1}{T_s} \right)^2,$$

где $\mu = 3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$; $\varepsilon = 2,634 \cdot 10^{10} \cdot \text{км}^5/\text{с}^2$ – гравитационные постоянные; i – наклонение орбиты; a – большая полуось орбиты; e – эксцентриситет орбиты; T_c – драконический период обращения КА; T_s – период обращения Земли вокруг Солнца.

Проведены исследования по выбору оптимального с точки зрения точности выведения полезной нагрузки (ПН) направления ее отделения. В качестве основных составляющих точности выведения рассматривались ошибка отделения и динамическая ошибка, возникающая за счет ошибок системы стабилизации РН, имеющие определяющее значение при навигации с использованием данных спутниковых навигационных систем типа «НАВСТАР–ГЛОНАСС». В этой связи направление отделения полезной нагрузки выбиралось из условия минимизации влияния этих составляющих на точность выведения [12].

В условиях ограниченности бортовых ресурсов топлива значительное влияние на энергетическую эффективность РН оказывает уровень организации рабочих процессов в топливных баках в целом и в системах их наддува (СН) в частности, т.к. совершенствование характеристик последних обуславливает непосредственное снижение непроизводительных затрат топлива на генерирование газа наддува и т.п.

В настоящее время наибольшее распространение получили системы неизотермического наддува путем подачи в свободный газовый объем (СГО) топливного бака высокотемпературного газа в виде высокоскоростной струи или системы струй, что сопровождается интенсивным тепломассообменом между газом наддува, стенками бака, жидким компонентом топлива и, как следствие, непроизводительными потерями эксергии.

Перспективы совершенствования систем неизотермического наддува определяются возможностью интенсификации перемешивания СГО высокотемпературным газом наддува при одновременном уменьшении интенсивности его взаимодействия со свободной поверхностью компонента топлива [13]. Однако существующее представление о СН как о квазизамкнутой изолированной термодинамической системе в указанном аспекте непродуктивно. В связи с изложенным поиск новых подходов к совершенствованию систем неизотермического наддува топливных баков РН проводился на основе рассмотрения СН как системы синергетической, характеризующейся наличием нелинейного сложного движения, интенсивным обменом веществом и энергией с окружающей средой, кооперативностью процессов и термодинамической неравновесностью [14].

В такой системе, варьируя потоками вещества и энергии, которыми система обменивается с окружающей средой, можно организовывать характер протекания гидродинамических и тепломассообменных процессов, обеспечивающий при достижении некоторого критического значения указанных потоков эволюцию системы в направлении уменьшения локальной энтропии, т.е. обеспечить возможность целенаправленной организации во внутрибаковом пространстве упорядоченных форм движения газа наддува, обеспечивающих наиболее рациональный, с точки зрения расходования бортовых ре-

курсов, характер протекания тепломассообменных процессов с учетом конструктивных особенностей топливного бака.

С использованием указанного подхода предложены и методически обоснованы новые способы неизотермического наддува топливных баков РН путем подачи в СГО высокотемпературного газа наддува в виде цуга вихревых колец или генерирования в нем крупномасштабных акустических течений путем преобразования части кинетической энергии струи газа наддува в энергию упругих колебаний [15].

Указанные структуры характеризуются значительной дальностью и низкой скоростью натекания на поверхность раздела фаз, что обуславливает возможность существенного снижения потерь эксергии газом наддува.

Получены соотношения, позволяющие выполнять количественные оценки пороговых значений параметров потоков энергии и вещества, при которых процессы самоорганизации приводят к возникновению в СГО соответствующих пространственно-временных течений газа наддува.

Задачей одного из направлений исследований отдела являлась разработка комплексной методологии оценки эффективности работы систем питания ДУ ступеней РН с точки зрения обеспечения сплошности компонентов топлива на входе в маршевый двигатель в условиях эксплуатации, включающих:

- активную фазу полета РН при работающих маршевых двигателях ступеней;
- переход к условиям невесомости после выключения двигателя;
- полет в условиях невесомости;
- запуск двигателя в условиях невесомости.

Актуальность и практическая значимость указанных исследований обусловлена тем, что газожидкостные системы в топливных баках РН работают в условиях интенсивного виброн нагружения, воздействие которого может инициировать возникновение ряда специфических эффектов, способных оказать существенное влияние на характер протекания в них рабочего процесса.

К таким эффектам следует отнести, прежде всего, возникновение и развитие колебаний свободных поверхностей компонентов топлива, сопровождающихся интенсивным прониканием сквозь поверхность раздела фаз газа наддува, формированием барботажного слоя и существенным изменением гидродинамической обстановки в компонентах топлива, в том числе возможном изменении направления движения пузырей при достижении определенного уровня виброперегрузок, интенсивном поступлении их к заборному устройству топливного бака и срыве рабочего процесса ДУ.

Предложен подход к анализу внутрибаковых процессов, разработана методика выявления режимов функционирования систем питания ДУ ступеней РН, критичных в части нарушения работоспособности внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива и оценки соответствующих ее запасов.

Методика базируется на решении задач динамики ступеней РН с применением современных средств проектирования и анализа с использованием верифицированных экспериментальными данными физических и математических моделей поведения газожидкостных систем в различных условиях полета РН [16].

Полученные результаты позволяют повысить достоверность прогнозных оценок основных параметров функционирования систем питания ДУ для раз-

личных условий полета и значительно сократить объемы и сроки их экспериментальной отработки.

Значительное внимание в тематике работ отдела уделяется исследованиям, посвященным проблеме рационального использования научно-технического потенциала ракетно-космической отрасли для создания методов и средств тушения высокоэнергетических пожаров, способных обеспечить уровень пожаробезопасности объектов различного назначения, соответствующий требованиям XXI века:

– разработана и прошла экспериментальную проверку в масштабных экспериментах принципиально новая система предупреждения и тушения пожаров в резервуарах с нефтепродуктами, обеспечивающая высокую эффективность тушения при пониженных в 10 – 15 раз по сравнению с нормативными расходах пенообразователя [17]. Система характеризуется конструктивной простотой, низкой стоимостью и высокой надежностью, ориентирована на использование недорогих марок пенообразователей. Предварительные огневые испытания подтвердили эффективность системы. Время подавления развитого горения бензина в резервуаре составляет 10 – 40 секунд. Система обеспечивает возможность снижения потерь легких фракций из резервуаров от «малых дыханий», особенно в регионах с жарким климатом, а также эффективно предотвращает стратификацию сжиженного природного газа и «кроловеров» в изотермических резервуарах;

– предложена теоретически и экспериментально обоснованная технология тушения пожаров газовых и нефтяных фонтанов, базирующаяся на использовании подлежащих утилизации ракетных двигателей твердого топлива (РДТТ), обеспечивающая возможность подавления горения с расстояния 50 – 150 м при гарантированно высоком уровне безопасности пожарно-технического персонала [18]. Предлагаемый способ использования РДТТ является экологически и экономически целесообразным решением технической сложной проблемы ликвидации двигателей снимаемых с вооружения ракет поскольку вред, наносимый окружающей среде в процессе отжига РДТТ при тушении пожаров, существенно меньше экологических последствий, обусловленных как многосуточным горением нефтяных и газовых фонтанов, так и технологическими отходами утилизационной переработки элементов двигателей и твердого ракетного топлива.

Использование указанных разработок в рамках конверсионных преобразований ракетно-космической отрасли открывает реальные перспективы для создания при минимальных затратах временных и материальных ресурсов эффективных технологий и образцов пожаротушающей техники с высоким экспортным потенциалом.

1. Калман Р. Очерки по математической теории систем / Р. Калман, П. Фалб, М. Арбиб. – М. : Мир, 1971. – 400 с.
2. Андреев Ю. Н. Управление конечномерными линейными объектами / Ю. Н. Андреев. – М. : Наука, 1976. – 424 с.
3. Беллман Р. Процессы регулирования с адаптацией / Р. Беллман. – М. : Наука, 1964. – 360 с.
4. Герасюта Н. Ф. Динамика полета. Основные задачи динамического проектирования ракет / Н. Ф. Герасюта, А. В. Новиков, Н. Г. Белецкая. – Днепропетровск, 1998. – 366 с.
5. Ракета как объект управления / И. М. Игдалов, Л. Д. Кучма, Н. В. Поляков, Ю. Д. Шептун. – Днепропетровск : АРТ-ПРЕСС, 2004. – 544 с.
6. Горбунцов В. В. Автоматизация синтеза оптимальных траекторий из заранее рассчитанных элементов – алгебраический подход / Фундаментальні та прикладні проблеми космічних досліджень: Тези доповідей наук.-техн. конф., червень 1993 р. – Житомир, 1993. – С. 15 – 16.

7. *Gorbuntsov V.V.* Classification of optimization problems for discrete stationary processes: a semigroup approach / *V.V. Gorbuntsov* // International conference "Semigroups and their applications, including semigroup rings" in honour of E.S. Lyapun., June, 1995, St.-Petersburg, Russia. – St.-Petersburg, 1995. – P. 16 – 17.
8. *Livne Eli.* Aeroelasticity of nonconventional airplane configurations: Past and future / *Eli Livne, T. A. Weisshaar* // Journal of Aircraft. – 2003. – Vol. 40, No 6. – P. 846 – 854.
9. *Петров Б. Н.* Бортовые терминальные системы управления: принципы построения и элементы теории / *Б. Н. Петров, Ю. П. Портнов-Соколов, А. Я. Андриенко и др.* – М. : Машиностроение, 1983. – 200 с.
10. *Разоренов Г. Н.* Системы управления летательными аппаратами (баллистическими ракетами и их головными частями) / *Г. Н. Разоренов, Э. А. Бахрамов, Ю. Ф. Тутов.* – М. : Машиностроение, 2003. – 584 с.
11. *Авдеевский В. С.* Космическая индустрия / *В. С. Авдеевский, Г. П. Успенский.* – М. : Машиностроение, 1989. – 570 с.,
12. *Хорольский П. Г.* Выбор направления отделения полезной нагрузки ракетой-носителем / *П. Г. Хорольский* // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 9/25. – С. 121 – 125.
13. *Беляев Н. М.* Системы наддува топливных баков ракет / *Н. М. Беляев.* – М. : Машиностроение, 1976. – 336 с.
14. *Хакен Г.* Синергетика / *Г. Хакен.* – М. : Мир, 1980. – 320 с.
15. *Будник В. С.* Обобщенный энергетический подход к организации тепломассообменных процессов в свободном газовом объеме топливных баков жидкостных ракет / *В. С. Будник, Ю. Ф. Даниев, Н. Ф. Свириденко* // Техническая механика. – 1998. – Вып. 7. – С. 98 – 106.
16. Работоспособность внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива в системе питания маршевой двигательной установки космических ступеней ракет-носителей / *О. В. Пилипенко, А. Н. Заволока, А. Д. Николаев и др.* // Аэрогидродинамика: проблемы и перспективы. – 2006. – Вып. 2. – С. 88 – 100.
17. *Бабенко В. С.* Определение характеристик поверхностного пенного слоя при барботировании горящих нефтепродуктов нерастворимым газом / *В. С. Бабенко, Н. Ф. Свириденко, В. С. Сенькин* // Техническая механика. – 1998. – Вып. 8. – С. 146 – 151.
18. Использование ракетных двигателей для тушения пожаров газовых и нефтяных фонтанов / *В. С. Будник, А. Н. Заволока, Н. Ф. Свириденко и др.* // Техническая механика. – 1994. – Вып. 3. – С. 2 – 12.

Институт технической механики
НАН Украины и НКА Украины,
Днепропетровск

Получено 09.09.08,
в окончательном варианте 15.09.08