

© Кубышкин А.В.  
Kubysshkin A.

## ОСОБЕННОСТИ ВОЗДЕЙСТВИЯ БЛИЖНЕГО ИК-ИЗЛУЧЕНИЯ НА ТОПЛИВНЫЕ БАКИ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТ

### SOME PARTICULAR ASPECTS OF SHORT INFRARED RADIATION IMPACT TO LIQUID MISSILE FUEL TANKS

**Аннотация.** В статье предложен способ инженерной оценки стойкости жидкостных ракет к внешнему воздействию ИК-излучения по критерию потери механической устойчивости уже нагруженных и нагретых в полете топливных баков. Показано, что рассматриваемый механизм поражения является достаточно малоэнергетичным по сравнению с нагревом до температуры плавления их внешних оболочек. Получены и проанализированы типовые результаты такой оценки для одно- и двухступенчатых ракет различного класса, в том числе тех, которые рассматриваются американскими специалистами в качестве целей для самолетного комплекса лазерного оружия типа ABL.

Преимуществом предлагаемого способа расчетов можно считать использование простых закономерностей с широкой областью применимости, что для ряда задач оценочного характера обеспечивает необходимый баланс между наглядностью модели и адекватностью получаемых с ее помощью результатов.

**Annotation.** Liquid missile flight warm and loaded fuel tanks resistance to short infrared radiation according to mechanical instability criterion engineering estimate method was proposed in this article. It was shown that examined mechanism is low energy enough in comparison with heating of outer shell to melting temperature. Typical results for one- and two- stages missiles including some potential targets for ABL were under analysis and discussion.

Using simple physical laws with broad range of adaptability is considered to be advantage of proposed method of calculations. For some estimate purposes problems it is good balanced between the model clearness and result credibility.

**Ключевые слова.** Противоракетный лазер, ракеты механическое и температурное сопротивление ракеты, термомеханический эффект повреждения, напряженное состояние, оценка тензора деформации.

**Key words.** Antimissile laser, missile mechanical and temperature resistance, thermomechanical damage effects, stress, deformation tensor evaluation.

Для прогнозирования возможностей американских комплексов лазерного оружия по поражению жидкостных баллистических ракет на активном участке траектории полета представляют интерес результаты оценки воздействия на топливные баки лазерного излучения ближнего ИК-диапазона в квазинепрерывном режиме (макроимпульсы длительностью до единиц секунд).

Широкое применение в конструкциях корпусов топливных баков нашли оболочки вафельного типа из алюминий-магниевых сплавов, прочностные характеристики которых оптимизированы применительно к равномерному аэродинамическому нагреву в поле-

те до температур  $T_{aэp} \approx 400-500$  К. Дополнительный неравномерный подогрев оболочки лазерным излучением может привести к потере ее устойчивости ("схлопыванию").

Критериальным параметром потери устойчивости цилиндрической оболочки можно считать предельное нагружение типа сжатие (продольный компонент тензора напряжений  $\sigma_{ij}$ ) [1]:

$$\sigma_{крит} = E(T_{aэp}) h/R, \quad (1)$$

где  $E(T_{aэp})$  – модуль Юнга материала оболочки при температуре  $T_{aэp}$ ;

$h, R$  – эквивалентная толщина и радиус оболочки.

---

Кубышкин Александр Владимирович – главный научный сотрудник, доктор технических наук, профессор, ФГУП «Институт стратегической стабильности» Госкорпорации «Росатом», тел. (499)725-74-32.

Kubysshkin Alexander – Dr. Prof. is the Main Research Employee from the Institute of Strategic Stability, State Corporation for Atomic Energy "Rosatom", 499-725-74-32.

Если полагать, что  $h/R=(3\div 5)\cdot 10^{-3}$ , а  $E(T_{азр})=const=(6\div 7)\cdot 10^{10}$  Па, то значение предельного нагружения оболочки  $\sigma_{крит}$  составит  $(2,0\div 3,5)\cdot 10^8$  Па. Отметим, что полученное значение в полтора–два раза меньше пределов прочности на растяжение типовых алюминий-магниевых сплавов [2].

Характер и степень зависимости  $E(T_{азр})$  могут быть установлены, исходя из общих соображений классической термодинамики. Для этого заменим тензор напряжений в материале скаляром  $\sigma = \sigma(V, T)$ , зависящим, в силу наличия уравнения состояния твердого тела, лишь от его объема и температуры. Тогда полный дифференциал этой функции будет равен

$$d\sigma = \left(\frac{\partial\sigma}{\partial V}\right)_T dV + \left(\frac{\partial\sigma}{\partial T}\right)_V dT. \quad (2)$$

Соотношение (2) верно, в том числе и для термодинамического процесса, в котором  $d\sigma = 0$ . В таком процессе отношение приращений объема и температуры есть частная производная  $(\partial V/\partial T)\sigma$ . Поэтому можно записать

$$\left(\frac{\partial\sigma}{\partial V}\right)_T \times \left(\frac{\partial V}{\partial T}\right)_\sigma + \left(\frac{\partial\sigma}{\partial T}\right)_V = 0. \quad (3)$$

Тогда изотермический коэффициент всестороннего упругого сжатия будет равен:

$$K_T \equiv -V \left(\frac{\partial\sigma}{\partial V}\right)_T = \frac{\left(\frac{\partial\sigma}{\partial T}\right)_V}{\frac{1}{V} \left(\frac{\partial V}{\partial T}\right)_\sigma} = \frac{\left(\frac{\partial\sigma}{\partial T}\right)_V}{\alpha}, \quad (4)$$

где  $\alpha$   $K^{-1}$  – коэффициент теплового объемного расширения.

Заметим, что для твердого тела частные производные основных термодинамических параметров при  $V=const$  практически совпадают с соответствующими производными при  $\sigma=const$  (в силу малости изменения объема). Поэтому интересующая нас температурная зависимость коэффициента теплового расширения может быть оценена как

$$\frac{dK_T}{dT} \approx \left(\frac{\partial K_T}{\partial T}\right)_V = \frac{\alpha \times \left(\frac{\partial^2\sigma}{\partial T^2}\right)_V - \left(\frac{\partial\sigma}{\partial T}\right)_V \times \left(\frac{\partial\alpha}{\partial T}\right)_V}{\alpha^2}. \quad (5)$$

В силу известной теоремы о порядке дифференцирования смешанной производной [3] второе слагаемое в (5) равно нулю, а первое – выражается через теплоемкость при постоянном объеме  $C_V$ , которая для твердого тела является произведением массы на удельную теплоемкость. Тогда выражение для температурной зависимости коэффициента всестороннего сжатия примет вид

$$\frac{dK_T}{dT} = \frac{1}{\alpha} \left(\frac{\partial^2\sigma}{\partial T^2}\right)_V = \frac{1}{\alpha T} \left(\frac{\partial C_V}{\partial V}\right)_T \approx -\frac{\sigma}{\alpha T^2}. \quad (6)$$

Подставляя в (6) оценочные значения  $\sigma=2\cdot 10^8$  Па,  $\alpha=2,6\cdot 10^{-5} K^{-1}$ ,  $T=(400-500)$  К, получаем  $\frac{dK_T}{dT} = -(3\div 5)\cdot 10^7$  Па/К. Это означает, что при нагреве на 100 К упругие константы алюминиевого сплава ( $K_T \approx 6\cdot 10^{10}$  Па) уменьшаются на 5–10%.

Поэтому с инженерной точностью можно оценить добавочное нагружение оболочки, вызванное воздействием лазерного излучения, как

$$\Delta\sigma = E\alpha\Delta T. \quad (7)$$

Найдем теперь максимальное нагружение оболочки  $\sigma_{макс}$ , реализующееся в ходе полета ракеты в отсутствие лазерного излучения. Действующее на конструкцию продольное усилие составляет

$$P = T_l l, \quad (8)$$

где  $T_l$  – меридианальное погонное усилие;

$l$  – длина рассматриваемого отсека (оболочки).

Значение  $T_l$  будем определять по известным в ходе прохождения активного участка траектории значениям равнодействующей всех сил  $N$ , управляющего момента сил  $M$  и давления наддува баков ракеты  $p_0$ , считая ракету цилиндром радиуса  $R$

$$T_l = \frac{N}{2\pi R} + \frac{M}{\pi R^2} - \frac{p_0 R}{2}. \quad (9)$$

Поскольку  $N=m(g+a)$ , где  $m$  – масса ракеты, а  $a$  и  $g$  – ускорение ракеты и ускорение свободного падения соответственно, то окончательно можно записать

$$\sigma_{макс} = \frac{P}{2\pi Rh} = \frac{\left(\frac{m(g+a)}{2\pi R} + \frac{M}{\pi R^2} - \frac{p_0 R}{2}\right)l}{2\pi Rh}. \quad (10)$$

В качестве предварительной оценки для ракеты типа «Скад-В» примем  $a=4g$ ,  $m=6$  т,  $R=0,4$  м,  $l=11$  м,  $h=2$  мм,  $p_0=2\cdot 10^5$  Па,  $M \ll NR$ . Тогда  $\sigma_{макс}=2\cdot 10^8$  Па. Для первой ступени ракеты тяжелого класса ( $a=8g$ ,  $m=200$  т,  $R=1,5$  м,  $l=35$  м,  $h=4$  мм,  $p_0=6\cdot 10^5$  Па) получим близкую величину  $\sigma_{макс}=1,5\cdot 10^8$  Па. Как видно, реализуемое в ходе полета максимальное нагружение конструкции корпуса ракеты в полтора–два раза меньше критического значения, оцененного по формуле (1). Это может означать, что потеря устойчивости корпуса ЖРД является достаточно малоэнергоемким механизмом поражения.

Для потери устойчивости конструкции ракеты достаточно, чтобы

$$\sigma_{макс} + \Delta\sigma \geq \sigma_{крит}. \quad (11)$$

Расчет по формуле (11) для принятых нами ранее характеристик корпуса топливного бака ракеты типа «Скад» дает  $\Delta\sigma = \sigma_{крит} - \sigma_{макс} \approx 1,5\cdot 10^8$  Па, что соответствует  $\Delta T \approx 150$  К. Аналогичный по порядку величины нагрев требуется и для тяжелой ракеты. Заметим, что разность температуры корпуса (400–500° К) и его темпера-

туры плавления (900°K), нагрев на которую часто считают критериальным параметром поражения (см., например, [4] или [5]), в несколько раз превышает оцененное нами значение.

Оценим теперь потребный для подобного нагрева флюенс энергии излучения. При коэффициенте теплопроводности алюминиевого сплава  $\kappa=200$  Вт/(м·K) и его удельной теплоемкости  $c_v=950$  Дж/(кг·K) коэффициент температуропроводности будет равен

$$\chi = \frac{\kappa}{\rho c_v} \approx 8 \cdot 10^{-5} \frac{m^2}{c} . \quad (12)$$

Это позволяет оценить расстояние, на которое распространится тепло за 1 с:

$$\Delta = \sqrt{\chi \tau} \approx 1 \text{ см} . \quad (13)$$

Полученная величина много меньше характерного радиуса лазерного луча и одновременно в несколько раз больше толщины корпуса бака, поэтому требуемый флюенс энергии можно оценить как

$$F = c \rho h \Delta T \approx 100 \text{ Дж/см}^2 . \quad (14)$$

Следует отметить, что приведенная оценка несколько занижена, поскольку максимальные масса субракеты и ее ускорение достигаются не одновременно. Расчет по средним значениям дает требуемый флюенс энергии примерно 150 Дж/см<sup>2</sup>. Этот флюенс еще более растет при учете коэффициента отражения поверхности, который в данном исследовании принимался равным единице.

На рис.1 и 2 представлены результаты численных оценок по предложенной модели с учетом типовых временных зависимостей на активном участке траектории (АУТ) кинематических и тяговых характеристик одно- и двухступенчатых ракет различной дальности полета [6-

8]. Некоторые характерные параметры ракет, существенные для настоящего рассмотрения, сведены в таблицу (через косую черту отдельно представлены характеристики по первой и второй ступеням).

Давление наддува в ходе расчетов выбиралось, исходя из предположения о минимизации механического напряжения в миделевом сечении ракеты. Варьирование последней в технологически разумных пределах (2–6 атм) приводит к снижению уровня стойкости на 20–50%, что, вообще говоря, соответствует точности нашей оценки, не учитывающей случайный разброс результатов воздействия (наличие в лазерном пятне бортовых кабелей и других уязвимых объектов, изменения толщины стенок бака, их отличие от цилиндрической формы, различные покрытия и т.п.).

Анализируя полученные зависимости, можно сделать следующие выводы:

1. Средний требуемый флюенс энергии для поражения оперативно-тактических ракет по рассматриваемому механизму меняется, в зависимости от типов целей, примерно в два раза, т.е. от 60 до 140 Дж/см<sup>2</sup>. При этом, чем больше дальность полета одноступенчатой ракеты, тем более она уязвима. Ключевыми факторами такого снижения стойкости с ростом дальности являются увеличение общей массы ракеты и располагаемых перегрузок.
2. Для ракет средней и большой дальности по первой ступени требуемый флюенс энергии варьируется от 80 до 220 Дж/см<sup>2</sup>, а по второй – от 70 до 90 Дж/см<sup>2</sup>. При этом в последнем случае разброс значений значительно меньше как от конструкции к конструкции, так и по времени. Однозначной зависимости степени уязвимости ра-

### Характерные параметры ракет

№ п/п	Тип ракеты	Дальность стрельбы, км	Длительность АУТ, с	Максимальное ускорение, м/с <sup>2</sup>	Стартовая (начальная) масса (суб)ракеты, т	Длина (суб)ракеты, м	Диаметр (суб)ракеты, м
1.	«Скад-В»	300	75	42	6	11	0,8
2.	«Аль-Хусейн»	600	90	70	14	13	1,3
3.	«Нодон»	1000	70	100	23	16	1,6
4.	«Тэпходон»	2500	70/75	50/60	55/11	28/12	2,0/1,2
5.	«Титан-2»	12000	150/180	50/79	150/33	31/10	3,0/3,0

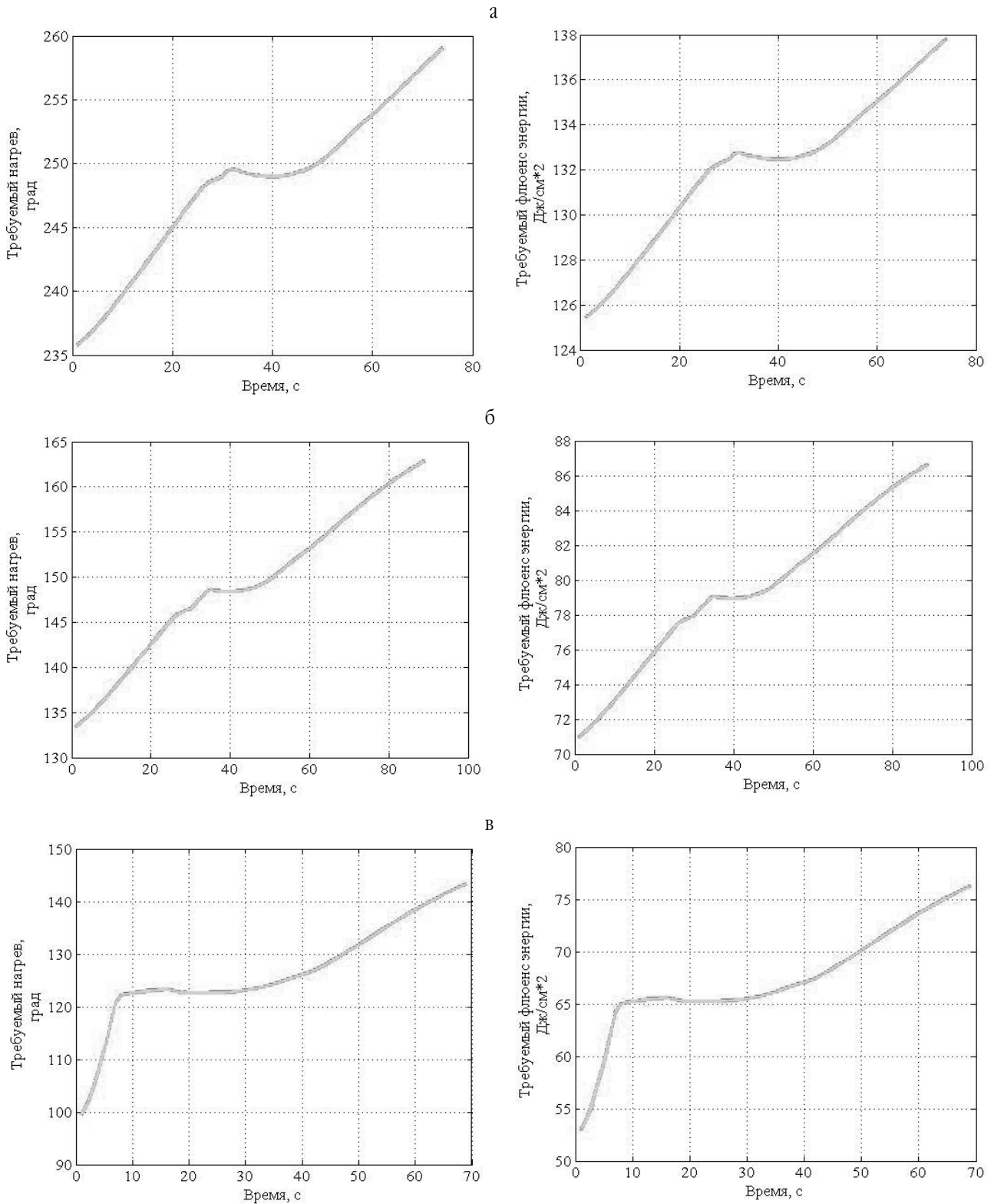


Рис. 1. Критериальные параметры поражения (слева – температура дополнительного прогрева, справа – флюенс энергии ИК-излучения) одноступенчатых ОТР типа а – «Скад-В»; б – «Аль-Хусейн»; в – «Нодон»

кеты от дальности ее полета не просматривается.

3. Для одной и той же ракеты требуемый для ее поражения по рассматриваемому механизму флюенс энергии растет с течением времени работы двигателей спер-

ва резко – по мере выхода активного участка траектории из атмосферы – и затем более плавно, по мере расходования компонентов топлива, уменьшающего общую массу и, соответственно, напряжение в миделевом сечении

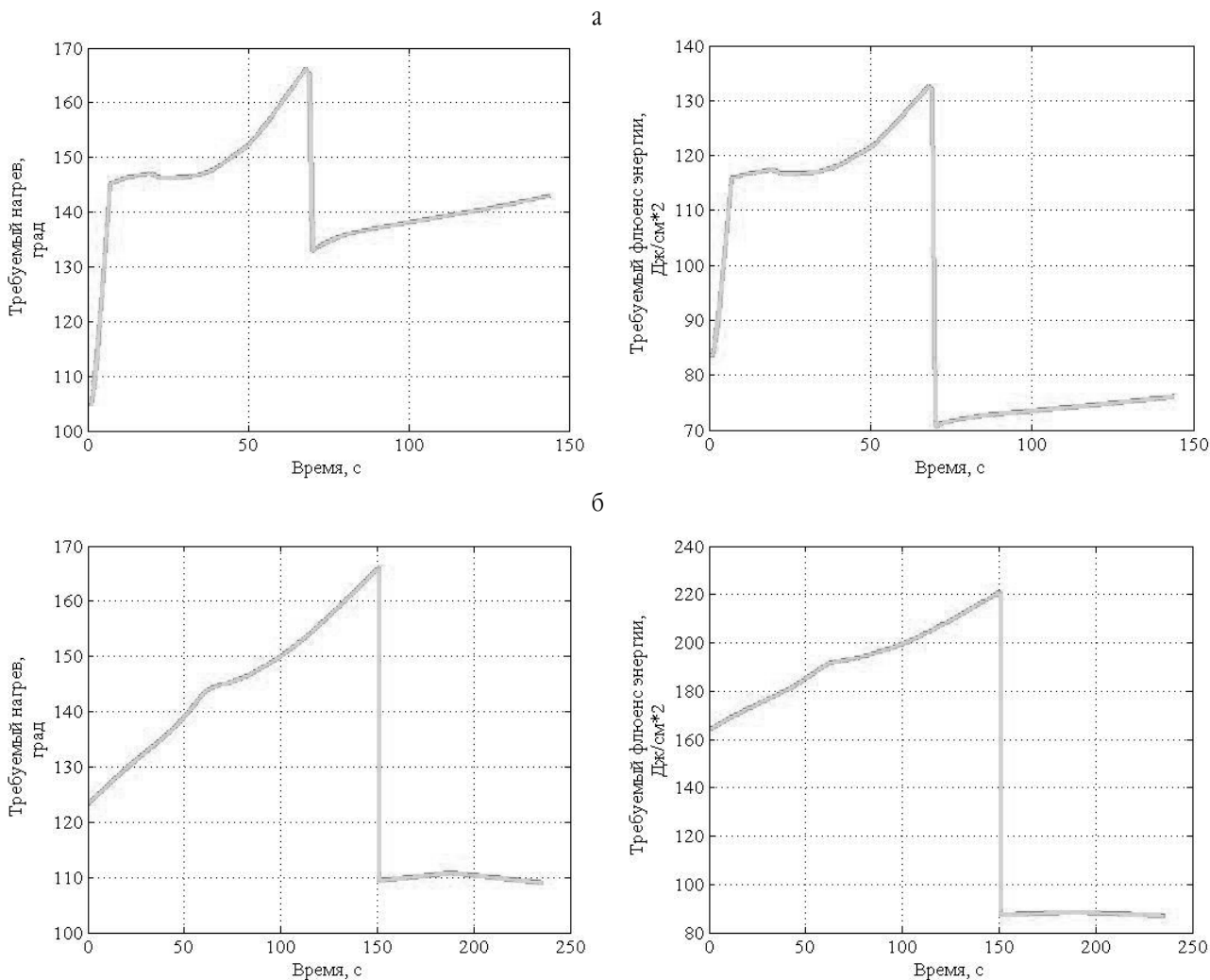


Рис. 1. Критериальные параметры поражения (слева – температура дополнительного прогрева, справа – флюенс энергии ИК-излучения) двухступенчатых ракет типа а – «Тэпходон»; б – «Титан-2»

конструкции. Это изменение составляет от 10 до 20%, что находится, вероятно, за пределами точности предложенной модели, но позволяет делать качественные предположения о характере временной зависимости параметров стойкости ЖРД в ходе полета и об оптимальных, с точки зрения минимума поражающей энергии, режимах воздействия.

4. Ракета «Тэпходон» характеризуется, вообще говоря, нетрадиционными для баллистического проектирования (см, например, [8]) соотношениями между геометрическими, тяговыми и прочностными характеристиками конструкции. В силу этого критериальные параметры поражения ее ступеней не могут быть получены путем экстраполяции характеристик ОТР «Скад-В», «Аль-Хусейн» и «Нодон» на большую дальность, а также МБР типа «Титан-2» на меньшую. Вместе с тем по результатам расчетов можно отметить близость требуемых для поражения первой ступени ракеты «Тэпходон» флюенсов энергии с аналогичными для ОТР типа «Скад-В», а вто-

рой ступени – с ОТР типа «Аль-Хусейн». Это можно объяснить технологической общностью этих изделий, поскольку весь проект «Тэпходон», по-видимому, представляет собой попытку создать многоступенчатую ракету на основе проверенных для одноступенчатых ОТР технических решений.

5. В феврале 2010 года в районе Пойнт-Мугу (шт. Калифорния) с помощью самолетного комплекса лазерного оружия AVL была проведена стрельба по одной жидкостной баллистической ракете (ОТР типа "Скад") и двум твердотопливным (также малой дальности). Характеристики воздействия главного луча, дальность до цели и результаты эксперимента агентством ПРО закрыты [9]. Исходя из предположений о диаметре лазерного луча (около 1 м) и его мощности (около 1 МВт в течение нескольких секунд воздействия), а также считая, что дальность до цели выбиралась исходя из требования пренебрежимо малых потерь энергии ИК-излучения в атмосфере (единицы километров), можно предположить, что на 1 м² по-

верхности жидкостной ракеты-мишени был обеспечен флюенс энергии около 100 Дж/см<sup>2</sup>, что, в соответствии с данными рис. 1, должно было привести к потере механической устойчивости ее топливных баков.

#### Литература

1. Балабух Л.И., Колесников К.С., Зарубин В.С. Основы строительной механики ракет. – М.: Высшая школа, 1969, – 494 с.
2. Физические величины: Справочник / Бабичев А.П., Бабушкина Н.А., Братковский А.М. и др. – М.: Энергоатомиздат, 1991. – 1232 с.
3. Яковлев Г.Н. Лекции по математическому анализу. Учебное пособие для вузов. – М.: Физматлит, 2001. – 480 с.
4. Forden G.E. The Airborne Laser // IEEE Spectrum, V34, N9, September 1997, P. 40-49.
5. Игнатьев А.Б., Сумин А.С. Анализ особенностей лазерного оружия с большой дальностью применения и хода работ в США по созданию лазерного комплекса авиационного базирования ABL // Вестник академии военных наук, №4 (25), 2008, С.114-122.
6. Forden G.E., Graphical User Interface Missile Flyout: A General Program for Simulating Ballistic Missiles, submitted to Science and Global Security. – Massachusetts Institute of Technology, December 2006.
7. STK/Missile Modeling Tools. Version 8. – SAIC, 2009.
8. Павлюк Ю.С. Баллистическое проектирование ракет: Учебное пособие для вузов. – Челябинск: Изд. ЧГТУ, 1996. – 92 с.
9. Airborne Laser Testbed Successful in Lethal Intercept Experiment. – MDA News Release № 10-news-0002, February 2010.

Материал поступил в редакцию 28. 09. 2010 г.