

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

УДК 539.3:534.1

**ДИНАМИЧЕСКОЕ НАГРУЖЕНИЕ ТОНКОСТЕННОЙ КОНИЧЕСКОЙ
ОБОЛОЧКИ С УЧЕТОМ НАЛИЧИЯ ДОПОЛНИТЕЛЬНОЙ МАССЫ**

И.К. ТУРКИН¹, Д.А. РОГОВ²

¹*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
г. Москва, Россия*

²*АО «ОНИПП «Технология» им. А.Г. Ромашина ГНЦ РФ, г. Обнинск, Калужская обл., Россия*

На современном этапе развития авиационной и ракетной техники все сильнее возникает необходимость учета быстродействующих, высокоскоростных процессов ударного взаимодействия элементов конструкции с внешними нагрузками, представленными как силовыми факторами (продольная сила или изгибающий момент), так и равномерно распределенным аэродинамическим давлением. В статье исследуется динамический отклик неравномерно нагретой тонкостенной конической оболочки вращения, моделирующей головной обтекатель летательного аппарата, в условиях высокоскоростного нагружения ударной волной в газовой среде. Напряженно-деформированное состояние оболочки, возникающее в результате предварительного неравномерного нагрева ее поверхности, определяется из решения уравнений термоупругого равновесия. Температурное поле может быть задано в виде функциональной зависимости любого вида как по окружной, так и по продольной координате тонкостенной осесимметричной оболочки. Решение динамической задачи состоит в интегрировании нелинейных уравнений движения оболочки и присоединенной к ее носовой части дополнительной массы при заданных начальных смещениях, нулевых начальных скоростях и граничных условиях, соответствующих закреплению обтекателя. В работе приводятся результаты решения системы уравнений в виде зависимостей от времени с момента начала ударного воздействия фронта внешнего давления для перемещений и напряжений, возникающих в тонкостенной конструкции. Представлены зависимости для различных вариантов исполнения конструкции оболочки с учетом изменения как толщины самой оболочки, так и присоединенной массы. Показано, что условия начального неравномерного нагрева оболочки приводят к отклонению носка по величине сопоставимому с величиной перемещений от собственных свободных колебаний. При этом значения напряжений в оболочке для района ее закрепления в большей степени зависят от ее толщины, чем от величины присоединенной массы.

Ключевые слова: обтекатель, оболочка, масса, летательный аппарат, термосиловое нагружение.

ВВЕДЕНИЕ

Применение беспилотных летательных аппаратов (БЛА) в противовес использованию пилотируемых ЛА все чаще рассматривается на современном этапе развития техники. Теоретически беспилотный ЛА может быть спроектирован на решение задач повышенной маневренности, не ограниченной рамками поддержания жизнеобеспечения пилота [1]. Связанная с этим проблема динамического нагружения и соответствующего определения отклика конструкции с целью оценки прочностных характеристик изделия считается одной из главных при создании высоконадежных конструкций БЛА, работающих в условиях высокоинтенсивного нагрева и нестационарных динамических возмущений со стороны внешней среды [2]. В частности, исследование взаимодействия ударной волны с неравномерно нагретой конической тонкостенной конструкцией, включающей расположенную внутри аппаратуру, представляет собой сложную задачу. Если жесткостная характеристика оболочки значительно превосходит жесткость амортизаторов, то деформацией оболочки можно пренебречь. В этом случае для цилиндра и сферы можно получить решение в замкнутой форме [3].

СОДЕРЖАНИЕ ЗАДАЧИ

В данной работе исследуется модель поведения конической оболочки типа обтекателя БЛА в условиях динамического нагружения ударной волной, аппроксимируемой по-

движной нагрузкой. В данной области основные результаты получены для задач динамической устойчивости оболочек, подверженных комплексному силовому нагружению [4, 5, 6, 7].

Определяется динамическое поведение нагретой конической оболочки, содержащей внутри дополнительную массу (аппаратуру), упруго связанную с жесткой носовой частью обтекателя. Дополнительная масса совершает возвратно-поступательное движение в осевом направлении и образует динамическую систему с одной степенью свободы, характеризуемую парциальной собственной частотой и относительным коэффициентом демпфирования (рис. 1).

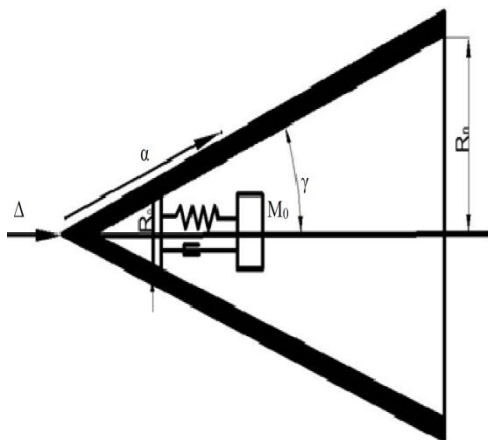


Рис. 1. Общий вид рассматриваемых элементов
Fig. 1. Considered elements general layout

ной нагрузкой, распространяющейся вдоль оси симметрии.

В безразмерной форме уравнения движения конической оболочки имеют вид [9]

$$\begin{aligned} \ddot{U} &= k_1 \left[(N_1 - \Theta Q) + \frac{1}{\alpha} (N_1 - N_2 - \Theta Q) + \frac{p\Theta}{k_0} \right]; \\ \ddot{W} &= k_1 \left[(Q - \Theta N_1) + \frac{1}{\alpha} (Q + \Theta N_1 - N_2 \operatorname{tg} \gamma) - \frac{p}{k_0} \right]; \\ \ddot{\Phi} &= k_1 \left[-M_1 - \frac{1}{\alpha} (M_1 - M_2) - \frac{M_2 \Theta \operatorname{tg} \gamma}{\alpha} + -\frac{12Q}{k_0^2} \right], \end{aligned} \quad (1)$$

где

$$\begin{aligned} N_1 &= \varepsilon_1 + \mu \varepsilon_2 - \alpha_T (1 + \mu) T(\varphi); \\ N_2 &= \mu \varepsilon_1 + \varepsilon_2 - \alpha_T (1 + \mu) T(\varphi); \\ M_1 &= \zeta_1 + \mu \zeta_2; \quad M_2 = -\mu \zeta_1 + \zeta_2; \\ Q &= \frac{\pi^2}{24} (1 - \mu) \varepsilon_{12}; \\ N_i &= \frac{\tilde{N}_i}{D_0}; \quad M_i = \frac{\tilde{M}_i}{D}; \quad Q = \frac{\tilde{Q}}{D}; \\ D_0 &= \frac{Eh}{(1 - \mu^2)}; \quad D = \frac{\bar{E}h^2}{12(1 - \mu^2)}; \\ P &= \frac{(1 - \mu^2)P}{E}; \quad k_1 = \frac{a^2}{c^2}; \quad k_0 = \frac{h}{R}; \quad a = \sqrt{\frac{E}{\rho(1 - \mu^2)}}. \end{aligned} \quad (2)$$

Здесь a – скорость распространения продольных возмущений в оболочке, α – координата вдоль образующей, отсчитываемая от вершины конуса, R – текущий радиус, R_n – радиус осно-

вания оболочки, $U = u / R$ и $W = w / R$ – относительные координаты, Φ – угол поворота прямолинейного волокна, перпендикулярного срединной поверхности до деформации.

В уравнениях (1) точка над символом означает дифференцирование по безразмерному времени $\tau = ct / R$, а «'» – дифференцирование по меридиональной координате α , c – скорость звука в среде.

Задача решается при однородных начальных условиях:

$$U = W = \Phi = 0, \quad \dot{U} = \dot{W} = \dot{\Phi} = 0 \quad \text{при} \quad \tau = 0. \quad (3)$$

Граничные условия задаются в виде

$$\begin{aligned} U = W = \Phi = 0, \quad \dot{U} = \dot{W} = \dot{\Phi} = 0 \quad \text{при} \quad \alpha = \alpha_0, \\ U = \Delta \sin \gamma; \quad W = \Delta \cos \gamma; \quad \Phi = 0 \quad \text{при} \quad \alpha = \alpha_0, \end{aligned} \quad (4)$$

здесь Δ – безразмерное осевое смещение жесткой носовой части конической оболочки и γ – угол между нормалью к поверхности и осью симметрии.

Осевое смещение Δ носовой части, входящее в граничные условия (4), определяется из решения связанной системы обыкновенных дифференциальных уравнений второго порядка, описывающих динамику жесткой носовой части и дополнительной массы M_0 :

$$\begin{aligned} \ddot{\Delta} = k_1 [k_2 P_0 q^*(\tau) + k_3 G_0] - \omega^2 m(\Delta - V) - \delta m(\dot{\Delta} - \dot{V}), \\ \ddot{V} = \omega^2(\Delta - V) + \delta(\dot{\Delta} - \dot{V}), \end{aligned} \quad (5)$$

где V – безразмерная обобщенная координата дополнительной массы, представляющая отношение ее линейного смещения вдоль оси оболочки к характерному размеру R . В эти уравнения входят безразмерные параметры k_2 и k_3 , определяемым по формулам

$$k_2 = 6 \left(\frac{\rho}{\rho^*} \right) \left(\frac{R}{R_0} \right)^2 \frac{ctg^3 \gamma}{\eta^2}; \quad k_3 = 6 \left(\frac{\rho}{\rho^*} \right) \left(\frac{R}{R_0} \right)^2 k_0 ctg \gamma, \quad (6)$$

где ρ – плотность материала оболочки; ρ^* – плотность жесткой носовой части; $R = \frac{R_0 + R_u}{2}$,

а также

$$\omega = \frac{\Omega R}{c}; \quad \delta = 2\delta_0 \omega; \quad m = \frac{M_0}{M}, \quad (7)$$

где $\Omega = \sqrt{\frac{k}{M_0}}$ – парциальная собственная частота, k – жесткость демпфера дополнительной

массы M_0 , δ_0 – относительный коэффициент демпфирования внутренней динамической системы, M – масса жесткой носовой части. Осевая реакция G_0 конической оболочки на движение жесткой носовой части в сечении $\alpha = \alpha_0$ и внешняя сила $p(\tau)$.

Система (5) решается при нулевых начальных условиях:

$$\Delta = V = 0, \quad \dot{\Delta} = \dot{V} = 0 \quad \text{при} \quad \tau = 0. \quad (8)$$

В итоге задача исследования взаимодействия подвижной нагрузки с конической оболочкой, содержащей внутри дополнительную массу, сводится к решению системы нелинейных уравнений в частных производных гиперболического типа (1) и линейной системы обыкновенных дифференциальных уравнений второго порядка (5) при начальных условиях (3) и (8) и граничных условиях (4). Численное решение задачи получено с использованием интегрирования по методу Кутты – Мерсона.

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА ДИНАМИЧЕСКОГО ОТКЛИКА ОБОЛОЧКИ

Результаты численного решения рассматриваемой задачи получены для конической оболочки (рис. 1), к носовой части которой присоединена динамическая система с параметрами: $M_0 = 0 \div 30\%$ от M , $\delta = 0,5 \div 2$ мм, $\omega = 2$. Максимум давления приложен на «наветренной», минимум – на «подветренной» сторонах для имитации условий воздействия набегающего потока. Промежуточные значения величины давления интерполируются по закону косинуса в зависимости от окружной координаты.

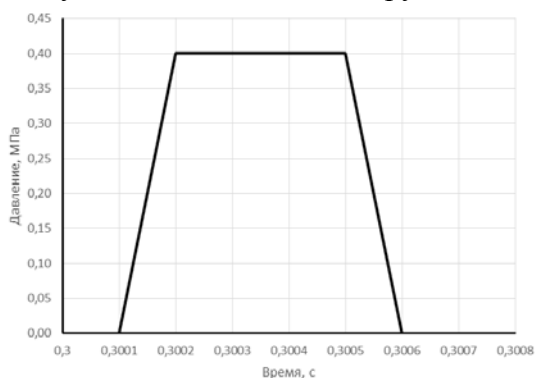


Рис. 2. Зависимость величины приложенного давления от времени

Fig. 2. Relationship between applied pressure magnitude and time

Воздействие давления представлено в виде кратковременного импульса, показанного на рис. 2. Одновременно с импульсным воздействием внешнего давления в расчете напряженно-деформированного состояния учитывался нагрев наветренной стороны оболочки.

На рисунках 3–5 показаны графики перемещений в поперечном направлении носка изделия (W) в зависимости от времени. Рис. 6 и 7 иллюстрируют изменение напряжений в нейтральном слое стенки оболочки в районе заделки для наветренной и подветренной сторон.

Рис. 3 представлен для варианта исполнения оболочки с толщиной 0,5 мм (Delt_0.5мм) с различными присоединенными массами $M_0 = 0 \div 30\%$ от собственной массы металлической оболочки $M = 0,34$ кг. Рассмотрено ударное воздействие внешнего давления без учета неравномерного прогрева поверхности оболочки.

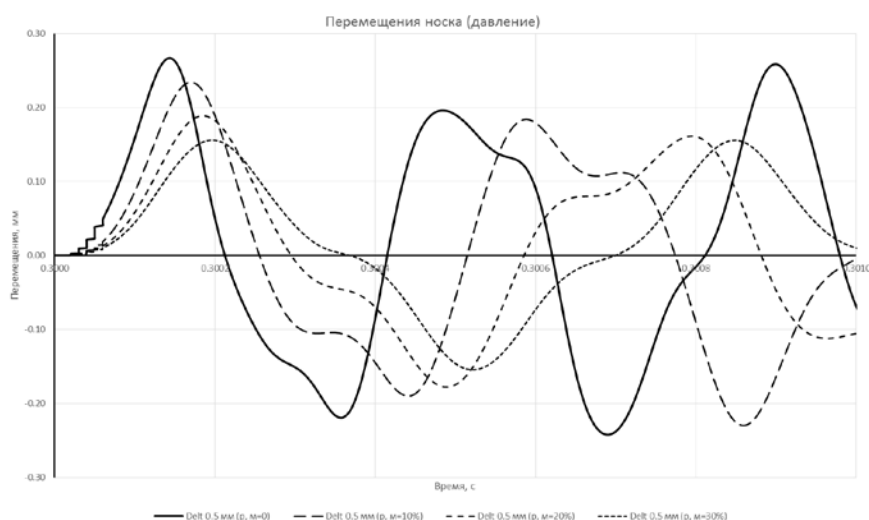


Рис. 3. Перемещения носка (мм) для оболочки с различной присоединенной массой.

Воздействие внешнего давления на конус толщиной 0,5 мм
Fig. 3. Nose point displacement [mm] for shell with different attached mass.
Outer pressure impact on a cone shell of 0.5 mm thickness

Рис. 4 представлен для варианта исполнения оболочек с толщинами от 0,5 до 2 мм (Delt_0.5 мм ÷ Delt_2 мм) без учета присоединенной массы $M_0 = 0$. Рассмотрено ударное воздействие внешнего давления без учета неравномерного прогрева поверхности оболочки.

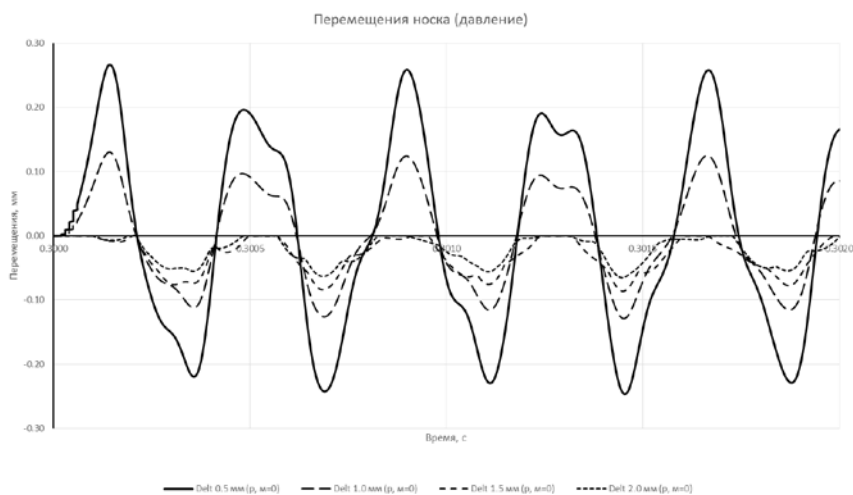


Рис. 4. Перемещения носка оболочки, мм.

Воздействие внешнего давления на конус варьлируемой толщины (0,5÷2 мм)

Fig. 4. Nose point displacement, mm. Outer pressure impact on a cone shell with variable thickness of (0,5÷2 mm)

В качестве иллюстрации влияния неравномерного прогрева оболочки на ее деформированное состояние на рис. 5 показаны перемещения носка оболочки в зависимости от времени для суммарного случая воздействия температуры $T(\varphi) = T_0 + T_0 \cos \varphi$ (при $T_0 = 50 \text{ }^\circ\text{C}$) и импульса давления.

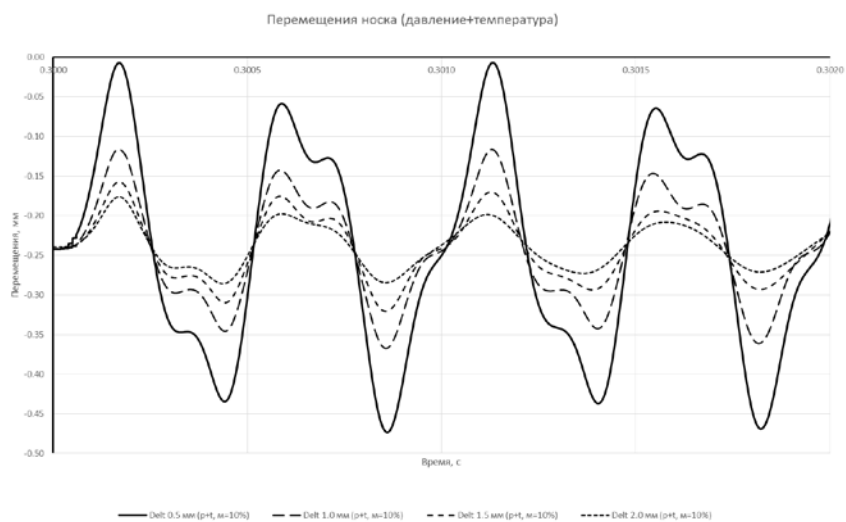


Рис. 5. Перемещения носка, мм. Воздействие внешнего давления и температуры

Fig. 5. Nose point displacement, mm. Outer pressure & temperature impact

Графики зависимостей мембранных напряжений для подветренной и наветренной сторон даны на рис. 6 и 7. Рис. 6 показывает изменение напряжений от времени в заделке оболочки толщиной 0,5 мм при суммарном воздействии температуры и импульса давления с учетом присоединенной массы. Рис. 7 позволяет оценить изменение величины действующих напряжений при суммарном воздействии давления и температуры на оболочки толщиной от 0,5 до 2 мм с учетом присоединенной массы $M_0 = 10 \%$ от M (даны значения напряжений для наветренной стороны).

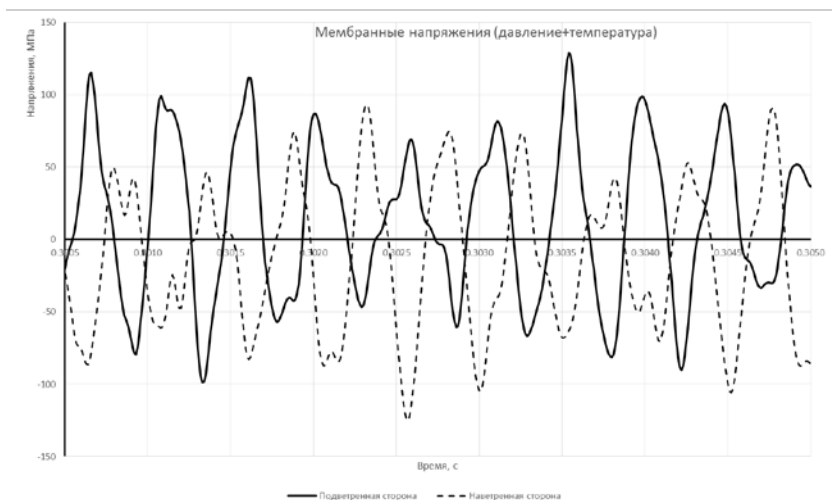


Рис. 6. Напряжения в среднем слое оболочки толщиной 0,5 мм (район заделки для наветренной и подветренной сторон). Вариант воздействия внешнего давления и температуры
Fig. 6. Membrane stresses in the shell middle layer of 0,5 mm MPa (fixing edge vicinity for wind-ward and leeward sides). Variant of outer pressure and temperature impact

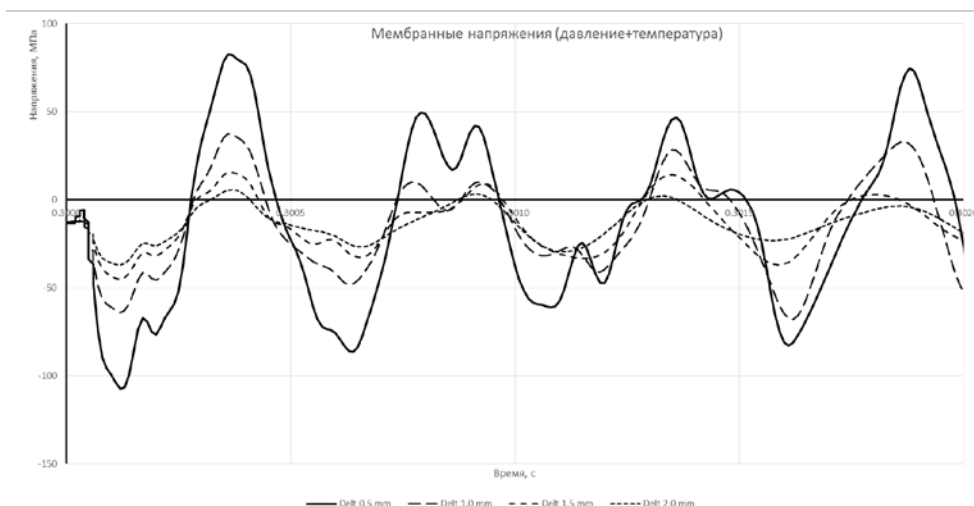


Рис. 7. Напряжения в среднем слое оболочки варьируемой толщины (район заделки) с наветренной стороны. Вариант воздействия внешнего давления и температуры
Fig. 7. Membrane stresses in the shell middle layer of a variable thickness, MPa (fixing edge vicinity) from a windward side. Variant of outer pressure and temperature impact

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представленные результаты моделирования поведения неравномерно нагретой конической тонкостенной оболочки совместно с дополнительной массой, упруго связанной с носовой частью обтекателя, при кратковременном воздействии ударной волны позволяют оценить влияние на напряженно-деформированное состояние таких параметров конструкции, как толщина оболочки, массовые и упругие характеристики узлов и т. п. Приведенные аналитические формулы являются универсальными и могут быть применены в расчете динамического отклика изделий подобного типа, представляющих собой головные обтекатели высокоманевренных летательных аппаратов. Оценка несущей способности металлических частей конструкции при воздействии подобного типа может быть выполнена по классическим теориям прочности, однако возможный выбор в качестве силовых элементов хрупких материалов, в частности керамики, потребует применения других оценок работоспособности [10].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Tekinalp O., Cavus N.** Multiobjective Conceptual Design of an Unmanned Combat Air Vehicle. Proceedings of 12th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference and 14th AIAA/ISSM. Indianapolis. Indiana. 17–19 September 2012. pp. 146–158.
2. **Волкинд Д.К., Рогов Д.А.** Напряженно-деформированное состояние обтекателя высокоскоростного ЛА // Материалы пользовательской конференции ANSYS 2013. Москва. 15–17 июня. М., 2013. С. 78–80.
3. **Григолюк Э.Н., Горшков А.Г.** Нестационарная гидроупругость оболочек. Л.: Судостроение, 1974. 208 с.
4. **Кабанов В.В.** Устойчивость цилиндрической оболочки при сжатии, боковом давлении и нагреве // Тепловые нагружения в элементах конструкции. Вып. 4. Киев: Наукова думка, 1974. С. 129–132.
5. **Туркин И.К.** Динамическая устойчивость подкрепленной цилиндрической оболочки при термосиловом нагружении // Тезисы докладов IV Всесоюзной конференции «Современные проблемы строительной механики и прочностей ЛА». Харьков, 1991. С. 75.
6. **Туркин И.К.** Проектирование тонкостенных конструкций ЛА, функционирующих в экстремальных условиях. М.: Изд-во МАИ. 2000. 304 с.
7. **Туркин И.К., Рогов Д.А.** Исследование динамического поведения конического обтекателя ЛА при сложном термосиловом нагружении // Научный Вестник МГТУ ГА. 2016. № 225. С. 166–172.
8. **Чернова Н.Д.** Реакция конической оболочки на действие подвижной нагрузки с учетом предварительного нагрева. Гос. деп. ВИНТИ 18.02.1983. № 917-83.
9. **Туркин И.К.** Динамическое поведение тонкостенной конической оболочки ЛА под действием ударной волны и неравномерного нагрева // Материалы XXI Международного симпозиума «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» им. А.Г. Горшкова. Т. 2. М.: ООО «ГРП», 2015. С. 79–83.
10. **Кирюшина В.В., Фетисов В.С., Коваленко П.В.** Оценка прочностной надежности головного обтекателя ЛА из стеклокерамики в серийном производстве // Материалы XXI Международной научно-технической конференции «Конструкции и технологии получения изделий из неметаллических материалов». Обнинск, 5–7 октября 2016. Обнинск, 2016.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Туркин Игорь Константинович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой авиационно-ракетных систем МАИ, kafedra_602@mail.ru.

Рогов Дмитрий Александрович, аспирант МАИ, начальник сектора расчетов прочности и надежности ОА «ОНПП «Технология», rogov.dmitry.76@yandex.ru.

DYNAMIC LOAD OF THE THIN CONICAL RADOME WITH A CONSIDERATION OF ATTACHED ADDITIONAL MASS

Igor K. Turkin¹, Dmitry A. Rogov²

¹*Moscow State Aviation Institute, Moscow, Russia,*

²*ORPE “Technologiya” named after A.G. Romashin, Obninsk, Kaluga rgn., Russia*

ABSTRACT

At the present stage of aviation and missile equipment development there is increasing necessity for considering fast-acting, high-speed processes of impact interaction of structure elements with external loads, represented as both power

factors (longitudinal force or bending moment) and uniformly spread aerodynamic pressure. The article analyses the dynamic behavior of the nonuniformly-heated thin conical rotational shell, modelling the aircraft heat shield, under pressure wave loading in a gaseous environment. Stress-strain shell behavior caused by preliminary uneven heating is determined by solving thermo elastic equilibrium equations. The temperature field can be specified as any functional dependence in both circumferential and longitudinal coordinates of a thin-walled axisymmetric shell. The solution of the dynamic problem is obtained by the integration of shell and attached mass motion nonlinear equations under predetermined initial displacements, zero initial rates, and boundary conditions appropriate for heat shield fixation. The work presents simultaneous equations solution in the form of time dependent behavior from the beginning of front external pressure impact for displacements and stresses in thin-walled structures. The dependent behavior for various shell designs is presented taking into account the changes of shell thickness and attached mass. It is shown that the initial conditions of non-uniform shell heating cause leading-edge deflection comparable in size to the magnitude of the displacements from its free oscillations. However the values of stresses in a shell for its fixation area are more dependent on its thickness, than on the magnitude of the attached mass.

Key words: heat shield, shell, mass, aircraft, thermal power loading.

REFERENCES

1. **Tekinalp O., Cavus N.** Multiobjective Conceptual Design of an Unmanned Combat Air Vehicle. Proceedings of 12th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference and 14th AIAA/ISSM. Indianapolis. Indiana. 17–19 September 2012. pp. 146–158.
2. **Volkind D.K., Rogov D.A.** *Napryazhenno-deformirovannoe sostoyanie obtekatel'nykh vysokoskorostnogo LA* [The stress-strain state of the fairing of high-speed aircraft]. [Proceedings of the user conference "ANSYS 2013". Moscow. 15–17 June. 2013]. Moscow, 2013, pp. 78–80. (in Russian)
3. **Grigolyuk E.N., Gorshkov A.G.** *Nestatsionarnaya gidrouprugost' obolochek* [Non-stationary hydro-elasticity of shells]. Leningrad, Shipbuilding Publ., 1974, 208 p. (in Russian)
4. **Kabanov V.V.** *Ustoychivost' tsilindricheskoy obolochki pri szhatii, bokovom davlenii i nagreve*. [Stability of cylindrical shell under compression, side pressure and thermal loads]. *Teplovyye nagruzheniya v elementakh konstruksii* [Thermal loading in construction elements]. Vol. 4. Kiev, Naukova dumka, 1974, pp. 129–132. (in Russian)
5. **Turkin I.K.** *Dinamicheskaya ustoychivost' podkreplennoy cilindricheskoy obolochki pri termosilovom nagruzhenii* [The dynamic buckling of reinforced shell under synchronous thermal-force loading]. *Tezisy dokladov IV vsesoyuznoy konferentsii «Sovremennyye problemy stroitel'noy mehaniki i prochnostey LA»* [Proceedings of IV All-Union Conference "Modern Problems of Structural Mechanics and strength of the aircrafts"]. Khar'kov, 1991, p. 75. (in Russian)
6. **Turkin I.K.** *Proektirovanie tonkostennykh konstruksiy LA, funkcioniruyushih v ekstremal'nykh usloviyakh* [The designing of thin-walled construction, functioning under extremal condition]. Moscow, MAI Publ., 2000, 304 p.
7. **Turkin I.K., Rogov D.A.** *Issledovanie dinamicheskogo povedeniya konicheskogo obtekatel'nykh LA pri slozhnom termosilovom nagruzhenii* [Study of the aircraft conical radome dynamic behavior under combined application of temperature and force]. Civil Aviation High Technologies, 2016, no. 225, pp. 166–172. (in Russian)
8. **Chernova N.D.** *Reaktsiya konicheskoy obolochki na deystvie podvizhnoy nagruzki s uchetom predvaritel'nogo nagreva* [Conical dome response to moving load impact with preheating taken into account]. State Department VINITI. 1983. No. 917–83. (in Russian)
9. **Turkin I.K.** *Dinamicheskoe povedenie tonkostennoy konicheskoy obolochki LA pod deystviyem udarnoy volny I neravnomernogo nagreva* [The aircraft conical thin-walled dome dynamic behavior under combined application of irregular temperature and rapid-action pressure wave]. *Materialy XXI mezhdunarodnogo simposiuma "Dinamicheskie I tehnologicheskie problem mehaniki konstruksii I sploshnykh sred"* [Proceedings of the XXI international Symposium "Dynamic and technological problems of mechanics of constructions and continuous media" named after A.G. Gorshkova]. Moscow, 2015, pp. 79–83. (in Russian)

10. Kiryushina V.V., Fetisov V.S., Kovalenko P.V. *Ocenka prochnostnoy nadezhnosti golov-nogo obtekatelya LA iz steklokeramiki v seriynom proizvodstve* [Assessing the strength reliability of the head fairing of aircraft made of glass-ceramic in condition of mass production] *Materialy XXI mezhdunarodnoy nauchno-tehnicheskoy konferencii "Konstrukcii I tehnologii polucheniya izdeliy iz nemetalicheskikh materialov*, [Proceedings of the XXI international scientific-technical conference "Design and technology of obtaining products of non-metallic materials"]. Obninsk. 5–7 October 2016. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Igor K. Turkin, Doctor of Technical Science, Professor, Head of the Aviation & Rocket Systems Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), kafedra_602@mail.ru.

Dmitry A. Rogov, Postgraduate Student of Moscow Aviation Institute (National Research University), Head of Department of Evaluation of the Strength and Reliability of Structures, ORPE "Technologiya", rogov.dmitry.76@yandex.ru.

Поступила в редакцию 07.03.2017
Принята в печать 27.04.2017

Received 07.03.2017
Accepted for publication 27.04.2017