

## ОБ УПРУГОЙ УСТОЙЧИВОСТИ ГОЛОВНОГО ОБТЕКАТЕЛЯ ТРЕХСЛОЙНОЙ СТРУКТУРЫ С ДИСКРЕТНЫМИ ПРОДОЛЬНЫМИ СВЯЗЯМИ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

© Т. П. Артюхова

Державне конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля

Розв'язується задача пружної стійкості головного обтічника тришарової структури з пружними поздовжніми шарнірами при зовнішньому тиску набігаючого потоку. Розрахунок параметрів критичного зовнішнього тиску провадився методом кінцевого елемента. Отримано параметри критичної навантаження (тиску) і форми втрати стійкості для різних параметрів поздовжнього стику і різних способів навантаження. Проведено оцінку впливу числа дискретних зв'язків, жорсткості поздовжнього балочного підсилення на несучу здатність корпусу головного обтічника.

При создании проекта ракетно-космического комплекса была поставлена задача создания для ракеты-носителя конкурентоспособного головного обтекателя из композиционного материала. Головные обтекатели ракет-носителей предназначены для защиты полезной нагрузки (спутников) от климатических, тепловых и аэродинамических воздействий при наземной эксплуатации и в полете. Конфигурация обтекателя представляет собой поверхность вращения, состоящую из конической, цилиндрической частей и сферического наконечника. Коническая часть обтекателя состоит из двух конических оболочек с разными углами раствора. Сферический наконечник выполнен в виде гладкой оболочки из неметаллического материала. Структура оболочек цилиндрической и конических секций — трехслойный пакет с несущими слоями из композиционного материала и сотовым наполнителем из алюминиевой фольги. Стыки оболочечных конструкций осуществляются через упругие шпангоуты.

В обтекателе имеется продольный разъем, разделяющий его на две створки. Вдоль продольного разъема дискретно установлены механические замки, срабатывающие в момент разделения створок ГО при сбросе и образующие дискретные связи между створками. В этом месте может происходить резкое изменение кольцевой изгибной жесткости корпуса ГО.

Корневая часть обтекателя стыкуется со смежным отсеком ракеты при помощи дискретно расположенных пирозамков.

Основным случаем нагружения корпуса головного обтекателя является случай полета на активном

участке траектории, характерный максимальным скоростным напором и существованием аэродинамического давления на корпус. Одна из возможных форм разрушения корпуса — упругая потеря устойчивости от внешнего давления. В связи с этим важной и актуальной задачей является построение расчетной схемы, наиболее полно учитывающей особенности конструкции и позволяющей определять критический параметр внешней нагрузки (давления), при котором происходит упругая потеря устойчивости.

Расчетная схема конструкции головного обтекателя: сферический наконечник, конические и цилиндрические оболочки соединены между собой через упругие кольца (рис. 1а на IV странице обложки). Граничные условия на торцевом шпангоуте цилиндрической части ГО: осевые связи по всему контуру и поперечные — в местах установки пирозамков. Внешняя нагрузка — осесимметричное неравномерное (кусочно-постоянное) по длине обтекающей избыточное внешнее давление, которое задано в соотношении: на сферический наконечник — 2.85, на конус К1 — 1.5, на конус К2 — 1, на цилиндр — 0.3, что приближенно учитывает особенности аэродинамики при прохождении максимальных скоростных напоров.

Наличие продольного разъема, а также использование достаточно слабых шпангоутов в стыках не позволило применить обычные методы расчета несущей способности конструкции [1] или существующие программные комплексы для осесимметричных задач [2].

В связи с этим расчет устойчивости корпуса

головного обтекателя выполнен методом конечного элемента, который дает возможность учесть все особенности конструкции, внешнего нагружения, граничных условий и реализован в программном комплексе ANSYS [3, 4].

Для построения конечно-элементной модели головного обтекателя были использованы следующие типы конечных элементов:

- для сферического наконечника — оболочечный элемент постоянной толщины;
- для цилиндрического и конических отсеков — многослойный оболочечный элемент. Материал несущих слоев — ортотропный. Средний слой заменен однородным материалом, с ничтожно малыми упругими свойствами в кольцевом и меридиональном направлениях и с приведенным модулем сдвига, учитывающим структуру сотовой решетки и ее материал;
- для шпангоутов, а также для подкрепляющих балок продольного стыка использовался балочный элемент с упругими свойствами;
- замки продольного разъема моделировались с помощью уравнений, которые связывали требуемые степени свободы узлов одной и другой створки. Всего в модели использовалось более 500 уравнений связи.

Общее количество элементов для корпуса обтекателя — 1100.

Так как используемый метод позволяет опреде-

лить значение так называемой верхней критической нагрузки, то была проведена предварительная оценка этих величин для сферического наконечника при внешнем давлении и для цилиндрической

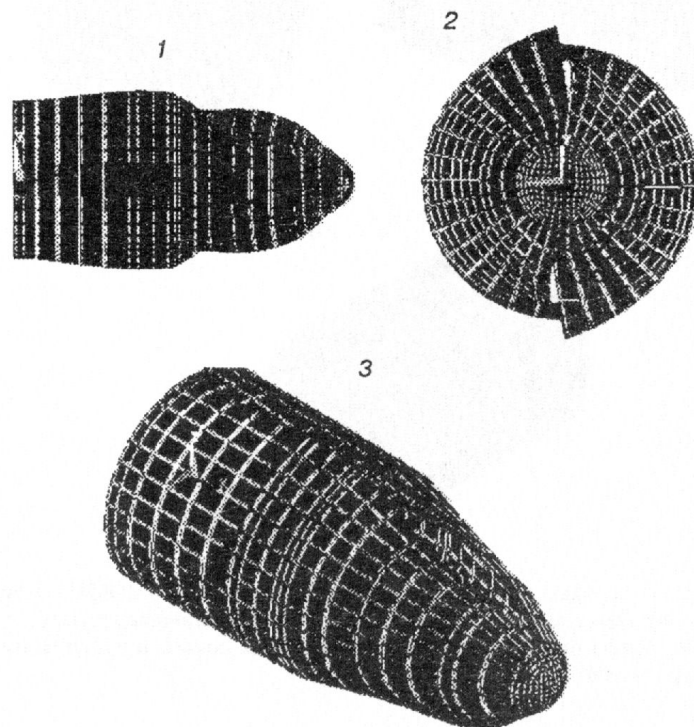


Рис. 2. Форма потери устойчивости (ФАСТ = 0.193913) для конструкции головного обтекателя с одной дискретной связью в продольном стыке

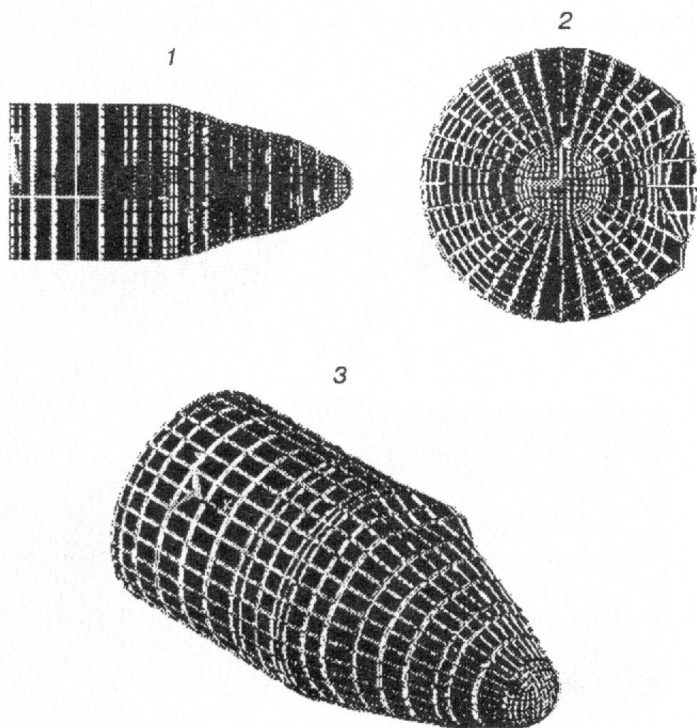


Рис. 1. Форма потери устойчивости (значение критической нагрузки ФАСТ = 0.65627) для конструкции головного обтекателя без продольного стыка

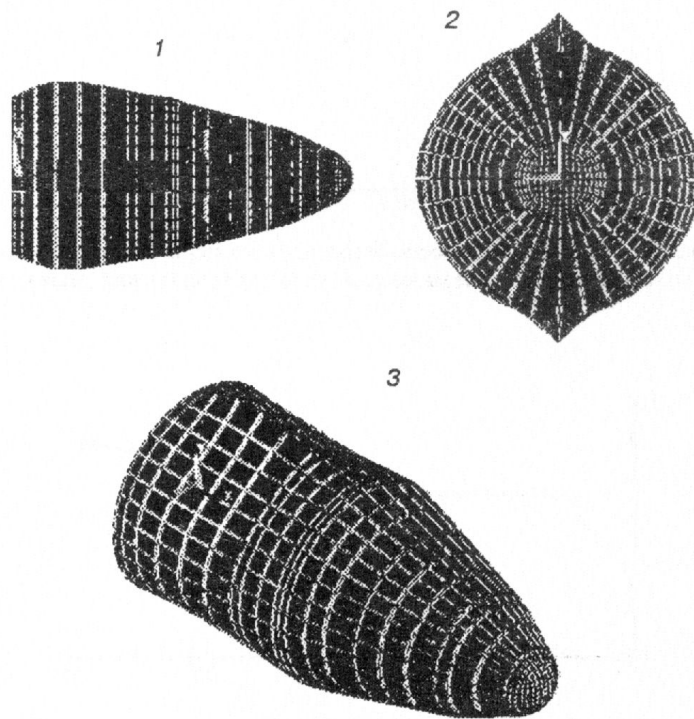


Рис. 3. Форма потери устойчивости (ФАСТ = 0.481453) для конструкции головного обтекателя с 7 дискретными связями в продольном стыке

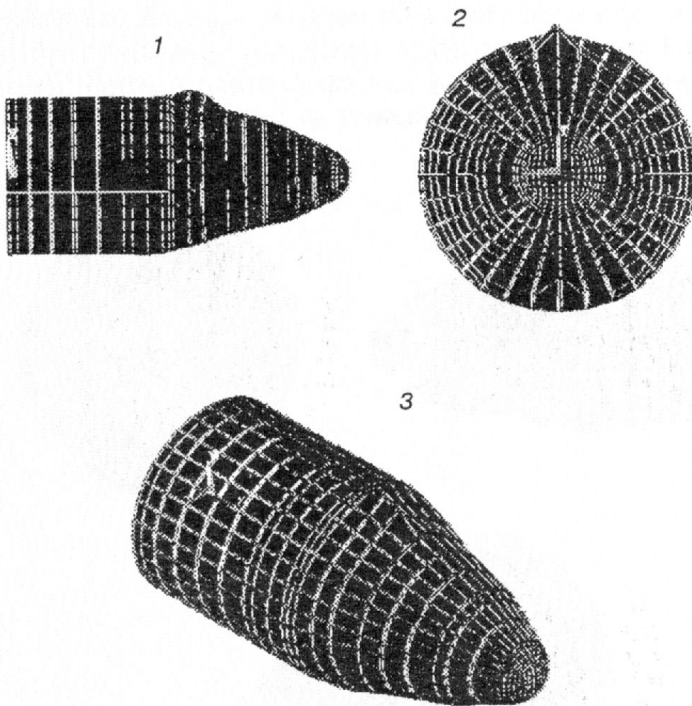


Рис. 4. Форма потери устойчивости ( $FACT = 0.368678$ ) для конструкции головного обтекателя без подкрепляющих балок в продольном стыке (количество дискретных связей в продольном стыке — 19)

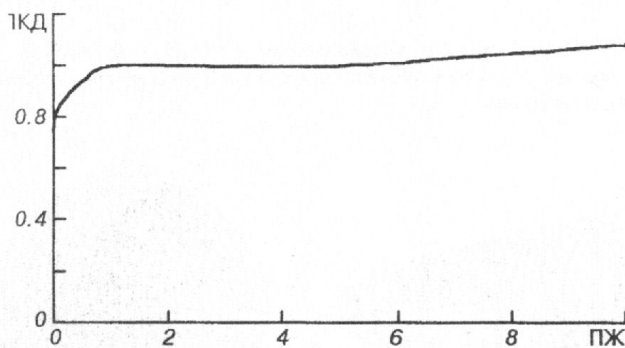


Рис. 5. График зависимости безразмерного параметра критического давления от приведенной жесткости продольного стыка

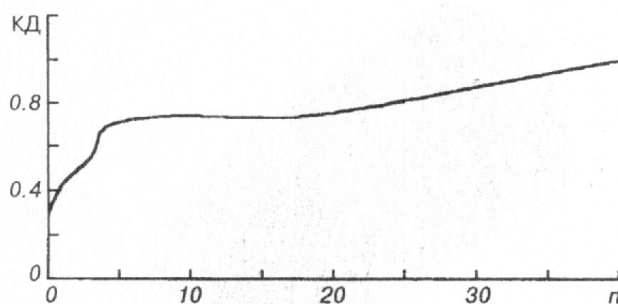


Рис. 6. График зависимости безразмерного параметра критического давления от количества дискретных связей в продольном стыке

секции при соответствующем осевом сжатии. Они оказались существенно выше критического давления для конуса. В связи с этим ожидаемое значение критического параметра нагрузки должно было соответствовать потере устойчивости конической секцией с «захватом» и влиянием смежных отсеков, а также элементов конструкции продольного стыка.

Поскольку надежность разделения створок головного обтекателя при его сбросе зависит от количества замков в продольном стыке, то представляло интерес исследование влияния параметров продольного стыка (числа связей, жесткости продольного балочного усиления) на несущую способность корпуса обтекателя.

В результате расчетов получены формы потери устойчивости, приведенные на рис. 1—4, а также значения критических нагрузок для различных параметров продольного стыка и различных способов нагружения.

Построена зависимость безразмерного параметра критического давления от приведенной кольцевой изгибной жесткости подкрепляющих балок продольного стыка (рис. 5), а также от количества дискретных связей между створками (рис. 6).

Данная конечно-элементная модель головного обтекателя позволяет также учесть более близкое к реальному распределение избыточного внешнего давления на корпус — переменное как в осевом, так и в кольцевом направлении (рис. 1б на IV странице обложки). Был проведен расчет несущей способности конструкции при этом виде нагруже-

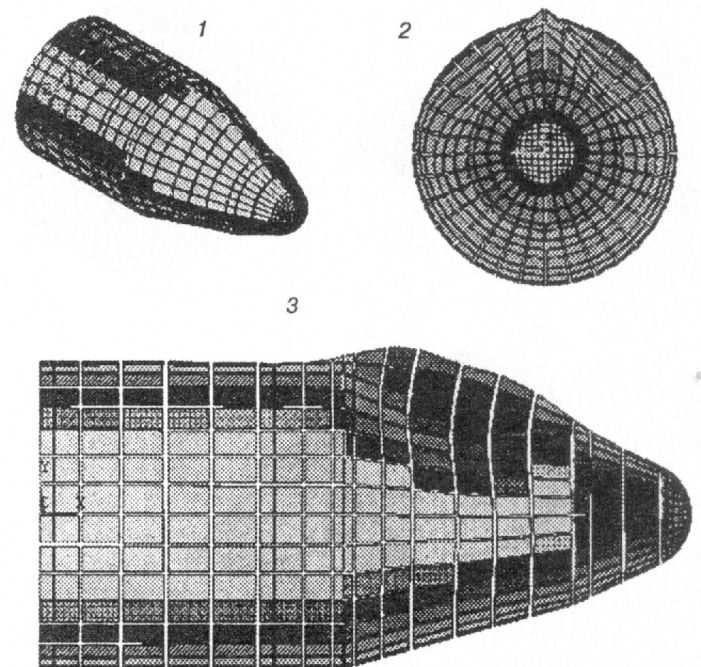


Рис. 7. Форма потери устойчивости и значение критической нагрузки ( $FACT$ ) для конструкции головного обтекателя, нагруженной неравномерным избыточным давлением



ния; форма потери устойчивости и критический параметр нагрузки (ФАКТ) представлены на рис. 7.

Следует помнить, что для использования полученного решения в практике проектирования необходимо внести поправки, учитывающие возможные начальные несовершенства формы.

Таким образом, использование программы ANSYS позволило определить несущую способность корпуса головного обтекателя с учетом всех существующих особенностей его конструкции, в том числе оценить влияние параметров продольного стыка и взаимодействие соседних отсеков на форму потери устойчивости и величину критической нагрузки.

1. Лизин В. Т., Пяткин В. А. Проектирование тонкостенных конструкций. — М.: Машиностроение, 1976. — 407 с.
2. Мяченков В. И., Ольшанская Г. Н., Чеканин А. В. Автоматизация конструирования и прочностных расчетов тонкостенных осесимметричных конструкций. КИПР-IBM-PC/AT 2.0. — М.: МГТУ «СТАНКИН», 1994.
3. ANSYS user's Manual for Revision 5.0. — Swanson Analysis

- Systems, Inc., 1994. — Vol. I. Procedures DN-R300:50-1; — Vol. II. Commands DN-R300:50-2; — Vol. III. Elements DN-R300:50-3; — Vol. IV. Theory DN-R300:50-4.
4. Examples supplement for Revision 5.0A. — Swanson Analysis Systems, Inc., 1994.

#### ON ELASTIC STABILITY OF THREE LAYER PAYLOAD FAIRING WITH DISCRETE LONGITUDINAL LINKS FOR LAUNCH VEHICLE

T. P. Artyukhova

The problem of elastic stability herein for payload aerodynamic fairing of a composite material with discrete longitudinal connections loaded under external excessive pressure is presented. The calculation of parameters of critical external pressure was performed by method of finite element. The forms of loss of stability and values of critical load were determined as a result of calculations for various cases of loading and various parameters of longitudinal joint. The estimation of influence of parameters of the longitudinal joint (number of discrete links, stiffness of the longitudinal beams) on the critical external pressure value was carried out.

УДК 62-251-755:681.5

## ЖИДКОСТНОЕ БАЛАНСИРОВОЧНОЕ УСТРОЙСТВО ДЛЯ СТАТИЧЕСКОЙ БАЛАНСИРОВКИ ПРИ ПОСТОЯННОМ КОНЕЧНОМ РАСХОДЕ ЖИДКОСТИ, ТОЧНОСТЬ БАЛАНСИРОВКИ

© А. Ю. Животов

Державне конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля

Представлено рідинний автоматичний балансувальний пристрій неперервної дії, який доцільно використовувати для наземних випробувань ракетно-космічної техніки. Він може знайти широке застосування в аерокосмічній, суднобудівній та автомобільній промисловості. Розглянуто векторну діаграму балансування вала за допомогою автобалансирувального пристрою для статичного балансування при постійній кінцевій витраті рідини; визначена точність АБП.

### ЖИДКОСТНОЕ АВТОБАЛАНСИРУЮЩЕЕ УСТРОЙСТВО ДЛЯ СТАТИЧЕСКОЙ БАЛАНСИРОВКИ ВЕРТИКАЛЬНОГО РОТОРА НА ГИБКОМ ВАЛУ И ДОПОЛНИТЕЛЬНЫМИ УПРУГИМИ РАСТЯЖКАМИ

Конструкции современных летательных аппаратов, двигателей, экспериментальных стендов, стартовых комплексов, невозможно представить без большого количества вращающихся деталей. Это, как правило, валы двигателей, турбин, рулевых машинок, оси гироскопов, экспериментальных стендов, в частности центрифуг для определения остатков незабора компонентов ракетного топлива из баков окис-

лителя и горючего.

В результате погрешности установки, неоднородности материала, жестких условий эксплуатации при вращении вала могут возникать нежелательные, а порой опасные для конструкции явления вибрации. Вибрация приводит к резонансу, способному разрушить конструкцию летательного аппарата или грозящему потерей устойчивости при полете. Очевидно, что вал должен быть сбалансированным. Балансировать вал следует до его установки на конструкцию, а в некоторых случаях, например из-за постоянно изменяющейся массы, — и в процессе работы.