

Труды МАИ. 2022. № 122
Trudy MAI, 2022, no. 122

Научная статья
УДК 629.7.023
DOI: [10.34759/trd-2022-122-04](https://doi.org/10.34759/trd-2022-122-04)

УЧЁТ ПЛАСТИЧЕСКИХ ДЕФОРМАЦИЙ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ОТСЕКОВ ВАФЕЛЬНОГО ТИПА

Игорь Александрович Егоров

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),

Москва, Россия

egorov_ff@rambler.ru

Аннотация. Предлагается методика учёта пластических деформаций при проектировании цилиндрического отсека летательного аппарата небольшого диаметра, имеющего вафельную конструкцию. Методика отличается простотой, и удобна для использования в проектировочных расчётах.

Ключевые слова: оболочка, вафельная конструкция, кривизна, критические напряжения, предел текучести, модуль упругости, диаграмма сжатия

Для цитирования: Егоров И.А. Учёт пластических деформаций при проектировании отсеков вафельного типа // Труды МАИ. 2022. № 122. DOI: [10.34759/trd-2022-122-04](https://doi.org/10.34759/trd-2022-122-04)

CONSIDERATION OF PLASTIC DEFORMATIONS IN THE DESIGN OF WAFER-TYPE COMPARTMENTS

Igor A. Egorov

Moscow Aviation Institute (National Research University),

Moscow, Russia

egorov_ff@rambler.ru

Abstract. The aim of the work is develop a simple method of plastic deformations accounting by the design of the waffle structure body section. The method is focused on the design of small diameter body section. For such body section, it is necessary to take into account the curvature of the shell and design and technological limitations. The use of waffle construction for such body section is associated with the use of small thicknesses of structural elements and cell sizes. Therefore, the possibility of manufacturing waffle structure body section of small diameters appeared in connection with the distribution of additive technologies. For this purpose, special materials are used. The article provides links to sources describing such technologies and materials. The methodology is based on the adaptation of the known methods of calculation and design of wafer shells to the calculation tasks beyond proportionality, taking into account the curvature of the compartment shell. A cylindrical shell loaded with longitudinal forces from bending moment and axial force is considered. For calculation beyond proportionality, it is proposed to use a simplified material compression diagram. The simplification boils down to the approximation of the real compression diagram by linear sections. This allows to obtain simple formulas for determining the values of critical stresses of stability loss. The

critical stresses of the total loss of stability (bulging of the shell together with the reinforcing ribs), local loss of stability (bulging of the shell within one cell) and local loss of stability of the longitudinal ribs are considered. The technique is illustrated by the results of the calculation of the compartment with a diameter of 400 mm.

Conclusion:

1. The proposed technique allows to adapt the existing methods of calculation of waffle shells to take into account the work of the structure in the field of plastic deformations.
2. The methodology is simple and convenient for use in design calculations.
3. Exceeding the values of critical stresses of stability loss of the proportionality limit value for wafer structures is a common phenomenon and must be taken into account in the calculations.
4. The use of wafer structures based on additive technologies can significantly reduce the weight of the structure.
5. When working in the field of plasticity, the efficiency of using wafer structures is pre-served.

Keywords: shell, wafer construction, curvature, critical stresses, yield strength, modulus of elasticity, compression diagram

For citation: Egorov I.A. Consideration of plastic deformations in the design of wafer-type compartments // *Trudy MAI*, 2022, no. 122. DOI: [10.34759/trd-2022-122-04](https://doi.org/10.34759/trd-2022-122-04)

Вафельные конструкции давно и широко используются при проектировании корпусов отсеков крупных ракет, прежде всего топливных баков ракет на жидком топливе [1, 2]. Это нашло отражение в ГОСТ 22350-91 «Корпус ракеты на жидком топливе. Термины и определения» [3], где отсеком вафельной конструкции предписано называть «сухой отсек корпуса ракеты на жидком топливе, состоящий из панелей с продольными и поперечными или диагональными ребрами, образующимися при пересечении ячейки и выполненными с полотном панели как одно целое». Обечайка таких ракет с размером ячейки порядка 100x100 мм и толщинами оболочки и рёбер 2-3 мм, может быть получена методом механической обработки [4, 5].

Интерес к конструкциям вафельного типа, применительно к летательным аппаратам небольших размеров, в настоящее время вызван развитием аддитивных технологий изготовления конструкций, позволяющих ориентироваться на их более сложную структуру [6,7,8]. При этом, несмотря на некоторые недостатки [9], по значению механических характеристик используемых материалов аддитивные конструкции не уступают традиционным конструкциям [10,11].

Особый интерес использование аддитивных технологий представляет для приборных отсеков, которые в настоящее время, в силу сложности конструкции, изготавливаются по технологии литья из сплавов типа МЛ5. Однако при этом приходится ориентироваться на толщину оболочки отсека не менее 4 мм [12,13], что для ракет небольших размеров является избыточным. Переход на вафельную

конструкцию позволил бы изъять лишний металл, и существенно снизить массу конструкции.

Задачи проектирования вафельных оболочек подробно рассмотрены в работе [14], но приведённые там соотношения справедливы только при работе конструкции в пределах пропорциональности, когда критические напряжения потери устойчивости не превышают значения предела пропорциональности. Однако, в ряде случаев, при проведении расчетов, может возникать ситуация, когда получаемые значения критических напряжений потери устойчивости превышают значения предела пропорциональности, и, в этом случае, необходимо сохранить корректность получаемых результатов. Кроме того, для летательных аппаратов одноразового применения можно допустить наличие пластических деформаций и, таким образом, проведение расчетов в области пластических деформаций является необходимым. Актуальность этой проблемы повышается для высокоскоростных летательных аппаратов, подверженных интенсивному аэродинамическому нагреву, влияние которого проявляется в снижении значений модуля упругости, предела прочности и условного предела текучести [15]. Также в работе [14], при определении критических напряжений местной потери устойчивости, не учитывается кривизна оболочки, а для отсеков небольшого диаметра её влияние весьма значительно. В работе [2] учитываются указанные факторы, но сама методика довольно громоздка и ориентирована на расчёт баковых отсеков крупных ракет.

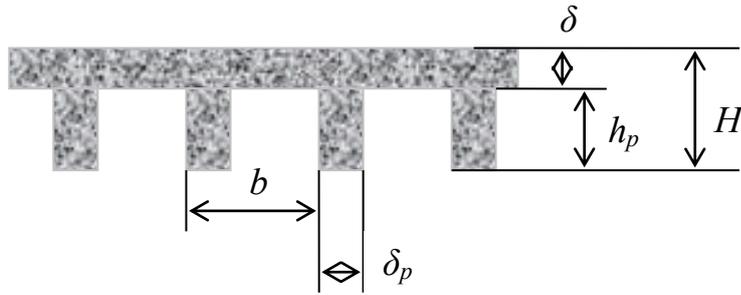


Рис.1 Геометрические параметры вафельной конструкции

Важными параметрами вафельной конструкции являются [14]:

- параметр профилирования

$$\psi = \frac{H}{\delta} \quad (1)$$

- параметр подкрепления

$$\varphi = \frac{2\pi\delta_p}{b} \quad (2)$$

- эквивалентная толщина оболочки с позиций восприятия продольной нагрузки

$$\delta_3 = \delta[1 + 0,16\varphi(\psi - 1)] \quad (3)$$

или

$$\delta_{\text{э}} = \delta + \frac{\delta_p h_p}{b}$$

Здесь: δ – толщина оболочки, δ_p – толщина ребра в продольном направлении, h_p – высота ребра, b – размер ячейки в продольном направлении, H – суммарная толщина оболочки.

На начальном этапе проектирования целесообразно воспользоваться рекомендациями работы [14];, согласно которым, исходя из условия обеспечения общей устойчивости оболочки, оптимальными считаются значения:

$$\psi = 5 \dots 10, \quad \text{и} \quad \varphi = \frac{0,55}{\sqrt{\psi}}. \quad (4)$$

Определение толщины оболочки

Значение толщины оболочки находится из выражения, полученного приравниванием значений действующего напряжения (σ_d) и критического напряжения ($\sigma_{кр0}$) общей потери устойчивости оболочки (выпучивание стенки вместе с подкрепляющими рёбрами) при нагружении изгибающим моментом (M) и продольной силой (N), которые являются главными силовыми факторами для летательных аппаратов.

$$\sigma_{\delta} = \sigma_{крО}, \quad (5)$$

где

$$\sigma_{\delta} = \frac{N_{\delta}}{2\pi R \delta_{\delta}}; \quad (6)$$

$$N_{\delta} = N + \frac{2M}{R}; \quad (7)$$

$$\sigma_{крО} = k \frac{E\delta}{R} [1 + 0,28\sqrt{\varphi^2 (\psi^2 - 1)}] \quad (8)$$

$k = 0,3$ [14].

N – осевая сила в расчетном сечении, M – изгибающий момент в расчетном сечении, R – радиус отсека, E – модуль упругости материала оболочки.

Откуда:

$$\delta = \sqrt{\frac{N_{\delta}}{2\pi k E [1 + 0,16\varphi(\psi - 1)] [1 + 0,28\sqrt{\varphi^2 (\psi^2 - 1)}]}} \quad (9)$$

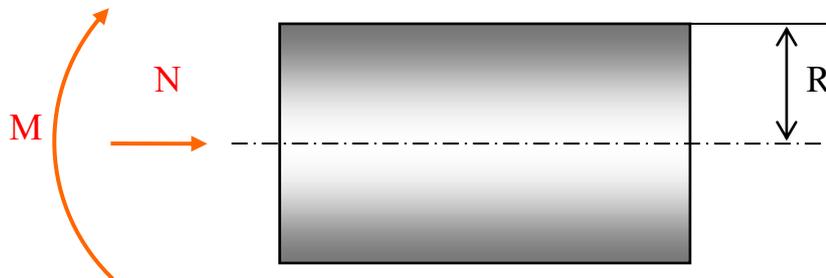


Рис.2 Нагружение отсека

По полученному значению толщины оболочки нужно провести расчеты по формулам (3) и (6) и если значение действующего напряжения превосходит значение условного предела текучести (σ_{02}), то его нужно определить заново. Для этого нужно приравнять не значения напряжений, а значения относительных удлинений (ε), и вместо выражения (5) использовать запись

$$\varepsilon_{\partial} = \varepsilon_{кр0} \quad (10)$$

ε_{∂} – относительное удлинение, соответствующее действующей нагрузке, $\varepsilon_{кр0}$ – относительное удлинение, соответствующее критическому напряжению общей потери устойчивости

$$\varepsilon_{кр0} = k \frac{\delta}{R} [1 + 0,28^3 \sqrt{\varphi^2 (\psi^2 - 1)}] \quad (11)$$

Выражение (11) получается из выражения (8) делением на значение модуля упругости материала оболочки [16].

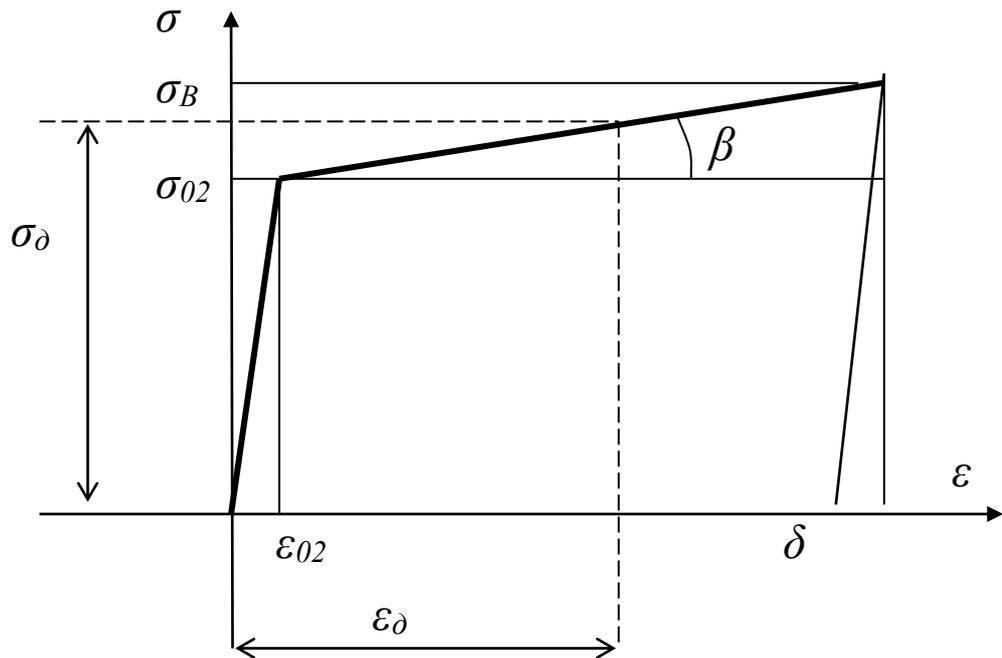


Рис.3 Приближенная диаграмма сжатия

Для определения значения относительного удлинения, соответствующего действующей нагрузке, удобно воспользоваться приближенной диаграммой сжатия материала оболочки [17,18] (рис.3).

На рис.3 обозначено: σ_B – предел прочности материала оболочки, σ_{02} – условный предел текучести материала оболочки, σ_δ – действующее напряжение, δ – полное удлинение материала оболочки, ε_δ – относительное удлинение, соответствующее действующей нагрузке, ε_{02} – относительное удлинение, соответствующее напряжению σ_{02} ($\varepsilon_{02} = \sigma_{02}/E$).

Как следует из рис.3,

$$\varepsilon_\delta = \varepsilon_{02} + \frac{\sigma_\delta - \sigma_{02}}{\operatorname{tg}\beta} \quad (12)$$

$$\operatorname{tg}\beta = \frac{\sigma_B - \sigma_{02}}{\delta} \quad (13)$$

Приравнивая действующие относительные удлинения критическим, получаем квадратное уравнение для нахождения значения толщины оболочки

$$\delta^2 \frac{k}{R} [1 + 0,283\sqrt{\varphi^2} (\psi^2 - 1)] + \left(\frac{\sigma_{02}}{\operatorname{tg}\varphi} - \varepsilon_{02} \right) \delta - \frac{N_{\text{э}}}{2\pi R \operatorname{tg}\varphi [1 + 0,16\varphi(\psi - 1)]} = 0 \quad (14)$$

это стандартное уравнение вида

$$a\delta^2 + b\delta + c = 0 \quad (15)$$

где

$$a = \frac{k}{R} [1 + 0,283\sqrt{\varphi^2} (\psi^2 - 1)] \quad (16)$$

$$b = \left(\frac{\sigma_{02}}{\operatorname{tg}\varphi} - \varepsilon_{02} \right) \quad (17)$$

$$c = -\frac{N_{\text{э}}}{2\pi R \operatorname{tg}\varphi [1 + 0,16\varphi(\psi - 1)]} \quad (18)$$

Как известно, его решение:

$$\delta = \frac{-b + \sqrt{b^2 - 4ac}}{2a} \quad (19)$$

Для новых значений параметров оболочки по формулам (3) и (6) определяется значение действующего напряжения.

Определение шага подкрепляющих рёбер

Шаг подкрепляющих рёбер (b) определяется из условия обеспечения местной устойчивости (выпучивание стенки, ограниченной рёбрами) оболочки определённой ранее толщины. Здесь необходимо учитывать возможность работы в области пластических деформаций и кривизну оболочки.

С учётом кривизны оболочки отсека:

$$b = \delta \sqrt{\frac{k_1}{\left(\varepsilon_\delta - k \frac{\delta}{R}\right)}} \quad (21)$$

$k_1 = 6$ (среднее значение между опиранием и защемлением) [14, 19].

Это значение можно использовать, когда шаг рёбер в продольном направлении не превышает $1,5 b$ [14].

$$\text{При } \sigma_\delta < \sigma_{02} \quad \varepsilon_\delta = \frac{\sigma_\delta}{E} \quad (22)$$

$$\text{При } \sigma_{\delta} > \sigma_{02} \quad \varepsilon_{\delta} = \varepsilon_{02} + \frac{\sigma_{\delta} - \sigma_{02}}{\operatorname{tg}\beta} \quad (23)$$

Проверка местной потери устойчивости продольного ребра

Продольные ребра необходимо проверять на устойчивость отдельно, так как при выборе параметров вафельной конструкции проводится, исходя из обеспечения устойчивости оболочки.

Критические напряжения местной потери устойчивости продольного ребра

$$\sigma_{кр} = k_2 \frac{E\delta_p^2}{h_p^2} \quad (24)$$

$k_2 = 0,4$ (пластинка с тремя опёртыми и одной свободной кромкой) [19].

При $\sigma_{кр} > \sigma_{02}$

$$\varepsilon_{кр} = k_2 \frac{\delta_p^2}{h_p^2} \quad (25)$$

$$\sigma_{кр} = \sigma_{02} + (\varepsilon_{кр} - \varepsilon_{02})\operatorname{tg}\beta \quad (26)$$

При $\sigma_{кр} > \sigma_B$ $\sigma_{кр} = \sigma_B$

Результаты расчёта по изложенной методике, с учётом коррекции толщины ребра и связанного с этим других параметров вафельной оболочки, приведены на

рис.4 и рис.5 для оболочки, диаметром 400 мм, нагруженной изгибающим моментом. Для сравнения, там же представлены результаты расчёта неподкреплённой гладкой цилиндрической оболочки.

Значение параметра профилирования вафельной оболочки: $\psi = 8$.

Для изготовления оболочки в настоящее время может быть использован достаточно широкий круг материалов [10,11,20]. В данном случае рассматривался материал AlSi10Mg, который характеризуется низкой стоимостью, высокой коррозионной стойкостью и жидкотекучестью [11].

Использовались следующие значения механических характеристик [10]:

Таблица 1.

Параметр	Значение
Предел прочности (σ_B), кгс/мм ²	45,0
Условный предел текучести (σ_{02}), кгс/мм ²	26,0
Модуль упругости (E) кгс/мм ²	7100
Удлинение (δ), %.	6,5

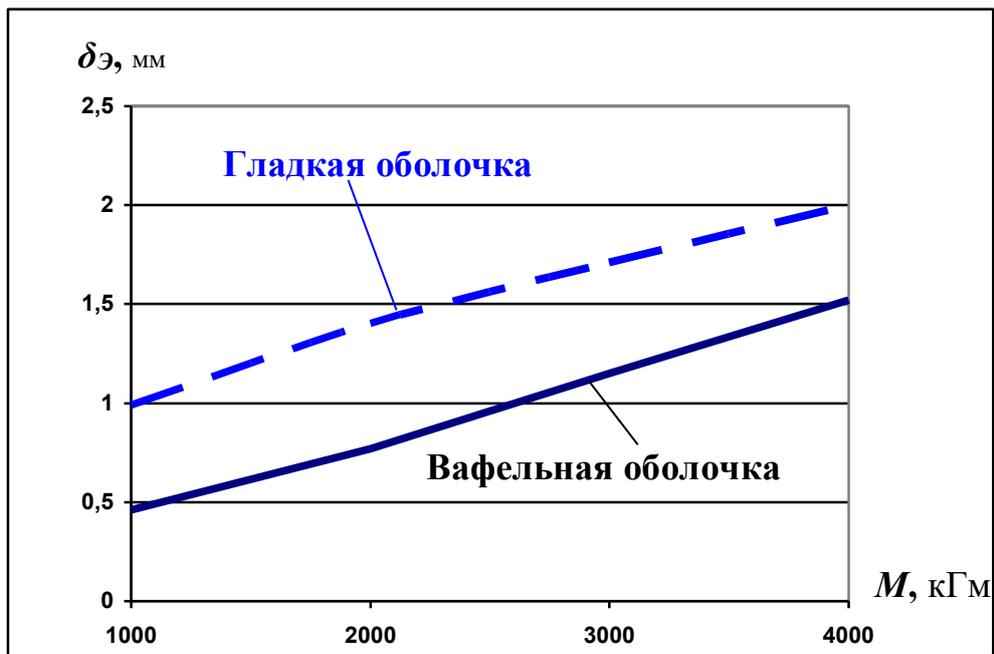


Рис.4 Зависимость потребной эквивалентной толщины оболочки от величины действующего изгибающего момента

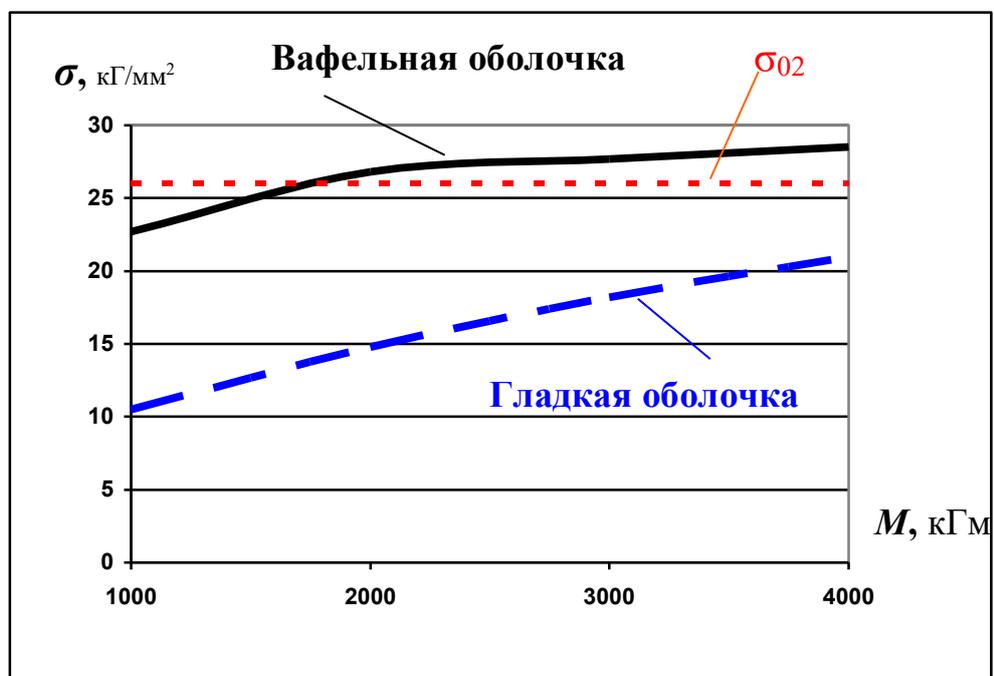


Рис.5 Зависимость действующих напряжений от изгибающего момента

Результаты, приведённые на рис.4, рис.5 получены без учёта ограничений на толщину оболочки из условия равенства критических и действующих напряжений.

Аддитивные технологии (3D-печать металлами) позволяют получать минимальные толщины 0,3-0,4 мм [11], при этом суммарная толщина оболочки будет составлять 2,5-4 мм (при $\psi=8-10$).

В проведённых расчётах толщина оболочки (толщина дна ячейки) менялась от 0,37 до 1,17 мм при суммарной толщине оболочки от 3 до 9,5 мм и размере ячейки от 17,9 до 28,4.

Таким образом, наиболее приемлемая с точки зрения конструктивно-технологических ограничений конструкция имеет следующие характеристики:

Таблица 2.

Параметр	Значение
Толщина оболочки (δ), мм	1,17
Высота ребра (h_p), мм	8,33
Суммарная толщина оболочки (H), мм	9,5
Толщина ребра (δ_p), мм	1,17
Размер ячейки (b), мм	28,36
Параметр профилирования (ψ)	8,12
Критического напряжения общей потери устойчивости оболочки, кгс/мм ²	28,3
Критического напряжения местной потери устойчивости оболочки, кгс/мм ²	28,8
Критического напряжения местной потери устойчивости ребра, кгс /мм ²	27,2
Значение условного предела текучести материала (σ_{02}), кгс /мм ²	26
Соотношение сторон ячейки в продольном и поперечном направлениях	1,5
Толщина эквивалентной с позиций массы гладкой оболочки, мм	1,74
Отношение шага подкрепления к толщине оболочки	23,9

Как видно из таблицы, значения критических напряжений потери устойчивости превосходят значение условного предела текучести материала.

Аналогичные характеристики имеет оболочка с заданными ограничениями на значения толщин оболочки и рёбер

Таблица 3.

Параметр	Значение
Толщина оболочки (δ), мм	1,2
Высота ребра (h_p), мм	9,0
Суммарная толщина оболочки (H), мм	10,2
Толщина ребра (δ_p), мм	1,8
Размер ячейки (b), мм	45,0
Параметр профилирования (ψ)	8,5
Напряжение общей потери устойчивости оболочки, кгс /мм ²	28,6
Напряжение местной потери устойчивости оболочки, кгс /мм ²	26,6
Напряжение местной потери устойчивости ребра, кгс /мм ²	29,6
Значение условного предела текучести материала (σ_{02}), кг/мм ²	26,0
Соотношение сторон ячейки в продольном и поперечном направлениях	1,5
Толщина эквивалентной с позиций массы гладкой оболочки, мм	1,8
Отношение шага подкрепления к толщине оболочки	47,4
Доля подкрепления в величине критического напряжения местной потери устойчивости оболочки	0,69
Доля кривизны в величине критического напряжения местной потери устойчивости оболочки	0,31

Здесь также значения критических напряжений потери устойчивости превосходят значение условного предела текучести материала.

Значения критического напряжения общей потери устойчивости оболочки рассчитывались по формулам (11,26), критического напряжения местной потери устойчивости продольного ребра по формулам (25,26).

Значения критического напряжения местной потери устойчивости оболочки определялись по формуле (26), при этом использовалась зависимость:

$$\varepsilon_{кр} = k_1 \frac{\delta^2}{(b - \delta_p)^2} + k \frac{\delta}{R} \quad (27)$$

Как видно из таблиц 2, 3 и рис.5, вафельная оболочка, удовлетворяющая конструктивно-технологическим ограничениям на толщину конструктивных элементов $\delta_{min} \approx 1,2$, реализует свои предельные возможности при больших значениях действующих нагрузок. При меньших значениях нагрузок такая конструкция будет перетяжеленна, однако в меньшей степени, чем литая конструкция из сплава МЛ5., которая имеет характеристики, приведённые в таблице 4.

Как видно из таблицы 4, и в этом случае значения критического напряжения потери устойчивости превосходит значение условного предела текучести материала

Таблица 4.

Параметр	Значение
Минимальная толщина оболочки (δ), мм	4,0
Критического напряжения потери устойчивости оболочки, кгс /мм ²	9,69
Значение условного предела текучести материала (σ_{02}), кгс /мм ²	9,0
Толщина эквивалентной с позиций массы оболочки (по сравнению с оболочкой из сплава AlSi10Mg), мм	2,68

Таким образом, сопоставление данных таблиц 2,3,4 показывает, что замена литой конструкции из сплава МЛ5 вафельной конструкцией из сплава AlSi10Mg позволяет уменьшить массу 1,5 раза, несмотря на более высокую плотность сплава AlSi10Mg.

Плотность материала AlSi10Mg принималась равной 2,7 г/см³ [10], а материала МЛ5 – 1,81 г/см³ [21].

Критического напряжения потери устойчивости гладкой оболочки определялись по формуле (26), при этом использовалась зависимость:

$$\varepsilon_{кр} = k \frac{\delta}{R} \quad (28)$$

В расчёте использовались следующие значения механических характеристик сплава МЛ5 [21]

Таблица 5.

Параметр	Значение
Предел прочности (σ_B), кгс/мм ²	25
Условный предел текучести (σ_{02}), кгс/мм ²	9,0
Модуль упругости (E) кгс/мм ²	4200
Удлинение (δ), %.	9,0

Заключение:

1. Предложенная методика позволяет адаптировать существующие методы расчёта вафельных оболочек к учёту работы конструкции в области пластических деформаций.

2. Методика отличается простотой, и удобна для использования в проектировочных расчётах.

3. Превышение значений критических напряжений потери устойчивости значения предела пропорциональности для вафельных конструкций является распространённым явлением и его необходимо учитывать в расчётах.

4. Использование вафельных конструкций на базе аддитивных технологий позволяет существенно снизить массу конструкции.

5. При работе в области пластичности эффективность использования вафельных конструкций сохраняется.

Список источников

1. Данченко В.Г., Шевцов Е.И., Гусев В.В. Способ оптимизации массы локально нагруженных отсеков ракет вафельной конструкции // Космическая техника. Ракетное вооружение. 2017. № 2 (114). С. 131-136.
2. Печников В.П., Захаров Р.В., Тарасова А.В. Проектирование вафельных оболочек топливных баков ракеты с учетом пластических деформаций // Инженерный журнал: наука и инновации. 2017. № 11. С. 5.
3. ГОСТ 22350-91. Корпус ракеты на жидком топливе. Термины и определения. – М.: Государственный комитет СССР по управлению качеством продукции и стандартам, 1991. - 16 с.
4. Юрцев Е.С. Высокоскоростная обработка «вафельных» обечаек из алюминиевых сплавов // Технология машиностроения. 2012. № 9. С. 5–8.
5. Зайцев А.М., Шачнев С.Ю. Определение технологичности обечайки с вафельной конструкцией. URL: <https://ritm-magazine.ru/ru/public/opredelenie-tehnologichnosti-obechayki-s-vafelnoy-konstrukciey>
6. Зленко М.А., Нагайцев М.В., Довбыш В.М. Аддитивные технологии в машиностроении. – М.: НАМИ, 2015. - 219 с.
7. Тарасова Т.В. Аддитивное производство. – М.: ИНФРА-М, 2019. - 196 с.
8. Чумаков Д.М. Перспективы использования аддитивных технологий при создании авиационной и ракетно-космической техники // Труды МАИ. 2014. № 78. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=53682>

9. Бабайцев А.В., Рабинский Л.Н., Мин Я.Н. Методика оценки остаточных напряжений в образцах из сплава AlSi10Mg, полученных по технологии SLM // Труды МАИ. 2021. № 119. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=159788>. DOI: [10.34759/trd-2021-119-10](https://doi.org/10.34759/trd-2021-119-10)
10. Королёв В. Новые материалы и цифровизация аддитивного производства: опыт ИЛМиТ. URL: <https://metal3d.ru/upload/Korolev>
11. 3D-печать металлами. Характеристики и особенности материалов. URL: <https://3dtoday.ru/blogs/rkgadget/3d-printing-metals-characteristics-and-features-of-materials>
12. Уридия З.П., Мухина И.Ю., Дуюнова В.А., Косарина Е.И. Контроль качества литья из магниевых сплавов и способы восстановления герметичности отливок // Труды ВИАМ. 2014. № 12. С. 4.
13. Чернобровкин Л.С. Расчёт стартовой массы и размеров ЛА. – М.: Изд-во МАИ, 1989. – 78 с.
14. Лизин В.Т., Пяткин В.А. Проектирование тонкостенных конструкций. – М.: Машиностроение, 1994. - 384 с.
15. Егоров И.А. Тепловое проектирование летательных аппаратов. Проблемы нагрева летательных аппаратов и способы их решения. – М.: Изд-во МАИ, 2019. – 72 с.
16. Фигуровский В.И. Расчёт на прочность беспилотных летательных аппаратов. – М. Машиностроение, 1973. – 356 с.

17. Голубев И.С., Самарин А.В. Проектирование конструкций летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1991. – 512 с.
18. Голубев И.С., Егоров И.А., Самарин А.В., Туркин И.К. Инженерные методы проектирования крыльев летательных аппаратов. - М.: Изд-во МАИ, 1988. – 80 с.
19. Хертель Г. Тонкостенные конструкции. – М. Машиностроение, 1965. – 528 с.
20. Порошковые материалы для систем аддитивного производства от компании Concept Laser. URL: <https://www.concept-laser.ru/materials/>
21. Сплав магниевый МЛ5, МЛ5 п.ч. высокопрочный. URL: <https://inzhener-info.ru/razdely/materialy/magnievye-splavy/litejnye-splavy/splav-magnievyy-ml5-ml5p-ch-vysokoprochnyj.html>

References

1. Danchenko V.G., Shevtsov E.I., Gusev V.V. *Kosmicheskaya tekhnika. Raketnoe vooruzhenie*, 2017, no. 2 (114), pp. 131-136.
2. Pechnikov V.P., Zakharov R.V., Tarasova A.V. *Inzhenernyi zhurnal: nauka i innovatsii*, 2017, no. 11, pp. 5.
3. *GOST 22350-91. Korpus rakety na zhidkom toplive. Terminy i opredeleniya.* (State Standard 22350-91. Liquid fuel rocket body. Terms and definitions.), Moscow, Standarty, 1991, 16 p.
4. Yurtsev E.S. *Tekhnologiya mashinostroeniya*, 2012, no. 9, pp. 5–8.

5. Zaitsev A.M., Shachnev S.Yu. *Opredelenie tekhnologichnosti obehaiki s vafel'noi konstruktsiei*. URL: <https://ritm-magazine.ru/ru/public/opredelenie-tehnologichnosti-obechayki-s-vafelnoy-konstrukciey>
6. Zlenko M.A., Nagaitsev M.V., Dovbysh V.M. *Additivnye tekhnologii v mashinostroenii* (Additive technologies in mechanical engineering), Moscow, NAMI, 2015, 219 p.
7. Tarasova T.V. *Additivnoe proizvodstvo* (Additive Manufacturing), Moscow, INFRA-M, 2019, 196 p.
8. Chumakov D.M. *Trudy MAI*, 2014, no. 78. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=53682>
9. Babaitsev A.V., Rabinskii L.N., Min Ya.N. *Trudy MAI*, 2021, no. 119. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=159788>. DOI: [10.34759/trd-2021-119-10](https://doi.org/10.34759/trd-2021-119-10)
10. Korolev V. *Novye materialy i tsifrovizatsiya additivnogo proizvodstva: opyt ILMiT*. URL: <https://metal3d.ru/upload/Korolev>
11. *3D-pechat' metallami. Kharakteristiki i osobennosti materialov*. URL: <https://3dtoday.ru/blogs/rkgadget/3d-printing-metals-characteristics-and-features-of-materials>
12. Uridiya Z.P., Mukhina I.Yu., Duyunova V.A., Kosarina E.I. *Trudy VIAM*, 2014, no. 12, pp. 4.
13. Chernobrovkin L.S. *Raschet startovoi massy i razmerov LA* (Calculation of the starting mass and dimensions of the missile), Moscow, Izd-vo MAI, 1989, 78 p.
14. Lizin V.T., Pyatkin V.A. *Proektirovanie tonkostennykh konstruktsii* (Design of thin-walled structures), Moscow, Mashinostroenie, 1994, 384 p.

15. Egorov I.A. *Teplovoe proektirovanie letatel'nykh apparatov. Problemy nagreva letatel'nykh apparatov i sposoby ikh resheniya* (Thermal design of missiles. Problems of heating missiles and ways to solve them), Moscow, Izd-vo MAI, 2019, 72 p.
16. Figurowskii V.I. *Raschet na prochnost' bespilotnykh letatel'nykh apparatov* (Calculation of the strength of missiles), Moscow, Mashinostroenie, 1973, 356 p.
17. Golubev I.S., Samarin A.V. *Proektirovanie konstruksii letatel'nykh apparatov* (Missiles Structural Design), Moscow, Mashinostroenie, 1991, 512 p.
18. Golubev I.S., Egorov I.A., Samarin A.V., Turkin I.K. *Inzhenernye metody proektirovaniya kryl'ev letatel'nykh apparatov* (Engineering methods of missiles wing design), Moscow, Izd-vo MAI, 1988, 80 p.
19. Khertel' G. *Tonkostennye konstruksii* (Thin-walled constructions), Moscow, Mashinostroenie, 1965, 528 p.
20. *Poroshkovye materialy dlya sistem additivnogo proizvodstva ot kompanii Concept Laser*. URL: <https://www.concept-laser.ru/materials/>
21. *Splav magnievyi ML5, ML5 p.ch. vysokoprochnyi*. URL: <https://inzhener-info.ru/razdely/materialy/magnievye-splavy/litejnye-splavy/splav-magnievyj-ml5-ml5p-ch-vysokoprochnyj.html>

Статья поступила в редакцию 13.12.2021; одобрена после рецензирования 05.01.2022; принята к публикации 21.02.2022.

The article was submitted on 13.12.2021; approved after reviewing on 05.01.2022; accepted for publication on 21.02.2022.