

УДК 621.791.722

Е. В. Карпович*, А. В. Федосов*, И. А. Черныш**, В. Г. Бессалый**

*Дніпропетровський національний університет ім. Олеся Гончара

**Государственное предприятие «ПО ЮМЗ» им. А.М. Макарова

МАТЕМАТИЧЕСКИЕ УСЛОВИЯ ВОЗНИКОВЕНИЯ ДЕФЕКТОВ В СВАРНОМ СОЕДИНЕНИИ ПРИ ЭЛЕКТРОННО-ЛУЧЕВОЙ СВАРКЕ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ

У роботі пропонується метод математичної оцінки параметрів дефектів в зварюваннях з'єднаннях титанових сплавів, отриманих електронно-променевим зварюванням. Розроблено загальний алгоритм моделювання процесів електронно-променевого зварювання з урахуванням виникнення підрізів, пор, включень, можливістю прогнозування хімічного складу металу шва, визначення режимів зварювального процесу і технологічних особливостей його проведення.

Ключові слова: електронно-променеве зварювання, дефект зварного з'єднання, підріз, пора, неметалеві включення, домішки

В работе предлагается способ математической оценки параметров дефектов в сварных соединениях титановых сплавов, полученных электронно-лучевой сваркой. Разработан общий алгоритм моделирования процессов электронно-лучевой сварки с учетом возникновения подрезов, пор, неметаллических включений, возможностью прогнозирования химического состава металла шва, определения режимов сварочного процесса и технологических особенностей его проведения.

Ключевые слова: электронно-лучевая сварка, дефект сварного соединения, подрез, пора, неметаллические включения, примеси

The paper proposes a method of evaluating the mathematical parameters of defects in welded titanium alloys joints, which are obtained by electron-beam welding. Developed a general algorithm for simulation of electron-beam welding, which takes into account the occurrence of undercuts, pores, inclusions, allows to predict the chemical composition of the weld metal, to determine the modes of the welding process and technological features.

Keywords: electron-beam welding, defective weld, undercut, pores, nonmetallic inclusions, impurities

Постоянное повышение технологичности титановых сплавов в металлургическом и машиностроительном производстве, а также совершенствования техники, технологии сварки и сварочного оборудования позволяют создавать различные сварные изделия из этих материалов. В авиационной и ракетно-космической технике титан и его сплавы используются как металл с повышенной удельной прочностью для изготовления толстостенных конструкций различного назначения. Наиболее перспективными являются высоколегированные термически-упрочняемые титановые сплавы,

которые позволяют реализовать наилучшее сочетание физико-механических и конструктивных свойств изделий, изготавливаемых электронно-лучевой сваркой (ЭЛС). Однако сварка таких сплавов существенно затруднена в связи с высокой химической активностью титана в условиях повышенных температур и особенностями структурных изменений и фазовых превращений в шве и в зоне термического влияния (ЗТВ) при сварочном термическом цикле, что приводит к образованию хрупких фаз и разного рода дефектов в соединении [1-2].

Вследствие протекания гидродинамических, тепловых и деформационных процессов при сварке электронным пучком в металле шва происходит образование таких дефектов как неравномерность проплавления с образованием пилообразной формы нижней части границы литьей зоны, образование пор и усадочных раковин. В центре шва по всей его высоте вследствие нормального теплоотвода в местестыковки встречечно-растущих кристаллитов и сосредоточения легкоплавких включений может возникнуть зона пониженной прочности с образованием продольных горячих трещин [3]. В работе [4], на основе экспериментальных исследований, установлено, что в соединениях титановых сплавов BT6ч и BT20 из общего числа дефектов наибольшее количество составляют поры (около 50 %), непровары (около 19 %), несплавление (около 8 %) и подрезы (около 1 %). Закономерность повышенного количества пор в металле шва по сравнению с дефектами других видов сохраняется независимо от сложности конструкции сварного соединения. Установлено также, что чем сложнее конструкция, тем больше в сварных швах дефектов всех видов, основными из которых являются поры [4]. Основными причинами возникновения газовых пор при сварке титановых сплавов являются наличие загрязнений и адсорбированной влаги на поверхностях свариваемых кромок, а также растворенные в основном металле газовые примеси водорода, кислорода, азота [5]. В результате пиролиза поверхностных пленок и дегазации сварочной ванны протекают реакции с выделением газообразных продуктов, образующих пузырьки, которые захватываются кристаллизующимся металлом и фиксируются в шве в виде пор. В работе [4] экспериментально подтверждено, что причиной возникновения пористости швов титановых сплавов при ЭЛС является образование газосодержащих замкнутых полостей перед фронтом расплавленной ванны при развитии физического контакта между торцевыми дефектными (заполненными капиллярноконденсированной влагой) поверхностями кромок в процессе термодеформационного цикла сварки. Готовые зародыши пузырьков, образующихся на дефектах торцов кромок, заносятся в объем сварочной ванны и образуют поры после кристаллизации металла шва.

Образование пустот в корне шва может происходить в результате захлопывания парогазового канала жидким металлом при снижении мощности электронного луча или скорости сварки [3, 4]. В работе [6] установлено, что формирование обратного валика шва при ЭЛС пластин из титанового сплава BT20 толщиной 17 мм вертикальным электронным пучком в нижнем положении сопровождается образованием подрезов и занижений до 0,3 мм. При

ЭЛС горизонтальным электронным пучком обратный валик шва формируется без подрезов. Появление в сварном шве таких дефектов как непровары, несплавления также связаны с отклонением технологических параметров сварки от оптимальных значений.

В качестве технологических мер уменьшения пористости в швах при ЭЛС титановых сплавов рекомендуется выполнять сварку расфокусированным лучом, применять дополнительную подготовку кромок под сварку полированием до состояния поверхности с коэффициентом шероховатости $Ra \leq 0,2$ мкм или вакуумным отжигом перед сваркой при 650°C в течение 1 ч после фрезерования кромок до достижения коэффициентом шероховатости показателя $Ra \leq 3,2$ мкм [4]. Также рекомендуется применение повторного переплава металла шва [5]. Для уменьшения количества дефектов и улучшения качества сварного шва предлагается большое количество технологических приемов. Наиболее изученные из них при сварке однородных материалов: формирование шва с обязательным полным проплавлением, развертка и наклон луча, модуляция тока пучка, применение подкладок, выполнение прихваток [3].

На основании проведенного анализа можно сделать вывод, что оптимальные режимы сварки и различные технологические приемы, обеспечивают оптимальные условия кристаллизации металла шва и позволяют в сварных соединениях титановых сплавов, получаемых ЭЛС, снизить количество и размеры дефектов до уровня допустимых для данного типа сварной конструкции. Однако комплекс технологических условий сварки, обеспечивающий получение качественного сварного соединения, применим только для конкретного титанового сплава заданной толщины.

В настоящее время проведено большое количество экспериментальных и теоретических исследований ЭЛС как титановых сплавов, так и других материалов, на основе которых построены программные комплексы для моделирования процесса сварки и назначения оптимальных режимов сварки. Теоретическое рассмотрение процессов сварки выполняется в двух направлениях:

- задачи, построенные на основе теории теплопроводности: моделирование источника нагрева [7], расчет температурных полей, термических циклов сварки, определение остаточных напряжений в конструкции [7, 8];

- задачи, решаемые на основе гидродинамики и поверхностных явлений: формирование сварочной ванны, парогазового канала, образование дефектов в металле шва [9-11].

В работе [12] представлена математическая модель процессов сварки, построенная на основе решения широкого класса тепловых динамических задач с возможностью выявления дефектов в виде пор. При этом технологические особенности сварочного процесса учитывались через математические зависимости и введение поправочных коэффициентов. Процессы образования других видов дефектов не рассматриваются. В связи с этим задача предупреждения дефектов в сварных соединениях титановых сплавов,

выполненных ЭЛС, является актуальной и требует комплексного теоретического анализа гидродинамических процессов движения расплавленного металла в зоне сварки, условий существования парогазового канала, кристаллизации металла шва, влияния указанных процессов на образование и развитие неметаллических включений, газовых пор, ликвацию элементов. Целью данной работы является определение способов математической оценки параметров дефектов и способов их устранения в сварных швах титановых сплавов, полученных ЭЛС, на основе анализа гидродинамических процессов и поверхностных явлений в зоне расплавленного металла, а также разработка общего алгоритма определения и корректировки режимов сварки для получения соединений с допустимым уровнем дефектов.

Технологическими причинами возникновения подрезов при ЭЛС стыковых соединений являются смещение луча от плоскостистыка, нарушение условий формирования шва при изменении соотношения параметров сварки. В работе [13] на основе численного анализа показано, что при дуговой сварке форма подреза определяется уровнем жидкого металла перед фронтом кристаллизации и положением последнего. При ЭЛС количество металла на фронте кристаллизации зависит от термического расширения окружающего твердого металла и фазовых превращений в условиях локального плавления, что приводит к перемещению расплавленного металла к сварочной ванне и выдавливанию расплава [10]. Форма поперечного сечения шва определяется положением поверхности ванны выражением [10]:

$$\pm\sigma(T)\left(\frac{\partial^2 Z}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 Z}{\partial y^2}\right) = \rho g Z + p_v(T) + \Gamma, \quad (1)$$

где $\sigma(T)$ и $p_v(T)$ – зависимости коэффициента поверхностного натяжения и давления пара в канале от температуры в искомой точке поверхности $Z(x, y)$; ρ – плотность жидкого металла; Γ – внутреннее давление в расплаве.

Радиус кривизны поверхности r за точкой соединения твердого основного металла и расплавленного металла шва, а также положение самой точки относительно линии верхней поверхности шва будут определять возникновение или отсутствие подреза (рис. 1).

Нормальные условия формирования шва будут обеспечиваться при выполнении условия $r > 0$ и расположения контролируемой точки границы твердого и жидкого металла в поперечном сечении сварного соединения на уровне верхней поверхности твердого металла.

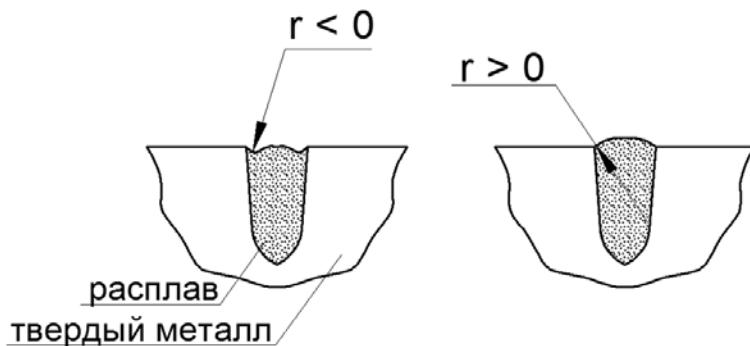


Рис. 1 Схема положения свободной поверхности сварочной ванны в поперечном сечении шва:
а – при возникновении подреза;
б – при нормальном формировании верхней поверхности шва

Образование подрезов также определяется соотношением времени кристаллизации металла шва и его растекания по твердой поверхности с выходом на постоянное значение контактного угла [14]:

$$\tau_{kp} > \tau_p = \frac{1}{\alpha} \ln \frac{T_h - T_{m.m.}}{T_{nl} - T_{m.m.}}, \quad (2)$$

где τ_{kp} – время кристаллизации металла шва; τ_p – время выхода на постоянное значение контактного угла; α – постоянная, определяемая экспериментально для конкретного материала; T_h – начальная температура жидкой фазы; $T_{m.m.}$ – температура твердого металла; T_{nl} – температура плавления.

Среднее время существования металла в расплавленном состоянии можно определить по формуле [15]:

$$\tau_{kp} = \frac{l_w}{2v_w}, \quad (3)$$

где l_w – длина сварочной ванны; v_w – скорость сварки.

На этапе численного моделирования процесса сварки необходимо обеспечить такое соотношение режимов сварки, при которых будут выполняться все указанные три условия, исключающие образование дефектов формы шва в виде подрезов.

Одним из типов дефектов сварных соединений из титановых сплавов являются тугоплавкие включения, представляющие собой частицы α -титана с повышенным содержанием стабилизирующих эту фазу примесей внедрения (азота, кислорода и углерода) и их химических соединений с титаном, а также повышенное содержание водорода, стабилизирующего β -фазу и приводящего к выпадению гидридов [16]. Твердость и физические свойства включений и титановой матрицы значительно различаются, что может привести к

значительным по величине напряжениям в области расположения включения, зарождению трещин и снижению работоспособности сварных конструкций [11].

Согласно требованиям стандартов в двухфазных высокопрочных титановых сплавах допускается содержание азота не более 0,05%, кислорода до 0,15%, углерода до 0,1%, водорода не более 0,015%. Анализ двойных диаграмм состояния титана с указанными элементами при данных концентрациях и нормальной температуре показал возможность образования таких соединений в сварном соединении, как TiC и TiH. Оксид титана TiO и нитрид титана TiN образуются при соответствующих концентрациях выше 15 масс. % и 9 масс. % [16]. Водород стабилизирует β -модификацию титана и в сплавах типа ($\alpha+\beta$) остаточная β -фаза в исходном состоянии устойчива и гидрид титана не образуется.

В процессе ЭЛС титановых сплавов температура жидкого металла может достигать температуры кипения и примесные элементы находятся в расплаве в растворенном состоянии, что способствует их удалению из сварочной ванны. Кинетика процессов рафинирования жидкого металла в вакууме от примесей определяется следующими одновременно протекающими процессами [17]:

- массопереносом атомов примеси из объема жидкого металла к поверхности;
- физико-химическими реакциями, происходящими на границе расплава и газовой фазы;
- отводом молекул или атомов примеси от поверхности раздела в объем газовой фазы.

В работе [17] рассмотрены кинетика удаления азота, водорода, кислорода и углерода с одной и двумя межфазными поверхностями. Для описания процессов удаления примесей при ЭЛС целесообразно использовать второй способ, где одна поверхность будет образована передней частью сварочной ванны с парогазовым каналом, вторая – задней частью с зоной кристаллизации сварного соединения. В результате рафинирования расплава вероятность образования пор и включений высокой твердости мала. Однако анализ результатов технологического контроля ЭЛС изделий из титановых сплавов BT6ч и BT20, проведенный в работе [4], показал, что из общего числа дефектов наибольшее количество составляют поры (около 50%). Причиной образования пор указывается формирование замкнутых полостей перед фронтом расплавленной ванны с последующим их переходом в расплав. Для исключения порообразования в металле шва титановых конструкций рекомендуется выполнять сварку расфокусированным лучом, свариваемые кромки полировать до состояния поверхности с коэффициентом шероховатости $Ra \leq 0,2$ мкм или отжигать в вакууме перед сваркой при температуре 650 °C в течение 1 ч после фрезерования кромок до достижения коэффициентом шероховатости показателя $Ra \leq 3,2$ мкм.

Как показано в [4] поры в сварном соединении отсутствуют при коэффициенте шероховатости свариваемых поверхностей $Ra = 0,2$ мкм. Следовательно, количество пор вводимых в сварочную ванну зависит от

шероховатости стыкуемых поверхностей и степени их деформации под действием поперечных сжимающих напряжений. Максимально возможный диаметр пузырька можно определить из предположения, что микронеровности реальной поверхности имеют треугольную форму и являются недеформированными в момент расплавления металла шва. Тогда высоту микронеровностей и диаметр пузырька можно приблизенно определить по формулам:

$$h_{uep} = \frac{R_z}{2}; \quad (4)$$

$$d = 2h_{uep}, \quad (5)$$

где h_{uep} – высота микронеровностей; R_z – параметр шероховатости, определяемый высотой неровностей профиля по 10 точкам; d – диаметр пузырька.

Скорость перемещения пузырька со дна сварочной ванны на поверхность можно определить по формуле [11]:

$$\nu = \frac{\rho_m - \rho_e}{3\eta_m} gr^2, \quad (6)$$

где ν – скорость поднятия пузырька; ρ_m и ρ_e – плотности металла и газа соответственно; η_m – вязкость расплавленного металла; g – ускорение свободного падения; r – радиус пузырька.

Время подъема пузырька к поверхности сварочной ванны:

$$\tau_n = \frac{\delta}{\nu}, \quad (7)$$

где τ_n – время подъема пузырька; δ – глубина сварочной ванны.

Время удаления пузырька газа из сварочной ванны будет определяться суммой времен его всплытия и разрушения пленки на поверхности ванны:

$$\tau_{y\vartheta} = \tau_n + \tau_{pn}, \quad (8)$$

где $\tau_{y\vartheta}$ – время удаления пузырька газа; τ_{pn} – время разрушения пленки. Для пузырька радиусом r время разрушения пленки можно определить, зная скорость распространения круговой волны, действующей против сил поверхностного натяжения двухсторонней пленки [11]:

$$v_e = \sqrt{\frac{2\sigma(T)}{\rho_m \delta_m}}; \quad (9)$$

$$\tau_{pn} = \frac{r}{v_e}, \quad (10)$$

где v_e – скорость распространения круговой волны; δ_m – толщина пленки.

Для очистки расплавленного металла от пузырьков должно выполняться условие:

$$\tau_{y\partial} < \tau_{kp}. \quad (11)$$

Одновременно с движением пузырьков в сварочной ванне будет происходить реакция капиллярно-конденсированной влаги и загрязнений, оставшихся на стыкуемых поверхностях, с титаном. При взаимодействии титана с водяным паром происходит дополнительное поглощение водорода и главным продуктом реакции является оксид титана TiO_2 [16].

Растворение кислородсодержащих включений в значительной степени зависит от температуры жидкого металла. При температуре расплава 2050 К время растворения частицы α -титана с размером менее 1 мм составляет менее 5с [18]. Далее будет происходить процесс рафинации расплава от поступивших примесей водорода, кислорода, углерода и азота. При условии длительности существования сварочной ванны менее 5 с количество неметаллических включений в сварном шве увеличится. Для уменьшения количества пор в сварном соединении и выравнивания химического состава к допустимым пределам необходимо выполнять как тщательную подготовку поверхностей перед сваркой, так и дополнительные проплавы, которые позволят рафинировать вредные примеси в металле шва.

Прогнозирование количества примесей можно выполнить по методике предложенной в [17], где разработана математическая модель процессов рафинирования при электронно-лучевом переплаве расходуемой заготовки непосредственно в кристаллизатор. Также для нелегированного титана и сплава ПТ-3В определены коэффициент массопереноса водорода в расплаве титана $\beta_h = 3,1 \cdot 10^{-3}$ м/с, константа скорости реакции молезации водорода на поверхности расплава $k_2^h = 0,6$ м/(%·с) и коэффициент массопереноса алюминия в расплаве титана $\beta_{Al} = 1,1 \cdot 10^{-4}$ м/с. Сравнение расчетных значений концентраций алюминия и водорода с экспериментальными данными установило достаточно хорошее их совпадение, что позволяет их использовать для расчета концентраций других примесей. Данная задача требует дополнительного рассмотрения применительно к условиям ЭЛС. Полученные результаты позволяют корректировать режимы сварки с возможностью определения

количества переплавов сварного соединения, обеспечения требуемого химического состава металла шва и времени кристаллизации сварочной ванны.

Анализ дефектов сварных соединений, получаемых ЭЛС, и причин их возникновения позволил определить математические способы их прогнозирования при математическом моделировании процессов, происходящих при ЭЛС. Общий алгоритм определения режимов ЭЛС на основе существующих математических моделей будет состоять из следующих блоков (рис. 1):

- ввод исходных данных;
- определение математической модели источника тепла и его параметров на основе конкретных условий сварки и сварной конструкции;
- расчет температурных полей при нагревании и охлаждении сварной конструкции;
- определение параметров гидродинамических процессов;
- определение формы свободной поверхности сварочной ванны;
- определение скорости кристаллизации сварочной ванны;
- проверка условий возникновения подрезов, удаления пузырьков из сварочной ванны. При невыполнении условия (2) и (11) требуется откорректировать режимы сварки;
- определение химического состава металла шва и при необходимости коррекция режимов сварки с возможностью многократного переплава сварного соединения;
- определение остаточных напряжений, возникающих в сварном соединении после охлаждения.

Разработанный общий алгоритм расчета позволит проводить математическое моделирование процессов ЭЛС с учетом условий возникновения таких дефектов сварки как подрезы, поры, неметаллические включения, недопустимый химический состав металла шва.

Проведенные исследования позволили определить математические условия возникновения дефектов в сварном соединении при ЭЛС. Показано, что образование подрезов определяется соотношением времени кристаллизации металла шва и его растекания по твердой поверхности (условие (2)), а также формой свободной поверхности сварочной ванны. Предложен способ определения диаметра пор в зависимости от параметра шероховатости свариваемых поверхностей и определено условие удаления порообразующих пузырьков из сварочной ванны (условие (11)), которое учитывает время всплытия пузырька и разрушения пленки расплава.

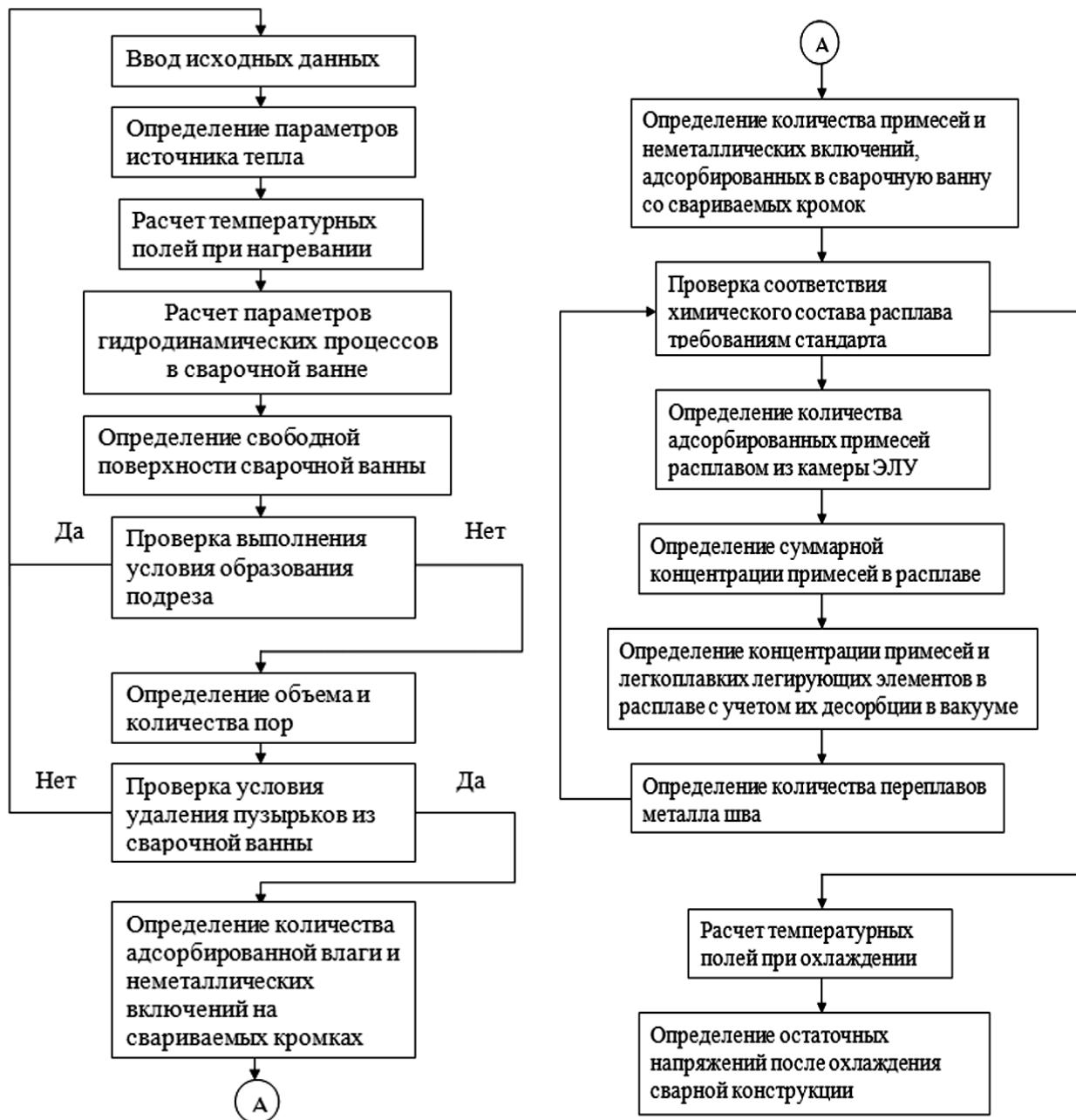


Рис. 2. Общий алгоритм построения математической модели для расчета процессов ЭЛС с учетом условий возникновения дефектов сварного соединения

Предложен механизм повышения содержания водорода, оксида титана TiO_2 и других примесей в сварном шве, а также рассмотрен способ прогнозирования их концентрации в расплаве на основе математической модели предложенной в работе [17]. Разработан общий алгоритм моделирования процессов ЭЛС с учетом возникновения подрезов, пор, неметаллических включений и возможностью прогнозирования химического состава металла шва, что позволит определить режимы сварочного процесса и технологические особенности его проведения.

Библиографические ссылки

1. Карпович, Е. В. Способы получения крупногабаритных осесимметричных изделий из высокопрочных титановых сплавов [Текст] / Е. В. Карпович, В. Г. Бессалый // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки : Зб. наук. пр. – Дніпропетровськ: Пороги, 2010. – Т. X. – С. 30–40. – ISBN 978-617-518-102-7
2. Металлургия и технология сварки титана и его сплавов [Текст] : монография / С. М. Гуревич, В. Н. Замков, В. Е. Блащук; ред. В. Н. Замков ; Акад. наук УССР, Ин-т электросварки им. Е. О. Патона. – Киев : Наукова думка, 1986. – 240 с.
3. Сварка. Резка. Контроль : Справочник. В 2-х томах / Под общ. ред . Н. П. Алешина, Г. Г. Чернышова. – М.: Машиностроение, 2004. Т. 1 / Н.П. Алешин, Г.Г. Чернышов, Э.А. Гладков и др. – 624 с. – ISBN 5-217-03263-4 (Т. 1), ISBN 5-217-03262-6
4. Кузнецов, А. А. Формирование металла шва при электронно-лучевой сварке конструкций из титановых сплавов [Текст] / А. А. Кузнецов, П. В. Череповский, В. И. Муравьев // Сварка и диагностика. – 2010. – № 4. С. 27–30. – ISSN 2071-5234
5. Электронно-лучевая сварка [Текст] / О. К. Назаренко, А. А. Кайдалов, С. Н. Ковбасенко и др. ; под ред. Б. Е. Патона. – Киев : Наукова думка, 1987. – 256 с.
6. Кравчук, Л. А. Устранение подрезов при ЭЛС со сквозным и несквозным проплавлением [Текст] / Л. А. Кравчук // Автоматическая сварка. – 2010. – №6. – С. 26–29. – ISSN 0005-111X
7. Карпович, Е. В. Определение диаметра круговых колебаний электронного луча при сварке цилиндрических деталей из титановых сплавов [Текст] / Е. В. Карпович, С. А. Чернецкий, Е. А. Джур, В. Г. Бессалый // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки : Зб. наук. пр. – Дніпропетровськ: Пороги, 2011. – Т. XI. – С. 79–88. ISBN 978-617-518-102-7
8. Pu Xie. Using Finite Element and Contour Method to Evaluate Residual Stress in Thick Ti-6Al-4V Alloy Welded by Electron Beam Welding / Pu Xie, Hai-Yan Zhao, Bing Wu, Shui-Li Gong // Acta Metall. Sin. (Engl. Lett.). – 2015. – 28(7). – P. 922–930
9. Беленький, В. Я. Математическая модель давления паров и состава пара в канале проплавления при электронно-лучевой сварке высоколегированных сталей [Текст] / В. Я. Беленький, Е. С. Саламатова, М. Е. Малюкеева // Вестник ПНИПУ. Машиностроение, материаловедение – 2011. – № 1. – С. 80–86. – ISSN (Print): 2224-9877
10. Судник, В. А. Численная модель процесса электронно-лучевой сварки с экспериментальной проверкой [Текст] / В. А. Судник, В.А. Ерофеев, К.-Г.

- Рихтер, К.-У. Хайнс // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2008. – №2. – С. 233–243. – ISSN (Print): 2071-6168
11. Дефекты сварных швов [Текст] / Р. Ф. Деев, И. Р. Пацкевич — Киев : Наук, думка, 1984. – 208 с.
12. Кректулева, Р. А. Применение программного обеспечения MEZA для оценки дефектности сварных соединений на стадии проектирования [Текст] / Р. А. Кректулева, А. В. Батранин, О. Н. Бежин // Сварка и диагностика. – 2009. – № 2. С. 36–41. – ISSN 2071-5234
13. Судник, В. А. Численный анализ дефектов формы сварного шва при дуговой сварке [Текст] / В. А. Судник // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2008. – №2. – С. 177–185. – ISSN (Print): 2071-6168
14. Поверхностные явления при сварке металлов [Текст] / Пацкевич И. Р. – Киев: Наук. думка, 1991. – 240 с.
15. Судник, В. А. Трехмерная численная модель теплопереноса при лазерной сварке с двухмерным описанием конвекции [Текст] / В. А. Судник, В.А. Ерофеев // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2010. – №4-1. – С. 189–199. – ISSN (Print): 2071-6168
16. Цвикер, У. Титан и его сплавы [Текст] : пер. с нем. / под ред. О. П. Елютина, С. Г. Глазунова. – М. : Металлургия, 1979. – 512 с.
17. Электронно-лучевая плавка тугоплавких высокореакционных металлов [Текст] / Б. Е. Патон, Н. П. Тригуб, С. В. Ахонин. – Киев : Наукова думка, 2008. – 312 с. ISBN 978-966-00-0813-7
18. Ахонин, С. В. Математическое моделирование процесса растворения кислородсодержащих тугоплавких включений в расплаве титана [Текст] / С. В. Ахонин, М. П. Кругленко, В. И. Костенко // Современная электрометаллургия. – 2011. – № 1 (102). – С. 17-21.

Надійшла до редколегії 14 квітня 2016

УДК 629.7.615

Н.С. Ащепкова , С.С. Капера, Б.С. Яковлев

Дніпропетровський національний університет ім. Олеся Гончара

РОЗРОБКА СПЕЦІАЛІЗОВАНОГО СХВАТУ ЗА ДОПОМОГОЮ MATHCAD

У роботі обґрунтовано доцільність використання Mathcad для рішення задач кінематичного й динамічного аналізу схвату ПР. Як приклад, розглянуто проектування схвату ПР "Бріг 10 ЗАЗ" для деталі «Фланець».

Ключові слова: промисловий робот, захватний пристрій, об'єкт маніпулювання.

В работе обоснована целесообразность использования Mathcad для решения задач кинематического и динамического анализа хвата ПР. В качестве примера рассмотрено проектирование хвата ПР "Бриг 10 ЗАЗ" для детали «Фланец».

Ключевые слова: промышленный робот, захватное устройство, объект манипулирования.

The expediency of using Mathcad for solving the problems of kinematics and dynamic analysis lewis PR have been presented. As an example the design lewis ol 'Brig 10 ZAZ "for details of the" flange "has been considered.

Keywords: industrial robot pickup device, object manipulation.

Вступ. Промислові роботи (ПР) являють собою універсальний засіб автоматизації виробничих процесів в умовах великої розмаїтості і частої зміни випускаемої продукції. У машинобудуванні ПР ефективно використовуються для виконання як основних, так і допоміжних операцій по обслуговуванню технологічного устаткування в складі гнучких виробничих систем (ГВС). Промислові роботи широко застосовуються для обслуговування верстатів із ЧПУ, ковальнопресових і ливарних машин, складського устаткування, виконання транспортних, складальних та інших операцій. Разом з основним технологічним устаткуванням, допоміжними засобами і пристроями керування ПР утворюють робототехнічні комплекси.

Мета і завдання. При курсовому і дипломному проектуванні студентам спеціальності «Роботомеханічні системи та комплекси» необхідно здійснити розробку спеціалізованого захватного пристрою (ЗП) для обраного ПР. Виникла необхідність створення методу, як послідовності простих обчислювальних процедур для розрахунку елементів конструкції схвату, з використанням стандартного пакета прикладних програм, що забезпечує ефективне проектування ЗП [5-7].

Мета дослідження – розробка методу розрахунку елементів конструкції схвату ПР в середовищі Mathcad [5].

Аналіз літератури. Маніпулятор — це механізм для керування просторовим положенням знарядь і об'єктів праці. Переважна більшість сучасних маніпуляторів ПР оснащена механічними ЗП [1-3]. Конструкція ЗП містить корпус, пальці, привід руху пальців і передавальний механізм [1-3]. Кисть може бути жорстко встановлена на руці робота, або мати можливості повороту. Кількість ступенів рухливості кисті в значній мірі характеризує технологічні можливості робота [4]. При визначенні числа ступенів рухливості кисті рухливість пальців не враховується.

Корпус ЗП має уніфікований стикувальний вузол для його монтажу на кисті робота [2, 3]. Найбільш поширені механічні ЗП, оснащені твердими рухливими пальцями [4]. Вид руху пальців цілком визначається конструктивною схемою передавального механізму, який може містити гнуучкі елементи (троси, ланцюги, стрічки, ремені).

Можливі чотири типи передавальних механізмів: 1) важільно-шарнірний; 2) важільно - повзунний; 3) важільно-зубцований; 4) важільно -кулачковий.

Метод розв'язання задачі. У [2, 3] наведено послідовність розрахунку механічних захватних пристройів:

- встановлення й аналіз початкових даних до розрахунку,
- вибір принципу дії ЗП,
- складання розрахункової схеми,
- визначення сил, що діють на елементи ЗП,
- встановлення основних елементів розмірів ЗП (компонування),
- визначення активних сил привода, необхідних для захоплювання й утримання деталі,
- розрахунок і вибір привода
- побудови профілю губок для центруючих пристройів,
- перевірочні розрахунки на міцність елементів ЗП,
- перевірка на відсутність ушкоджень поверхонь деталей і губок ЗП.

Вихідними даними для виконання розрахунку ЗП є [2, 3]:

- характеристика деталі (розміри, форма, матеріал, маса і т.п.),
- область застосування ЗП,
- базовий ПР,
- продуктивність технологічного обладнання,
- швидкість маніпулювання,
- точність установки деталі,
- спеціальні вимоги, які необхідно виконати при переносі деталі.

Деталь типу «Фланець» є типовою (рис. 1), виготовлена з сірого чавуну СЧ15 ГОСТ 1412-85 (оброблюваність матеріалу задовільна). Деталь не проходить термічну обробку, яка може привести до її викривлення. По всім операціям обробки деталі складаємо технологічні схеми і визначаємо можливі підходи схвату, базуючи поверхні і місця захоплення; уточнюємо умови установки виробу в технологічне обладнання: зазори і західні фаски,

зусилля підтискання до баз і т. ін. Розглянемо токарну операцію 010 (табл. 1), яка виконується на токарному верстаті 16К20ФЗ. В якості технологічної бази, використовується зовнішня поверхня діаметром 31Н12 лівий торець. Деталь встановлюється і закріплюється в трьохкулачковому патроні в розточених кулачках.

Для утримання деталі запропонована конструкція ЗП з двома жорсткими рухливими пальцями. Схвати з двома поступальними пальцями застосовують для деталей зі зміною діаметрів до 100%, а також для плоских ОМ. Для складних і неміцких деталей губки ЗП виконують за формуєю контактної поверхні об'єкта.

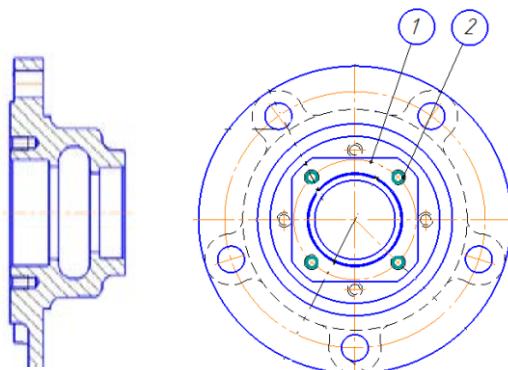


Рис. 1. Ескіз деталі

Маса готової деталі становить 1,4 кг, продуктивність технологічного обладнання - програма випуску $N_b = 4500$ деталей. Для автоматизації виробництва доцільно скористатися ПР «Бріг 10 ЗАЗ».

Привід ЗП - пневматичний з живленням від цехової мережі стисненого повітря тиском 0,4 МПа.

Таблиця 1 – Схема токарної операції для деталі «Фланець»

010 Токарна з ЧПУ 16К30ФЗ	1. Точити пов.1 2. Підрізати торець пов. 2 3. Підрізати торець пов. 3 4. Точити пов. 4 5. Підрізати торець пов. 5 6. Точити пов. 6 7. Точити фаску пов.7	
---------------------------------	--	--

Компонувальна схема конструкції ЗП наведена на рис. 2. Схват зачиняється при подачі тиску в праву порожнину пневмоциліндра 1 (рис.2). Кут розчинення регулюється рейкою 2. Губки 3 виконуються змінними.

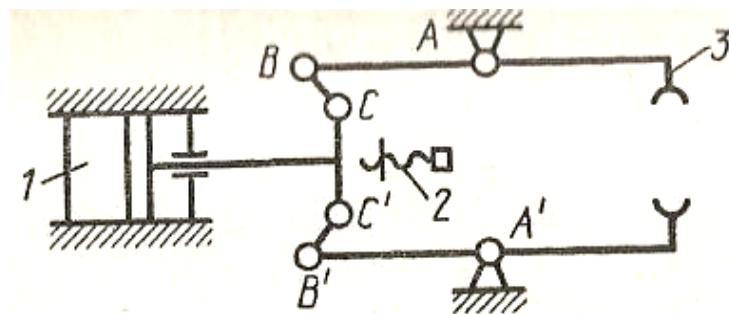


Рис. 2. Компонувальна схема захватного пристрою:
1 – пневмоциліндр, 2 - гвинт, 3 – губки.

Розрахункова кінематична схема ЗП наведена на рис. 3.

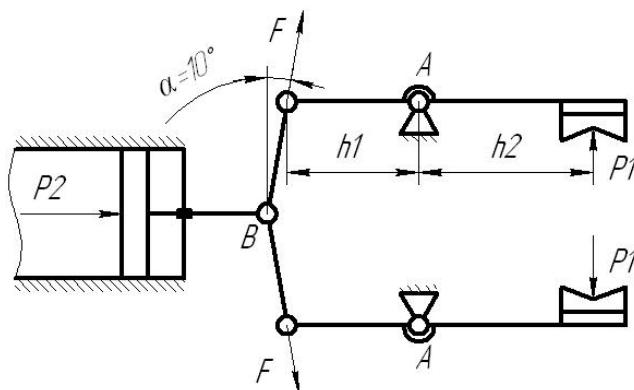


Рис.3. Кінематична схема захватного пристрою.

Виконаємо розрахунки:

- 1) Визначимо необхідне зусилля, уважаючи, що втримання деталі відбувається за рахунок сил тертя:

$$P = m \cdot (g + a) \cdot K_1 \cdot K_2,$$

де m – маса деталі; $m=1,4\text{кг}$;

g – прискорення сили ваги; $g=9,81\text{м/с}^2$;

a – прискорення центра мас при транспортуванні; $a=5\text{м/с}^2$;

K_1 – коефіцієнт, що залежить від форми губок схвату, положення деталі стосовно губок схвату й напрямку дії сили ваги; $K_1=0,5$;

K_2 – коефіцієнт запасу; $K_2=1,5\dots2\dots2$

Необхідне зусилля втримання P :

$$P = 1,4 \cdot (9,81 + 5) \cdot 0,5 \cdot 2 = 20,74 \text{ Н.}$$

Співвідношення між силами P_1 , P_2 і F на губках ЗП визначають із умови статичної рівноваги системи.

З умови $\Sigma F=0$ у крапці В маємо: $2F \sin \alpha - P_2 = 0$, звідки

$$F = \frac{P2}{2 \sin \alpha}.$$

З умови $\Sigma M=0$ відносно крапки А маємо: $P1 \cdot h2 - F \cos \alpha \cdot h1 = 0$, звідки

$$F = \frac{P1 \cdot h2}{h1 \cdot \cos \alpha}.$$

З конструктивних міркувань приймаємо $\alpha=10^\circ$, $h1=80$ мм, $h2=100$ мм.

Тоді

$$F = \frac{20,74 \cdot 100}{80 \cdot 0,985} = 26,32 \text{ H}.$$

$$P2 = 2F \sin \alpha = 2 \cdot 26,32 \cdot 0,174 = 9,16 \text{ H}.$$

2) Обчислимо необхідний діаметр циліндра по формулі:

$$D_u = \sqrt{\frac{4P2}{0,75 \cdot \pi \cdot p \cdot \eta}},$$

де D_u – діаметр пневмоциліндра, мм;

p - тиск повітря; $p=0,4 \text{ МПа}$;

d - діаметр штока, мм;

η – механічний КПД; $\eta = 0,85$;

$$D_u = \sqrt{\frac{4 \cdot 9,16}{0,75 \cdot 3,14 \cdot 0,4 \cdot 0,85}} = 6,77 \text{ мм}.$$

Діаметр пневмоциліндра приймаємо зі стандартного ряду: $D_u = 12 \text{ мм}$.

3) Розрахуємо силу на штоці при подачі повітря в бесштокову порожнину (робочій хід):

$$Qu = 0,785 \cdot D_u^2 \cdot p \cdot \eta;$$

$$Qu = 0,785 \cdot 12^2 \cdot 0,4 \cdot 0,85 = 38,44 \text{ H}.$$

4) Зусилля, що діє на шарнір А (рис. 3) знаходимо із суми проекцій сил на осі X и Y:

$$\Sigma F_x = F \cdot \sin \alpha - F_{Ax} = 0,$$

звідки $F_{Ax} = F \cdot \sin \alpha$,

$$F_{Ax} = 26,32 \cdot 0,174 = 4,57 \text{ H}.$$

$$\Sigma F_y = F \cdot \cos \alpha + P1 - F_{Ay} = 0,$$

звідки $F_{Ay} = F \cdot \cos \alpha + P1 = P1 \left(1 + \frac{h2}{h1}\right)$,

$$F_{Ay} = 20,74 \cdot \left(1 + \frac{100}{80}\right) = 46,65 \text{ Н.}$$

Сумарне навантаження в шарнірі А:

$$F_A = \sqrt{F_{Ax}^2 + F_{Ay}^2};$$

$$F_A = \sqrt{4,57^2 + 46,65^2} = 46,875 \text{ Н.}$$

5) Діаметр шарнірів вибираємо з розрахунку на зріз:

$$d_u = \sqrt{\frac{4 \cdot F_A}{\pi \cdot [\tau_{cp}]}}$$

де $[\tau_{cp}]$ - допустиме напруження зрізу для сталі 45 $[\tau_{cp}] = 120 \text{ МПа}$;

$$d_u = \sqrt{\frac{4 \cdot 46,875}{3,14 \cdot 120}} = 0,705 \text{ мм.}$$

Такий розмір шарнірів занадто малий. Конструктивно приймаємо $d_u = 12 \text{ мм}$ і $D_u = 16 \text{ мм}$.

6) Перевіряємо шарніри на згинання, приймаючи допустиме напруження згинання для сталі 45 $[\sigma_{cm}] = 80 \text{ МПа}$:

$$\sigma_{cm} = \frac{2 \cdot F_A}{\pi \cdot d_u \cdot b},$$

де $b = 36 \text{ мм}$ - прийнята ширина шарніра;

$$\sigma_{cm} = \frac{2 \cdot 46,875}{3,14 \cdot 12 \cdot 36} = 0,069 \text{ МПа} \ll 80 \text{ МПа.}$$

7) Розміри губок визначають виходячи з розрахунку на контактну міцність:

$$\sigma = 0,418 \sqrt{\frac{2 \cdot P_1 \cdot E_{hab}}{l \cdot d}},$$

де $E_{hab} = \frac{2 \cdot E_\Gamma}{E_\Gamma + E_D}$ - наведений модуль пружності матеріалу губок схвату

й матеріалу деталі;

$$E_\Gamma = 2,14 \cdot 10^5 \text{ МПа (сталь 40Х)},$$

$$E_D = 0,9 \cdot 10^5 \text{ МПа (чавун СЧ15);}$$

$$E_{hab} = \frac{2 \cdot 2,14 \cdot 10^{-5}}{2,14 \cdot 10^{-5} + 0,9 \cdot 10^{-5}} = 1,41 \cdot 10^{-5} \text{ МПа};$$

Отже, ширина губок схвату:

$$l = \frac{2 \cdot 0,418^2 \cdot P_1 \cdot E_{hab}}{d \cdot \sigma^2};$$

де l - ширина губок схвату;

$d = 31$ мм - діаметр деталі;

$\sigma = 650 \text{ МПа}$ - контактна міцність матеріалу губок (сталь 40Х). За емпіричною формулою

$$l = \frac{2 \cdot 0,418^2 \cdot 20,74 \cdot 1,41 \cdot 10^5}{31 \cdot 650^2} = 0,078 \text{ мм.}$$

Такий розмір губок конструктивно занадто малий. Приймаємо $l=55$ мм.

8) Типорозмір двигуна обирається по максимальному зусиллю і переміщенню. Втілити розроблений ЗП можна за допомогою пневмодвигунів SAMOZZI. Згідно з розрахунками обираємо SAMOZZI QP2A012A025.

Проектування схвату завершується компоновкою функціональних елементів на корпусі і оцінкою інерційних параметрів.

Оскільки всі зазначені параметри взаємозалежні й істотно залежать від ККД η механізму, при розрахунку ЗП нерідко використовують метод послідовних наближень, тобто пункти 1-8 треба виконувати циклічно декілька разів. Для зменшення помилок у розрахунках запропоновано скористатися можливостями Mathcad. На рис. 4 наведено розрахунок параметрів ЗП у середовищі Mathcad. У таблиці 2 наведено результати розрахунків для губок з різним кутом нахилу.

Висновки. Пакет прикладних програм Mathcad дозволяє розрахувати сили й моменти, що діють на ланки кінематичної схеми захватного пристрою. Для отриманих результатів можна обрати тип двигуна та визначити конструктивні параметри ЗП. Методом послідовних наближень з використанням Mathcad уточнюється характеристики елементів конструкції схвату ПР.

Mathcad дозволяє провести моделювання різних законів руху маніпулятора з навантаженням або в режимі холостого ходу. Аналіз результатів моделювання дозволяє оцінити:

- точність позиціонування ЗП,
- залежність помилки позиціонування ЗП від характеру навантаження

й закону руху.

Результати моделювання можуть бути представлені у вигляді таблиць і графіків, які можна імпортувати в документи й презентації.

Наведено розрахункові приклади підтвердjuвальну доцільність і ефективність використання пакета прикладних програм Mathcad для рішення даного типу завдань.

```

Mathcad Professional - [Ащепкова_Капера_Яковлев_статья.mcd]
Файл Редактирование Просмотр Вставка Формат Математика Символика Окно Помощь
Normal Arial 10 B I U
.Umova g := 9.81
.detal_chavun_ch15 Ed := 0.9 d := 31 m := 1.4 a := 5
.shamir_stal45 b := 36 r1 := 120 sigma1 := 80
.gubka_stal40X h1 := 80 h2 := 100 alpha := 2pi/18 sigma_g := 650 Eg := 2.14
p := 0.4 eta := 0.85

Rozrahunok
K1 := 0.5 K2 := 2

Sila
P1 := m·(g + a)·K1·K2 F := P1·h2 / (h1·cos(alpha)) P2 := 2·F·sin(alpha)
FAx := F·sin(alpha) FAy := P1·(1 + h2/h1) FA := sqrt(FAx^2 + FAy^2)

.Pnevmoциліндр
D := sqrt(4·P2 / (0.75·pi·p·eta)) Dp := 12 Q := 0.785·Dp^2·p·eta

Shamir
ds := sqrt(4·FA / (pi·r1)) ds1 := 12 sigma21 := 2·FA / (pi·ds1·b)

.Gubki
En := 2·Eg / (Eg + Ed) l := (2·0.418^2·P1·En) / (d·sigma_g^2)

.Resultat
alpha = 0.349 h1 = 80 h2 = 100
P1 = 20.734 F = 27.581 FAx = 9.433 FA = 47.596
P2 = 18.866 FAy = 46.651
D = 9.706 Dp = 12 Q = 38.434
ds = 0.711 ds1 = 12 sigma21 = 0.07
l = 7.788 x 10^-7

```

Рис. 4. Розрахунок параметрів захватного пристрою у середовищі Mathcad

Таблиця 2 - Результати розрахунків захватного пристрою для губок з різним кутом нахилу

$\alpha=10^\circ$	Resultat
	$\alpha = 0.175 \quad h1 = 80 \quad h2 = 100$
	$P1 = 20.734 \quad F = 26.317 \quad FAx = 4.57 \quad FA = 46.875$
	$P2 = 9.14 \quad FAy = 46.651$
	$D = 6.755 \quad Dp = 12 \quad Q = 38.434$
	$ds = 0.705 \quad ds1 = 12 \quad sigma21 = 0.069$
	$l = 7.788 \times 10^{-7}$

$\alpha=20^\circ$	Resultat $\alpha = 0.349 \quad h1 = 80 \quad h2 = 100$ $P1 = 20.734 \quad F = 27.581 \quad FAx = 9.433 \quad FA = 47.596$ $P2 = 18.866 \quad \quad \quad FAy = 46.651$ $D = 9.706 \quad Dp = 12 \quad Q = 38.434$ $ds = 0.711 \quad ds1 = 12 \quad \sigma21 = 0.07$ $1 = 7.788 \times 10^{-7}$			
$\alpha=30^\circ$	Resultat $\alpha = 0.524 \quad h1 = 80 \quad h2 = 100$ $P1 = 20.734 \quad F = 29.927 \quad FAx = 14.963 \quad FA = 48.993$ $P2 = 29.927 \quad \quad \quad FAy = 46.651$ $D = 12.224 \quad Dp = 12 \quad Q = 38.434$ $ds = 0.721 \quad ds1 = 12 \quad \sigma21 = 0.072$ $1 = 7.788 \times 10^{-7}$			

Бібліографічні посилання

1. Юревич Е. И. Основы робототехники / Е. И. Юревич. – СПб.: Питер, 2005. – 252 с.
2. Механика промышленных роботов. Кн..1. Кинематика и динамика: учеб. пособие / Е. И. Воробьев, С. А. Попов, Г. И. Шевелёва. / под. ред. К. В. Фролова, Е. И. Воробьева. – К.: Вища школа, 1988. – 304 с.
3. Бурдаков С. Ф. Проектирование манипуляторов промышленных роботов и роботизированных комплексов / С. Ф. Бурдаков, В. А. Дьяченко, А. Н. Тимофеев // М.: Высшая школа, 1986. – 264 с.
4. Шахинпур М. Курс робототехники. Пер. с англ. / М. Шахинпур. –М.: Мир, 1990.–527 с.
5. Ащепкова Н. С. Моделирование и кинематический анализ кривошипно -шатунного механизма / Н. С. Ащепкова // Вісник НТУ “ХПІ”. – Харків: НТУ “ХПІ”. – 2014. – № 62. – С. 3–12.
6. Эйзеншпис А. А. MathCad 2000. Руководство пользователя / А. А. Эйзеншпис – М. : ДМК Пресс. – 2001. – 570 с.
7. Кудрявцев Е. М. Mathcad 2000 Pro , Е. М. Кудрявцев – М.: ДМК Пресс. – 2001. – С. 530–540.

УДК 532.5.01

В. Ю. Шевцов¹, Д. Е. Смоленський², Д. С. Назаренко²,
В. О. Таран², А. В. Дмитренко²

¹Дніпропетровський національний університет ім. О.Гончара

²Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне»

ЧИСЕЛЬНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ГІДРОДИНАМІЧНИХ ПРОЦЕСІВ В БАЦІ ПРИ ОПОРОЖНЕННІ

Чисельне моделювання складних гідродинамічних процесів у баці – важливий етап перед їх експериментальним відпрацюванням. Підтвердження коректності параметрів чисельного розрахунку представлено порівнянням з експериментом для деяких характерних розрахункових випадків.

Ключові слова: бац, гідродинамічний процес, чисельне моделювання.

Численное моделирование сложных гидродинамических процессов в баке – важный этап перед их экспериментальной отработкой. Подтверждение корректности параметров численного расчета представлено сравнением с экспериментом для нескольких характерных расчетных случаев.

Ключевые слова: бак, гидродинамический процесс, численное моделирование.

Numerical modeling of complicated hydro-dynamic processes in the tank is an important phase before their experimental development. Confirmation of numerical solution parameters correctness is presented by comparison with experiment for several typical design cases.

Key words: tank, hydrodynamic process, numerical solution.

Вступ. Забірний пристрій (ЗП) є одним з найважливіших елементів паливного бака та системи подачі компонентів палива до рідинного ракетного двигуна (РРД) і має забезпечити максимальну віддачу компонента палива з бака без порушення суцільності потоку. Кількість компонента палива, що залишається в баку на момент прориву газу наддуву у витратну магістраль (ВМ), називається гіdraulічним залишком компонента палива. Цей залишок входить в кінцеву масу ракети. Зменшення його є суттєвим вдосконаленням пневмогіdraulічної системи подачі (ПГСП), оскільки сприяє збільшенню дальності польоту або маси корисного вантажу.

До ЗП пред'являють ряд вимог, пов'язаних зі специфікою їх роботи в ПГСП РРДУ [1]:

– забезпечення мінімального гіdraulічного залишку компонентів палива в баці, що особливо важливо для баків останніх ступенів ракет і космічних апаратів;

– забезпечення рівномірного опускання рівня рідини в баці при роботі двигунної установки (ДУ);

- запобігання воронкоутворення;
- досягнення мінімально можливих значень гіdraulічного опору на ЗП і вході у ВМ, що сприяє зниженню маси системи наддуву баків;
- забезпечення високих антикавітаційних характеристик;
- зниження маси конструкції ЗП;
- спрощення технологічності конструкції, надійність;
- забезпечення спільно з іншими внутрішньобаковими пристроями (ВБП) надійного забору компонентів палива при повторному запуску ДУ КА в умовах невагомості і знакозмінних навантаженнях.

Забірний пристрій забезпечує подачу компонента палива в маршевий двигун з вмістом газових включень, що є припустимим протягом всього польоту З-го ступеню.

Для підтвердження характеристик забірних пристройів проводиться їх експериментальне відпрацювання. Одним із основних видів випробувань ЗП є визначення залишку компонента палива в динамічних умовах.

У зв'язку з відсутністю методик точного аналітичного розрахунку гідродинамічних процесів в баках ракет-носіїв (РН), а також з появою потужної обчислювальної техніки, в даний час при проектуванні ракетної техніки стає актуальним використання систем чисельного моделювання. При варіюванні різними параметрами, за допомогою чисельного моделювання легко визначити оптимальний варіант, а також значно зменшити обсяг експериментального відпрацювання, якщо для характерних розрахункових випадків чисельні розрахунки підтверджуються.

В роботі пропонується методика визначення залишку невикористаного палива в баці окислювача з урахуванням коливань при витраті компонента із заданою витратою. В даній роботі проведено аналіз забірного пристрою паливного баку РН. Для дослідження був обраний бак сферичної форми з центральним забірним пристроєм. Таку конструкцію часто використовують для бака окислювача. Забірний пристрій являє собою таріль із профільованим входом у ВМ, а також встановлений над нею сітчастий розподілювач із стільниковими накопичувачами. 3D модель нижньої частини бака представлена на рисунку 1.



Рисунок 1 – 3D модель бака

Постановка задачі. Математична модель представлена у вигляді розрахункової області нижньої частини бака окислювача 3-ї ступені з забірним пристроєм.

У математичній моделі прийняті наступні допущення і спрощення в порівнянні з натурним виробом бака:

- 1) для зменшення розміру розрахункової сітки і часу чисельного розрахунку стільникові накопичувачі замінені набором вертикальних ребер;
- 2) сітчастий розділювач змодельований піддоменом з розрахунковою моделлю «пористе середовище», що має коефіцієнт гіdraulічного опору, відповідаючий натурному;
- 3) для зменшення часу розрахунку математична модель бака замінена половиною бака, симетричною відносно вертикальної площини, що має граничну умову «симетрія».

Чисельне моделювання проведено для двох розрахункових випадків:

- 1) визначення залишку окислювача в статичних умовах;
- 2) визначення залишку окислювача в динамічних умовах.

Об'єм заправки бака – 131 л.

Початковий рівень рідини – 260 мм.

Коефіцієнт опору сітки – 5.

Властивості окислювача наведені в табл. 3.1

Таблиця 3.1 Властивості окислювача

Щільність, кг/м ³	Кінематична в'язкість, м ² /с	Поверхневий натяг, Н/м	Динамічна в'язкість, кг/м·с
669	$0,53 \cdot 10^{-6}$	$16,6 \cdot 10^{-3}$	$0,355 \cdot 10^{-3}$

Діаметр витратної магістралі $d_0 = 60$ мм.

Об'ємна витрата окислювача для розрахункового випадку №1 $Q_{ct} = 11,3$ л/сек.

Об'ємна витрата окислювача для розрахункового випадку №2 $Q_{din} = 11,22$ л/сек.

Для розрахункового випадку №1 бічне прискорення бака відсутнє.

Для розрахункового випадку №2 графік зміни бічного прискорення у часі наведено на рисунку 2 [2].

$a_0, \text{ м/с}^2$

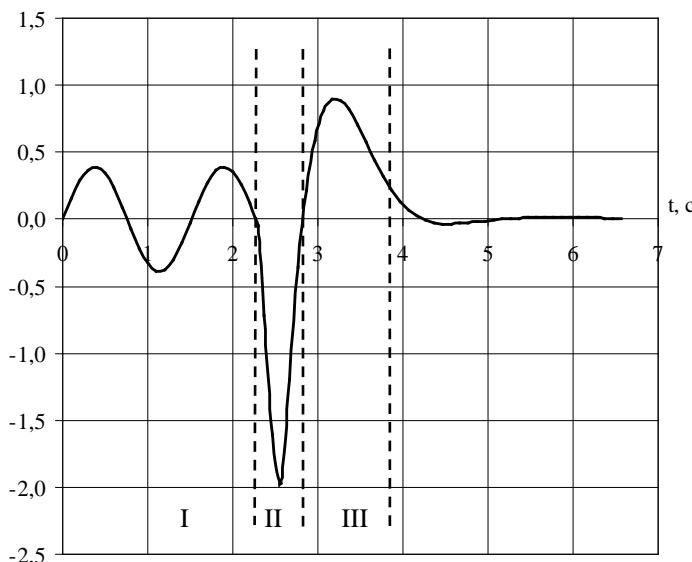


Рисунок 2 – Графік зміни бічного прискорення

Графік бічного прискорення бака розбитий на 3 розрахункові ділянки, на кожній з яких закон зміни бічного прискорення змодельований гармонійними коливаннями:

$$a(t) = a_0 \cdot \sin(\omega \cdot t), \quad \omega = 2\pi \cdot f, \quad f = \frac{1}{T},$$

де a_0 – амплітуда коливань; ω – кругова частота коливань; f – частота коливань; T – період коливань; t – поточний час.

Витрата окислювача прийнята постійною у часі. Початок витрат – на початку II ділянки.

Після завершення коливань всіх 3-х ділянок, прийнято, що коливання бака відсутні, а витрата триває постійною до прориву газу в ЗП.

На рисунку 3 наведено загальний вид розрахункової області з граничними умовами.

Границя умова "Opening" – вільний вхід/вихід (відносний тиск дорівнює 0).

Границя умова "Symmetry" – симетрія (нормальні швидкості дорівнюють 0, нормальні градієнти всіх змінних дорівнюють 0).

Границя умова "Outlet" – вихід (задана нормальна швидкість рідини).

Границя умова "Wall" – стінка.

"Porous Domain" – домен з розрахунковою моделлю "пористе середовище" (заданий коефіцієнт опору в напрямку осі Y).

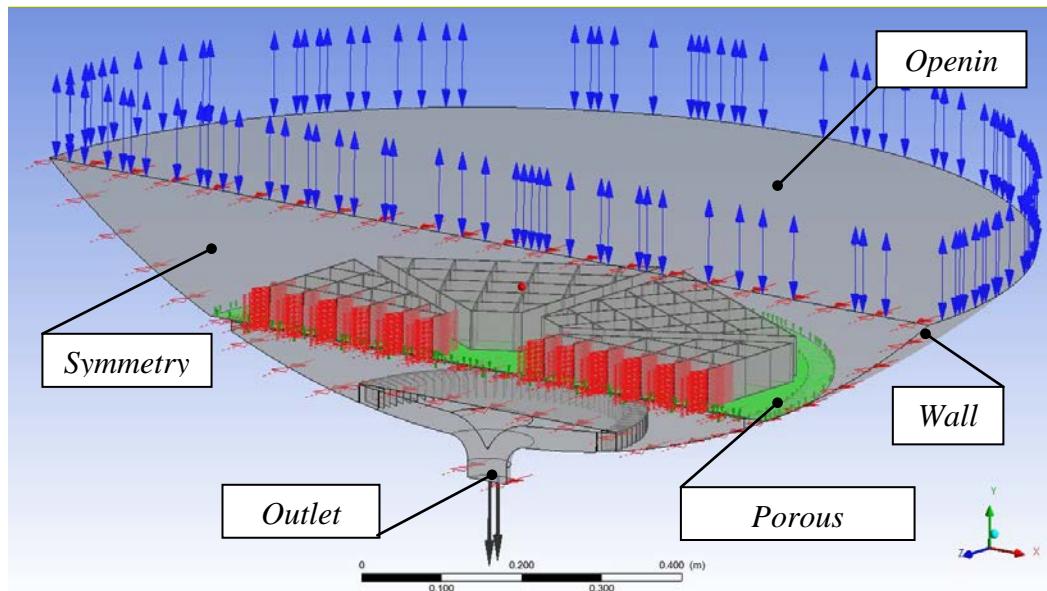


Рисунок 3 – Загальний вид математичної моделі з граничними умовами

Чисельна методика. Моделювання гідродинамічного процесу проведено методом кінцевих елементів із використанням програми ANSYS CFX. Побудова розрахункової сітки проводилась згідно з рекомендаціями, наведеними в [3]. Модель розрахунку – багатофазна з вільною поверхнею. Тип аналізу – Transient (нестаціонарний).

Результати розрахунків.

- 1) Залишок окислювача в статичних умовах.

В результаті проведених розрахунків для розрахункового випадку №1 залишок окислювача після прориву газу в забірний пристрій становить $0,00737 \text{ м}^3$, тобто 7,37 л.

На рисунку 4 приведена форма вільної поверхні рідини в момент прориву газу в забірний пристрій для розрахункового випадку №1.\

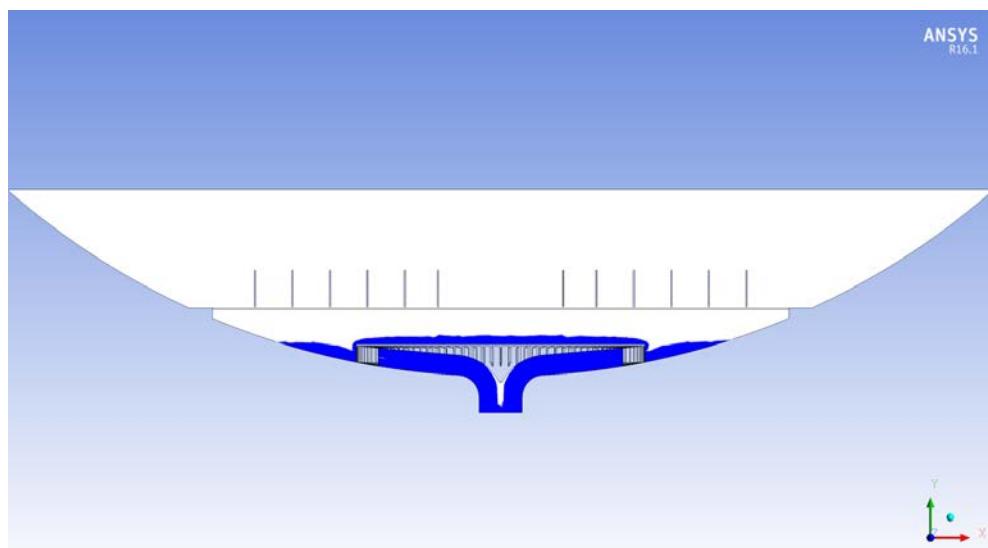


Рисунок 4 – Розрахунковий випадок №1

2) Залишок окислювача в динамічних умовах.

В результаті проведених розрахунків для розрахункового випадку №2 залишок окислювача після прориву газу в забірний пристрій становить $0,00846 \text{ м}^3$, тобто 8,46 л.

На рисунку 5 приведена форма вільної поверхні рідини в момент прориву газу в забірний пристрій для розрахункового випадку №2.

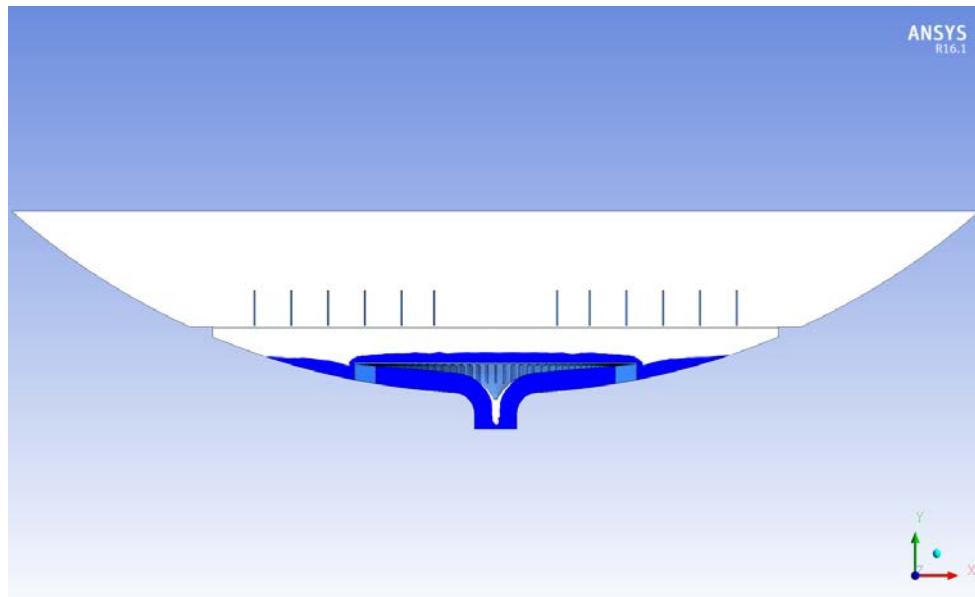


Рисунок 5 – Розрахунковий випадок №2

На рисунку 6 показана максимальна амплітуда коливань рідини. Максимальна амплітуда коливань рідини становить 5,4 градусів.

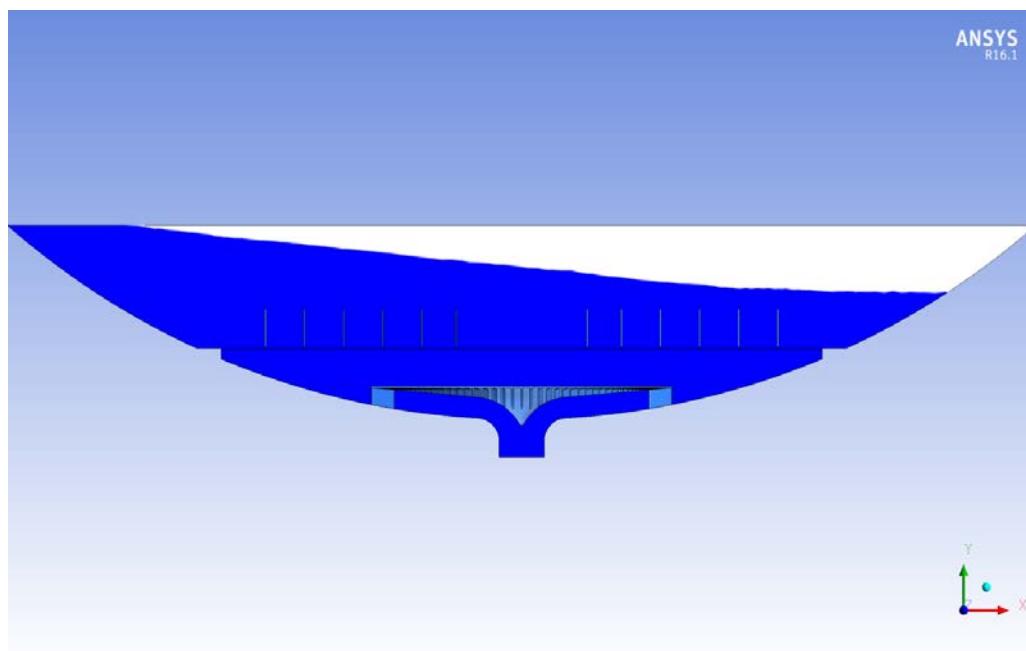


Рисунок 6 – Максимальна амплітуда коливань рідини

Порівняльний аналіз результатів експерименту і чисельного розрахунку для наочності подано у вигляді таблиці для двох розрахункових випадків:

Таблиця 1 Порівняльний аналіз результатів

Результат експерименту	Результат розрахунку
<i>Розрахунковий випадок №1</i>	
Залишок окислювача в статичних умовах	
$7,17 \text{ дм}^3$	$7,37 \text{ дм}^3$
<i>Розрахунковий випадок №2</i>	
Залишок окислювача в динамічних умовах	
$7,34 \text{ дм}^3$	$8,46 \text{ дм}^3$
Максимальна амплітуда коливань рідини в динамічних умовах	
$4,8^\circ$	$5,4^\circ$

Висновки. Для вирішення задачі гідродинаміки рідких компонентів палива у паливній ємності при заданій витраті палива, наявності поперечних коливань бака і поздовжнього прискорення, побудована математична модель поведінки рідини в баці з забірним пристроєм, змодельований гідродинамічний процес за допомогою методу кінцевих елементів і проведений чисельний розрахунок.

Для верифікації отриманих результатів проведено порівняння з експериментальними даними, отриманими під час проведення випробувань паливного баку окислювача апогейної ступені ракети-носія в умовах поперечних збурень.

Похибка для розрахункового випадку №1 (залишок окислювача в статичних умовах) складає 2,8%, а для розрахункового випадку №2 (залишок окислювача в динамічних умовах) – 15,3%.

Результати розрахунків показали, що параметри, що були обрані для комп’ютерного моделювання є задовільними на етапі проектних розрахунків.

Для зменшення похибки чисельного розрахунку можна збільшити кількість елементів розрахункової сітки, але це призведе до значного збільшення тривалості розрахунку.

Бібліографічні посилання

1. Автономная экспериментальная отработка агрегатов и систем пневмогидросистемы подачи ЖРДУ / В.Г. Василина, Г.И. Ильин, В.Ф. Несвит, В.И. Перлик. – Учеб. пособие. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2005. – 131 с.
2. Ракета космического назначения «Циклон-4». Технический отчет. Экспериментальная отработка по подтверждению остатка окислителя третьей ступени РН «Циклон-4» в динамических условиях.

3. Инженерный анализ в ANSYS Workbench: Учеб. пособ. / В.А. Бруяка, В.Г. Фокин, Е.А. Солдусова, Н.А. Глазунова, И.Е. Адеянов. – Самара: Самар. гос. техн. ун-т, 2010. – 271 с.: ил.

Надійшла до редколегії 30.05.2016

УДК 532.595:532.59

О. В. Колесніченко

Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара

**ДОСЛДЖЕННЯ ПОВЕДІНКИ ПАЛИВА В ТОРОІДАЛЬНИХ БАКАХ
ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ В УМОВАХ ДЇ ЗМІННОГО
ПОЛЯ МАСОВИХ СИЛ**

У роботі пропонується підхід до створення математичних моделей гідродинамічних процесів в тороїdalьних баках космічних літальних апаратів і верхніх ступенях ракет-носіїв зі складною конструкцією демпферів.

Ключові слова: космічний літальний апарат, демпфери, рідке паливо, баки, невагомість.

В работе предлагается подход к разработке математических моделей гидродинамических процессов в торoidalных баках космических летательных аппаратов и верхних степенях ракет-носителей со сложной конструкцией демпферов.

Ключевые слова: космический летательный аппарат, демпферы, жидкое топливо, баки, невесомость.

The paper proposes an approach to the development of mathematical models of hydrodynamic processes in toroidal tanks of spacecraft and upper degrees of launch vehicles with complex dampers construction.

Keywords: spacecraft , dampers , fuel oil tanks , weightlessness.

У теперішній час майже неможливо уявити галузі промисловості, де не застосовуються технології, пов'язані з використанням різних за призначенням космічних літальних апаратів (КЛА). Кількість КЛА, що виконують різноманітні завдання дослідницького, військового та народногосподарського характеру у космічному просторі постійно збільшується. Але зростає не тільки кількість, а й вимоги до якості їх роботи. Тому системи, що використовуються на них повинні відповідати сучасним вимогам і технологіям, бути здатними як можна

© О.В. Колесніченко, 2016

швидше виконувати команди, у тому числі пов'язані зі зміною їх в орієнтації та місцезнаходженням. На разі це було б неможливо без застосування сучасних досягнень науки та технологій.

Космічний літальний апарат являє собою симбіоз складних систем і конструкцій на які впливають різноманітні аспекти та особливості космічного польоту. Деякі з цих аспектів ще недостатньо вивчені. Наприклад - залишок не забору палива в баках, забезпечення суцільності потоку палива в умовах практичної невагомості, поведінка компонентів палива в баках у змінному полі масових сил та таке інше, що пов'язане з надійністю повторного запуску та безвідмовою роботою двигунів КЛА при виконанні польотного завдання.

Необхідність вивчення поведінки рідини в баках КЛА на разі є актуальним аспектом при проектуванні цих складних систем. Знаходячись в умовах невагомості, космічні апарати повинні багаторазово вмикати маневрові або маршові двигуни, що викликає появу різноспрямованих силових навантажень, що діють не тільки на конструкцію цих апаратів, але і на компоненти палива. Змінюючись за напрямком та величиною ці навантаження збурюють рідину в баках, що викликає, у свою чергу, багато проблем. Силові навантаження що діють на КЛА повинні бути враховані як можна точніше, щоб мати змогу отримати адекватну модель поведінки рідини в різних умовах функціонування цих систем, в тому числі в умовах зниженої гравітації.

Аналізуючи вимоги, що висуваються до систем подачі компонентів палива КЛА, які функціонують в умовах зниженої гравітації, можна зробити висновок, що для забезпечення суцільності потоку компонентів палива обов'язковим є застосування спеціальних конструктивних елементів які не дозволяють газу наддуву потрапляти з баку до зливної магістралі. Одним з найбільш перспективних шляхом у вирішенні цієї проблеми вважається застосування систем забезпечення суцільності палива (СЗСП) капілярного типу [1]. Дуже актуальними, на разі, є розробки СЗСП з застосуванням, так званих, сітчастих фазороздільників (СФР). За своїми конструктивними особливостями вони можуть бути дуже різноманітними. Але найчастіше це порожнини перед зливною магістраллю закриті тканою металевою сіткою [9,11]. Від розміру та форми порожнин, товщини самої сітки та її осередків залежать властивості потоку палива, його суцільність та ефективність застосування СФР. Окрім того на властивості потоку впливають багато інших факторів (напрям та величина зовнішніх силових імпульсів, конфігурації баку та його арматури, фізико-хімічні властивості палива та інше). Математичні моделі цих процесів та відповідні чисельні розрахунки мають завжди приблизний характер, що суттєво впливає на достовірність отриманих результатів.

З огляду на те, що КЛА функціонують в умовах зниженої гравітації, найчастіше використовують підвісні баки тороїдальної або сферичної форми. Тому дослідженням поведінки компонентів палива в баках саме такої форми приділяється багато уваги. Математичні моделі цих процесів і алгоритми чисельних розрахунків з використанням диференційних рівнянь Нав'є-Стокса, дуже складні та дають лише наближені результати [5,6,10]. Інший шлях у

вирішенні цієї проблеми - це створення фізичної моделі процесу, тобто експериментальної установки та умов, які враховують усі діючі на КЛА фактори при його орбітальному руху. Цей шлях потребує значних матеріальних витрат.

Найбільш прийнятним є створення геометрично подібною моделі і проведення за її допомогою експериментальних досліджень, які частково моделюють функціонування КЛА у реальних умовах польоту. На основі отриманих результатів експериментів та математичної моделі процесу розробляється методика інженерного розрахунку, яка з достатньо високим ступенем точності описує динаміку компонента палива у баках відповідної геометрії при значно менших матеріальних витратах.

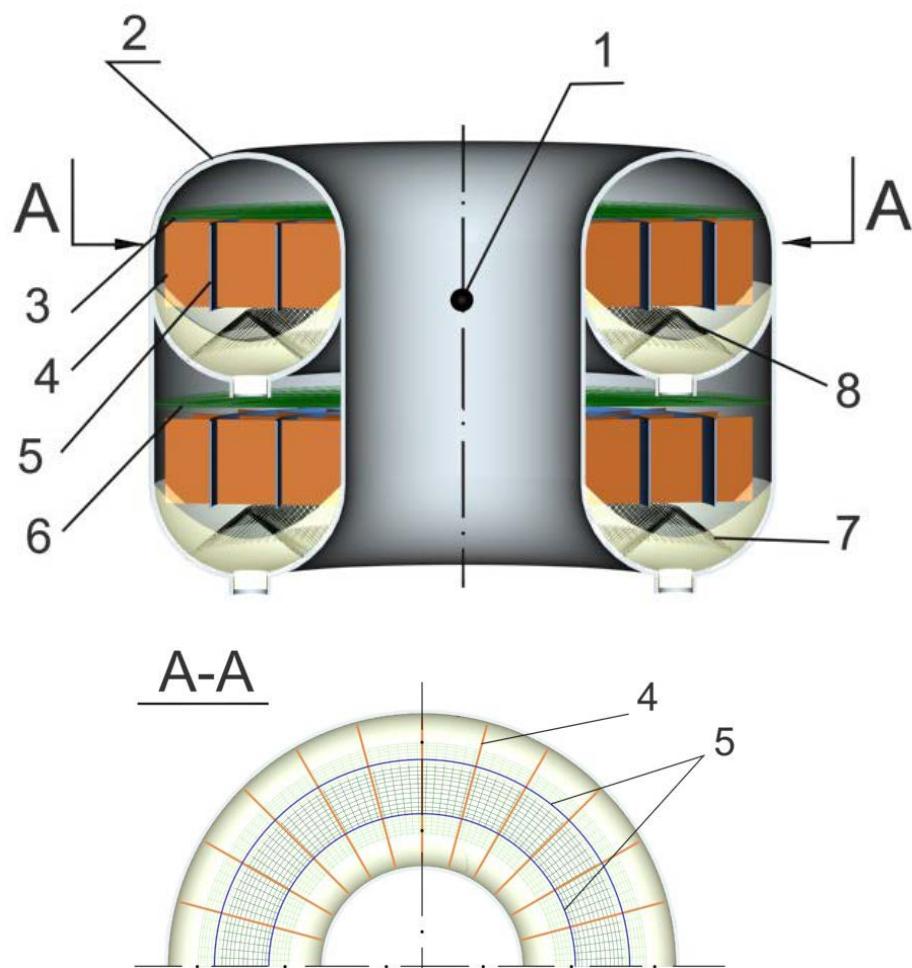
Прикладом такого підходу при дослідженнях динаміки палива у порожніх паливних баків під дією зовнішніх силових імпульсів може бути коливання пального і окислювача в баках третього ступеня ракети-носія „Циклон-3”, принципова схема яких наведена на рис.1. Баки окислювача і пального мають тороїдальну форму і практично ідентичні один одному за геометрією та системою демпферів. Ця система складається з двадцяти чотирьох радіальних 4 і двох кільцевих 5 перегородок для кожного баку (рис.1). Над і під цими перегородками розташовані нижні 8,7 і верхні 3,6 СФР баків окислювача і пального, відповідно.

Для оптимального проектування системи керування КЛА необхідно мати достовірну інформацію про значення силового імпульсу, який виникає внаслідок переміщень компонентів палива в баках ступеню. Враховуючи складну геометрію баків і не менш складну систему демпферів, чисельний розрахунок руху рідини у цьому випадку потребує експериментального підтвердження. На етапі виведення корисного вантажу на робочу орбіту система демпфування повинна забезпечувати лінійні коливання палива в баках літального апарату на всіх ступенях і, відповідно, аналіз переміщення компонентів палива в баках літального апарату проводиться за допомогою спрощеної, лінійної математичної моделі гідродинамічного процесу. Амплітуда коливань палива в баках не повинна перевищувати 10% від радіусу баків [7].

На етапі орбітального руху КЛА в умовах дії змінного поля масових сил динаміка палива не може бути описана за допомогою лінійної математичної моделі [3]. З урахуванням складної конструкції внутрішньо бакової арматури (рис.1) у цьому випадку достовірну математичну модель процесу можна отримати тільки введенням нелінійного коефіцієнту демпфування, значення якого можливо отримати тільки експериментальним шляхом [4]. Крім того, на динаміки палива суттєво впливають коливання конструктивних елементів КЛА, які обумовлені зовнішніми силовими навантаженнями [2].

Розробка і виготовлення повномасштабної експериментальної моделі паливних баків і проведення на неї експериментальних досліджень пов’язана зі значними матеріальними витратами і на етапі ескізного проектування не є оптимальною. Більш доцільніше проведення експериментів на зменшений, геометрично подібній моделі з подальшим перерахуванням отриманих

результатів на натурні баки за відповідною методикою [8]. Подальше уdosконалення математичної моделі процесу з урахуванням отриманих експериментальних даних дозволяє створити відповідну інженерну методику розрахунку рівня ефективності системи демпфування на етапі ескізного проектування нового виробу.



**Рис. 1. Принципова схема баків третього ступеня
ракети-носія «Циклон -3»:**

- 1 - центр мас ступеня ;
- 2 - оболонка баку ;
- 3 - верхній сігчастий фазороздільник баку окислювача ;
- 4 - радіальні демпфери ;
- 5 - кільцеві демпфери ;
- 6 - верхній сігчастий фазороздільник баку пального ;
- 7 - нижній сігчастий фазороздільник баку пального ;
- 8 - нижній сігчастий фазороздільник баку окислювача .

Таким чином, створення достовірних математичних моделей гідродинамічних процесів в баках КЛА тороїдальної форми зі складною конструкцією демпферів можливо тільки шляхом розробки фізичної моделі

відповідного процесу, проведенням експериментальних досліджень і отриманням необхідних експериментальних даних. Це дозволяє суттєво спростити і водночас удосконалити математичні моделі, досягти достатньо високого рівня достовірності результатів інженерних розрахунків, оптимізувати конструкцію паливних баків КЛА на етапі ескізного проєктування.

Бібліографічні посилання

1. Багров, В. В. Капиллярные системы отбора жидкости из баков космических летательных аппаратов [Текст] / В. В. Багров, А. В. Курпатенков, В. М. Поляев и др.; под. ред. В. М. Поляева. - М: УНПЦ «ЭНЕРГОМАШ», 1997. - 328 с.
2. Башлий И. Д. Определение напряженно-деформированного состояния конструкции космической ступени жидкостной ракеты-носителя при продольных колебаниях / И. Д. Башлий // Техническая механика. - 2014. - № 1. - С. 26-36.
3. Горелова К.В. Моделирование вынужденных колебаний свободной поверхности в баках космических летательных аппаратов / К.В. Горелова // Восточно-европейский журнал передовых технологий. Серия «Прикладная физика и материаловедение». - Харьков, 2013. - Вып. №5. - С. 23-32.
4. Горелова К.В. Моделирование движения жидкости в баках цилиндрической формы / К. В. Горелова // Збірник наукових праць Харківського університету повітряних сил. - 2013. - №3(36). - С. 151-154.
5. Дорожкин Н.Я. Некоторые результаты экспериментального исследования колебаний жидкости в полостях с радиальными и кольцевыми ребрами // Сб. «Динамика упругих и твердых тел, взаимодействующих с жидкостью» - Томск, ТомГУ 1972.- С. 93 - 109.
6. Макарова А.С. К вопросу об определении коэффициента демпфирования колебаний жидкости в сосуде с перегородками // Решение прикладных задач математической физики и дискретной математики. Днепропетровск, ДГУ, 1987 - С. 152 - 156.
7. Мишишев Г.Н. Экспериментальные методы в динамике космических аппаратов / Мишишев Г.Н. – М.: Машиностроение, 1978. – 262 с.
8. Шарп Дж. Гидравлическое моделирование / Шарп Дж; пер. с англ. Л.А. Яскина – М.: Мир, 1984. – 280 с.
9. DeBrock, S.C. Capillary propellant management for integrated primary and secondary propulsion systems [Text]/ S.C. DeBrock, R.K. Grove // Journal of Spacecraft and Rockets. - 1975 - Vol.12, № 5. - P. 261-270.
10. Meserole J.S. Slosh dynamics in a toroidal tank / J.S.Meserole, A.T.Fortini // AIAA Paper. - 1986. - № 1717. - 28 p.
11. Rollins J.R. Twenty-three years of surface tension propellant management system design, development, manufacture, test and operation [Text]/ J.R. Rollins // AIAA Paper. - 1986. - №.86-833. - 9 p.

Надійшла до редколегії 10 червня 2016 р.

УДК 532.525

В.И.Елисеев*, В.И.Луценко*, Ю.П.Совит**

Институт геотехнической механики НАН Украины*
Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара**

НЕКОТОРЫЕ ВОПРОСЫ УСТОЙЧИВОСТИ И СУЩЕСТВОВАНИЯ ТОНКИХ ПЛЕНОК ЖИДКОСТИ

У зв'язку з розвитком нанотехнологій все більшу увагу набувають поверхневі явища, які проявляються у взаємодії різних фаз. Плівки рідин є одним із об'єктів постійного наукового інтересу, оскільки поверхневі явища можуть добре спостерігатись і використатись у розвитку технологій. Багато цих ефектів пов'язано як із фізичною структурою рідини, так і з силовою взаємодією плівки з твердою поверхнею та газовим середовищем. В даній роботі розглядається стійкість плівок рідини при наявності ПАР з урахуванням ван-дер-Ваальсових сил з підкладкою. Урахування цих факторів має великий науковий інтерес, оскільки вони значною мірою визначають розвиток процесів просочення, зневоднення дисперсних і пористих тіл, а також інші капілярні явища. У роботі показані різні ситуації, які виникають у плівках у залежності від її положення та товщини.

Ключові слова: плівка, стійкість, ПАР, стала Гамакера, капілярні хвилі.

В связи с развитием нанотехнологий все большее внимание приобретают поверхностные явления, которые проявляются во взаимодействии различных фаз. Пленки жидкостей являются одним из объектов постоянного научного интереса, т.к. поверхностные явления могут хорошо наблюдаться и использоваться в развитии технологий. Многообразие этих эффектов связано, как с физической структурой жидкости, так и с силовым взаимодействием пленки с твердой поверхностью и газовой средой. В данной работе рассматривается устойчивость пленок жидкости при наличии ПАВ и с учетом ван-дер Ваальсовых сил с подложкой. Учет этих факторов представляет большой научный интерес, т.к. они в значительной степени определяют развитие процессов пропитки, обезвоживания дисперсных и пористых тел и другие капиллярные явления. В работе показаны различные ситуации, возникающие в пленках в зависимости от ее положения и толщины.

Ключевые слова: пленка, устойчивость, ПАВ, постоянная Гамакера, капиллярные волны.

In connection with the development of nanotechnology increasing attention acquire surface phenomena that occurs in the interaction of the different phases. Liquid films are one of the permanent scientific interest objects since surface phenomena may well be seen and used in the technology development. The diversity of these effects is connected with the physical structure of the liquid and film to force interaction with the solid surface and the gas medium. In this paper we consider the stability of the liquid film in the presence of the surfactant and in view of the van der Waals forces to the substrate. Consideration of these factors is of great scientific interest because They largely determine the development of the impregnation dehydration process of disperse and porous bodies and other capillary phenomena. The paper shows the different situations that arise in the films depending on its position and thickness.

Keywords: film, stability, surfactant, Hamaker constant, capillary waves

Введение. Пленки жидкости играют важную роль в тепломассообменных процессах. Они представляют интерес и в процессах обезвоживания, пропитки и вытеснения в дисперсных средах. Движение пленок сопровождается возникновением волн на ее поверхности, динамика которых связана с геометрическими характеристиками самих пленок. Устойчивость, образование и движение поверхностных волн является большим и хорошо развитым разделом гидродинамики, например [1, 2, 3]. Интерес к этой области в настоящее время не ослабевает, т.к. раскрываются новые закономерности, например, связанные с эффектами Марангони и с явлениями самоорганизации [6], а также с некоторыми новыми технологиями или с повышением эффективности старых методов и приемов. Динамика поверхностных волн в значительной степени связана с толщиной пленки. Для относительно толстых пленок характерно возникновение гравитационно-капиллярных волн, с образованием солитонов. С уменьшением толщины появляются вязкие эффекты, влияющие на скорости распространения волн. С дальнейшим уменьшением толщины начинают проявляться поверхностные эффекты, связанные с градиентами температур и концентрациями растворенных в жидкости компонентов. Здесь значительный интерес представляют ПАВы, вносящие существенное отличие в поведение поверхности. Оно связано с тем, что меняется реологическое состояние тончайшего приповерхностного слоя. Для очень тонких пленок существенную роль начинают играть ван-дер Ваальсовы силы, которые в настоящее время учитываются с помощью теории расклинивающего давления [9, 10].

В реальных технологических процессах, практически, имеет место различное состояние пленок; в дисперсных же средах возможно существование очень тонких пленок. Актуальность изучения динамики тонких пленок в настоящее время связано также с развитием нанотехнологий, что представляет широкий спектр задач, в которых могут проявляться различные физико-химические особенности взаимодействия твердых материалов с жидкостями. Таким образом, в теоретическом плане представляет большой интерес составление математических моделей динамики пленок, учитывающих адекватно те или иные эффекты физико-химического и гидродинамического характера. В данной работе в более широком приближении рассмотрены сравнительно простые задачи, затрагивающие существование пленок и их поведения с учетом поверхностных эффектов и межфазового взаимодействия.

Вывод уравнений. Выпишем уравнения движения жидкости [7]

$$\frac{\partial u}{\partial t} + \frac{dU}{dt} + \frac{\partial(u^2)}{\partial x} + \frac{\partial(vu)}{\partial y} = -\frac{\partial p}{\rho \partial x} - g \cos \beta + \nu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right), \quad (1)$$

$$\frac{\partial v}{\partial t} + \frac{dV}{dt} + \frac{\partial(uv)}{\partial x} + \frac{\partial(v^2)}{\partial y} = -\frac{\partial p}{\rho \partial y} - g \sin \beta + v \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} \right), \quad (2)$$

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0, \quad (3)$$

где t - время; x, y - система координат; u, v - проекции скорости, соответственно на оси x, y ; U, V - задающие скорости внешних силовых установок; ρ - плотность жидкости; p - давление; ν - кинематический коэффициент вязкости; g - ускорение свободно падающего тела; β - угол между вертикалью и стенкой. Введя переменные $\zeta = x/L$, $n = y/h$ (L - продольный масштаб, h - толщина пленки) и, положив

$$p = -\rho \left(g \cos \beta + \frac{dU}{dt} \right) L \zeta - \rho \left(g \sin \beta + \frac{dV}{dt} \right) h n + P, \quad (4)$$

получим следующую систему

$$\begin{aligned} & \left(\frac{\partial u}{\partial t} - \frac{h^\bullet}{h} n \frac{\partial u}{\partial n} \right) + \frac{u}{L} \left(\frac{\partial u}{\partial \zeta} - \frac{h'}{h} n \frac{\partial u}{\partial n} \right) + \frac{u}{h} \frac{\partial v}{\partial n} = -\frac{1}{L} \left(\frac{\partial P}{\partial \zeta} - n \frac{h'}{h} \frac{\partial P}{\partial n} \right) + \\ & + \frac{\nu}{h^2} \frac{\partial^2 u}{\partial n^2} + \frac{\nu}{L^2} \left(\frac{\partial}{\partial \zeta} - n \frac{h'}{h} \frac{\partial}{\partial n} \right) \left(\frac{\partial u}{\partial \zeta} - n \frac{h'}{h} \frac{\partial u}{\partial n} \right) \end{aligned}, \quad (5)$$

$$\begin{aligned} & \left(\frac{\partial v}{\partial t} - \frac{h^\bullet}{h} n \frac{\partial v}{\partial n} \right) + \frac{u}{L} \left(\frac{\partial v}{\partial \zeta} - \frac{h'}{h} n \frac{\partial v}{\partial n} \right) + \frac{v}{h} \frac{\partial v}{\partial n} = -\frac{\partial P}{h \rho \partial n} - g + \\ & + \frac{\nu}{h^2} \frac{\partial^2 v}{\partial n^2} + \frac{\nu}{L^2} \left(\frac{\partial}{\partial \zeta} - n \frac{h'}{h} \frac{\partial}{\partial n} \right) \left(\frac{\partial v}{\partial \zeta} - n \frac{h'}{h} \frac{\partial v}{\partial n} \right) \end{aligned}, \quad (6)$$

$$\frac{1}{L} \left(\frac{\partial u}{\partial \zeta} - n \frac{h'}{h} \frac{\partial u}{\partial n} \right) + \frac{\partial v}{h \partial n} = 0. \quad (7)$$

где точка над h - производная по времени; штрих - производная по ζ .

Заменим теперь первый член уравнения (7) осредненной величиной, т.е.

$$\frac{\partial v}{h \partial n} = -\frac{1}{L} \left[\frac{\bar{\partial} \bar{u}}{\partial \zeta} - (u_h - \bar{u}) \frac{\partial h}{h \partial \zeta} \right], \text{ тогда}$$

$$v = -\frac{h}{L} \left[\frac{\partial \bar{u}}{\partial \zeta} - (u_h - \bar{u}) \frac{\partial h}{h \partial \zeta} \right] n, \quad (8)$$

где \bar{u} - средняя по толщине величина скорости; u_h - скорость на поверхности.

Принимая во внимание кинематическое условие на поверхности пленки ($n=1$)

$$v_h = \frac{\partial h}{\partial t} + u_h \frac{\partial h}{L \partial \zeta}, \quad (9)$$

можно записать, что

$$\frac{\partial \bar{u}}{\partial \zeta} + \bar{u} \frac{\partial h}{h \partial \zeta} = -\frac{L}{h} \frac{\partial h}{\partial t} \quad \text{и} \quad v = \left[\frac{\partial h}{\partial t} + u_h \frac{\partial h}{h \partial \zeta} \right] n. \quad (10)$$

Отбросив инерционные члены в уравнения (4) и (5), положим, что

$$P = -\frac{1}{2} \rho h \Phi n^2 + \frac{1}{2} \rho \frac{vh}{L^2} \Lambda n^2 + \Pi(t, \zeta), \text{ где } \Phi = \frac{\partial}{\partial t} \left[\frac{\partial h}{\partial t} + u_h \frac{\partial h}{h \partial \zeta} \right] - \frac{h'}{h} \left[\frac{\partial h}{\partial t} + u_h \frac{\partial h}{h \partial \zeta} \right],$$

$$\Lambda = \left[\left(\frac{\partial}{\partial \zeta} + \frac{h'}{h} \right) \left(\frac{\partial v_h}{\partial \zeta} + \frac{h'}{h} v_h \right) \right] \quad \text{а} \quad \Pi(t, \zeta) \quad \text{не зависящим от поперечной координаты.}$$

Теперь, заменив первый и последний члены в (5) средними величинами, получим следующее простое уравнение

$$\frac{\partial^2 u}{\partial n^2} = -\frac{h^2}{L^2} Sk1 + \frac{h^2}{\nu} \left\{ Sk2 + \frac{\partial \Pi}{L \rho \partial \zeta} - \frac{1}{2L} Sk3n^2 + \frac{\nu}{2L^3} Sk4n^2 \right\}, \quad (11)$$

$$\text{где} \quad Sk1 = \left\{ \frac{\partial}{\partial \zeta} \bar{\Psi} - \frac{h'}{h} [\Psi_h - \bar{\Psi}] \right\}, \quad Sk2 = \left[\frac{\partial \bar{u}}{\partial t} - \frac{h'}{h} (u_h - \bar{u}) \right] + \frac{\partial \Pi}{L \rho \partial \zeta},$$

$$Sk3 = \left[\frac{\partial(h\Phi)}{\partial \zeta} - 2h\Phi \frac{\partial h}{h \partial \zeta} \right], \quad \bar{\Psi} = \overline{\left(\frac{\partial u}{\partial \zeta} - n \frac{h'}{h} \frac{\partial u}{\partial n} \right)}, \quad \Psi_h = \left(\frac{\partial u}{\partial \zeta} - n \frac{h'}{h} \frac{\partial u}{\partial n} \right)_{\zeta=h},$$

$$Sk4 = \left(\frac{\partial}{\partial \zeta} - 2 \frac{h'}{h} \right) (h\Lambda).$$

Влияние поверхностно-активных веществ на динамику пленок. Это уравнение можно легко проинтегрировать при соответствующих граничных условиях. С помощью граничных условий на поверхности можно моделировать целый спектр интересных явлений, в частности, влияние ПАВ на динамику

пленок [5], эффекти Марангони [6]. Будем рассматривать толщины пленок в широком диапазоне от 1 мм и до тонких менее 1 мкм, какие могут образовываться в поровых каналах, например при пропитке. Согласно современным представлениям влияние ПАВ ограничивается тонким приповерхностным слоем, поэтому математически это учитывается в виде скачков нормальных и касательных напряжений [4] на границах раздела двух сред: $p_n^I - p_n^{II} = p_n^\Sigma = L^{-2} \Sigma h''$, $p_t^I - p_t^{II} = p_t^\Sigma = L^{-1} \partial \Sigma / \partial \zeta$. В соответствии с [5] примем, что $\Sigma = \sigma + L^{-1} E_S h' + L^{-1} \mu_S h''$ (σ - поверхностное натяжение, E_S - модуль поверхностной упругости, μ_S - дилатационная поверхностная вязкость, которые будем считать постоянными), вследствие этого для касательных напряжений

$$p_t^\Sigma = L^{-2} (E_S h'' + \mu_S h''') . \quad (12)$$

В работе [8] приведены некоторые данные об этих параметрах, показаны влияние поведения поверхности при сжатии-растяжении на структуру приповерхностных веществ.

Т.к. в дальнейшем будем рассматривать только линейное приближение, т.е. примем, что $h = h_0 + \varepsilon h_1$, $u = 0 + \varepsilon u_1$, $v = 0 + \varepsilon v_1$, тогда перепишем уравнение (11) в упрощенном виде, учитывая, что $\bar{\Psi} = \varepsilon \bar{u}_1 / \partial \zeta + O(\varepsilon^2)$, $Sk1 = \varepsilon \partial^2 \bar{u}_1 / \partial \zeta^2 + O(\varepsilon^2)$, $Sk2 = \varepsilon \partial \bar{u}_1 / \partial t + O(\varepsilon^2)$, $Sk3 = \varepsilon h_0 h''' + O(\varepsilon^2)$ (индекс 1 отбросим)

$$\frac{\partial^2 u}{\partial n^2} = -\frac{h_0^2}{L^2} \frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial \zeta^2} + \frac{h_0^2}{\nu} \left(\frac{\partial \bar{u}}{\partial t} + \frac{\partial \Pi}{L \rho \partial \zeta} \right) + \frac{1}{2} \frac{h_0^2}{\nu} \frac{h_0}{L} \left(\frac{\nu}{L^2} h''' - h''' \right) n^2 . \quad (13)$$

После интегрирования уравнения (13) будем иметь

$$u = -\frac{1}{2} \frac{h_0^2}{L^2} \frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial \zeta^2} (n^2 - 2n) + \frac{1}{2} \frac{h_0^2}{\nu} \left(\frac{\partial \bar{u}}{\partial t} + \frac{\partial \Pi}{\rho L \partial \zeta} \right) (n^2 - 2n) + \frac{1}{24} \frac{h_0^2}{\nu} \frac{h_0}{L} \left(\frac{\nu}{L^2} h''' - h''' \right) (n^4 - 4n) + \frac{h_0}{\mu L^2} (E_S h'' + \mu_S h''') n - \frac{h_0}{L} h''' n , \quad (14)$$

откуда следует, что

$$\bar{u} = \frac{1}{3} \frac{h_0^2}{L^2} \frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial \zeta^2} - \frac{1}{3} \frac{h_0^2}{\nu} \left(\frac{\partial \bar{u}}{\partial t} + \frac{\partial \Pi}{\rho L \partial \zeta} \right) -$$

$$-\frac{3}{40} \frac{h_0^2}{\nu} \frac{h_0}{L} \left(\frac{\nu}{L^2} h^{\bullet///} - h^{\bullet\bullet/} \right) + \frac{1}{2} \frac{h_0}{\mu L^2} \left(E_S h^{/\!/} + \mu_S h^{\bullet/\!/} \right) - \frac{1}{2} \frac{h_0}{L} h^{\bullet/} \\ (15)$$

$$u_h = \frac{1}{2} \frac{h_0^2}{L^2} \frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial \zeta^2} - \frac{1}{2} \frac{h_0^2}{\nu} \left(\frac{\partial \bar{u}}{\partial t} + \frac{\partial \Pi}{\rho L \partial \zeta} \right) - \\ - \frac{1}{8} \frac{h_0^2}{\nu} \frac{h_0}{L} \left(\frac{\nu}{L^2} h^{\bullet///} - h^{\bullet\bullet/} \right) + \frac{h_0}{\mu L^2} \left(E_S h^{/\!/} + \mu_S h^{\bullet/\!/} \right) - \frac{h_0}{L} h^{\bullet/}.$$

Учитывая, что $p_n = -p + 2 \frac{\mu}{h} \frac{\partial \nu}{\partial n}$, примем также, что скачок нормального

к поверхности напряжения связан не только с поверхностными упругими и вязкими силами, а также с расклинивающим давлением, т.е. $p_n^\Sigma = L^{-2} \sigma h^{/\!/} + A/h^n$ [10], A - постоянная Гамакера (знак этой величины указывает на смачиваемость $A < 0$ или несмачиваемость, соответственно $A > 0$; показатель степени принимается равным 3, тогда граничное условие на поверхности с учетом составляющих давления можно записать, как

$$\Pi = 2 \frac{\mu}{h_0} h^{\bullet} + \rho g (h \cdot \sin \beta + L \zeta \cdot \cos \beta) - \frac{1}{2} \rho h_0 \left(\frac{\nu}{L^2} h^{\bullet///} - h^{\bullet\bullet} \right) - \frac{\sigma}{L^2} h^{/\!/} - 3 \frac{A}{h_0^4} h + p_a. \quad (16)$$

Дифференцируя два раза это условие по ζ , а также уравнение для \bar{u} с учетом (10), получим уравнение для определения устойчивости пленки

$$\left(h^{\bullet\bullet} - \frac{11}{40} \frac{h_0^2}{L^2} h^{\bullet\bullet///} \right) + 3 \frac{\nu}{h_0^2} \left(h^{\bullet} - \frac{3}{2} \frac{h_0^2}{L^2} h^{\bullet///} + \frac{11}{120} \frac{h_0^4}{L^4} h^{\bullet IV} \right) + \\ + \frac{h_0}{L} \frac{\sigma}{\rho L^3} \left[h^{IV} - \frac{\rho g L^2}{\sigma} \left(\sin \beta - 3 \frac{A}{\rho g h_0^4} \right) h^{/\!/} \right] + \frac{3}{2 \rho L^3} \left(E_S h^{///} + \mu_S h^{\bullet///} \right) = 0 \quad (17)$$

При выводе этого уравнения не ставилось требование, что h/L значительно меньше единицы. Для длинноволнового приближения, когда принимается, что $(h/L)^2 \ll 1$ членами этого порядка в круглых скобках можно пренебречь. Учитывая, что A имеет порядок 10^{-20} Н для пленок микронных толщин этим членом можно пренебречь. Для тяжелой идеальной жидкости без капиллярных эффектов и без учета ПАВа имеем

$$h^{\bullet\bullet} - \frac{g}{L} h^{/\!/} = 0, \quad (18)$$

для невязкой капиллярной жидкости [1]

$$h^{\bullet\bullet} - \frac{g}{L} h'' + \sigma \frac{h_0}{\rho L^2} h^{IV} = 0, \quad (19)$$

для толстых пленок вязкой жидкости [3]

$$h^{\bullet\bullet} - \frac{g}{L} h'' + \sigma \frac{h_0}{\rho L^2} h^{IV} + 3 \frac{\nu}{h_0^2} h^\bullet = 0, \quad (20)$$

т.е. выведенные здесь уравнения при соответствующих параметрах совпадают с известными уравнениями.

Для определения устойчивости пленки зададим решение в виде

$$h = \exp(\omega t)(A_S \sin \lambda \zeta + A_C \cos \lambda \zeta), \quad (21)$$

тогда будем иметь следующие характеристические уравнения:

$$\left[\begin{array}{l} \left(1 + \frac{11}{40} \frac{h_0^2}{L^2} \lambda^2 \right) \omega^2 + 3 \frac{\nu}{h_0^2} \left(1 + \frac{3}{2} \frac{h_0^2}{L^2} \lambda^2 + \frac{11}{120} \frac{h_0^4}{L^4} \lambda^4 \right) \omega + \\ + \frac{h_0}{L} \frac{\sigma}{\rho L^3} \left[\lambda^4 + \frac{\rho g L^2}{\sigma} \left(\sin \beta - 3 \frac{A}{\rho g h_0^4} \right) \lambda^2 \right] \end{array} \right] A_S = - \frac{3}{2} \frac{\lambda^3}{\rho L^3} (E_S + \omega \mu_S) A_C - ,$$

$$\left[\begin{array}{l} \left(1 + \frac{11}{40} \frac{h_0^2}{L^2} \lambda^2 \right) \omega^2 + 3 \frac{\nu}{h_0^2} \left(1 + \frac{3}{2} \frac{h_0^2}{L^2} \lambda^2 + \frac{11}{120} \frac{h_0^4}{L^4} \lambda^4 \right) \omega + \\ + \frac{h_0}{L} \frac{\sigma}{\rho L^3} \left[\lambda^4 + \frac{\rho g L^2}{\sigma} \left(\sin \beta - 3 \frac{A}{\rho g h_0^4} \right) \lambda^2 \right] \end{array} \right] A_C = \frac{3}{2} \frac{\lambda^3}{\rho L^3} (E_S + \omega \mu_S) A_S ,$$

откуда следует

$$\omega = -\frac{1}{2} (\alpha \mp i \beta m \lambda^3) \pm (c + id), \quad (22)$$

$$c = \frac{1}{2^{1/2}} \left\langle \begin{array}{l} \left\{ \left[\frac{1}{4} (\alpha^2 - \beta^2 m^2 \lambda^6) - \delta \lambda^4 - \gamma \lambda^2 \right]^2 + \beta^2 (e - 2^{-1} m \alpha)^2 \lambda^6 \right\}^{1/2} + \\ + \left[\frac{1}{4} (\alpha^2 - \beta^2 m^2 \lambda^6) - \delta \lambda^4 - \gamma \lambda^2 \right] \end{array} \right\rangle^{1/2},$$

$$d = \frac{1}{2^{1/2}} \left\langle \begin{array}{l} \left\{ \left[\frac{1}{4} (\alpha^2 - \beta^2 m^2 \lambda^6) - \delta \lambda^4 - \gamma \lambda^2 \right]^2 + \beta^2 (e - 2^{-1} m \alpha)^2 \lambda^6 \right\}^{1/2} - \\ - \left[\frac{1}{4} (\alpha^2 - \beta^2 m^2 \lambda^6) - \delta \lambda^4 - \gamma \lambda^2 \right] \end{array} \right\rangle^{1/2},$$

где $\alpha = 3 \frac{\nu}{h_0^2} \left(1 + \frac{11}{40} \frac{h_0^2}{L^2} \lambda^2 \right)^{-1} \left(1 + \frac{3}{2} \frac{h_0^2}{L^2} \lambda^2 + \frac{11}{120} \frac{h_0^4}{L^4} \lambda^4 \right)$, $\beta = \frac{3}{2} \left(1 + \frac{11}{40} \frac{h_0^2}{L^2} \lambda^2 \right)^{-1}$;

$$\delta = \frac{h_0}{L} \frac{\sigma}{\rho L^3} \left(1 + \frac{11}{40} \frac{h_0^2}{L^2} \lambda^2 \right)^{-1}; \quad \gamma = g \frac{h_0}{L} \left(\sin \beta - 3 \frac{A}{\rho g h_0^4} \right) \left(1 + \frac{11}{40} \frac{h_0^2}{L^2} \lambda^2 \right)^{-1}; \quad e_s = \frac{E_s}{\rho L^3};$$

$$m_s = \frac{\mu_s}{\rho L^3}.$$

Условием устойчивости является выражение $\alpha > 2c$ или

$$\alpha^2 (\delta \lambda^4 + \gamma \lambda^2) > \beta^2 (e_s^2 - \alpha e_s m_s) \lambda^6. \quad (23)$$

Отсюда видно, что для длинных волн ($\lambda \ll 1$) должно выполняться условие их затухания. С ростом λ , учитывая, что при больших значениях волнового числа α имеет порядок λ^2 , выражение в круглых скобках в правой части (23) становится отрицательным, т.е. условие устойчивости будет выполняться для коротких волн.

Рассмотрим теперь влияние некоторых параметров на устойчивость и существование пленки. Если пренебречь влиянием ПАВ, то в длинноволновом приближении будем иметь

$$\omega = -\frac{\alpha}{2} \pm \sqrt{\frac{\alpha^2}{4} - (\delta \lambda^4 + \gamma \lambda^2)}. \quad (24)$$

При условии (24), т.е. при $(\delta \lambda^4 + \gamma \lambda^2) > 0$ видно, что действительные части обоих корней $\omega < 0$ (условие устойчивости выполняется). В этом выражении значения слагаемых γ играют важную роль. Для сравнительно толстой пленки лежащей на поверхности ($\sin \beta = 1$) $\gamma > 0$ и она будет устойчива. С утоньшением пленки увеличивается роль второго члена. Если жидкость смачивает поверхность ($A < 0$) пленка остается устойчивой, при $A > 0$ (жидкость не смачивает поверхность) при малых толщинах пленки она будет распадаться. Соответственно для пленки, находящейся под поверхностью ($\sin \beta = -1$) толстая пленка распадается на капли до некоторой толщины пленки, а затем для смачиваемой жидкости при малых толщинах становится устойчивой.

Учитывая величину A , этот анализ относится к очень тонким пленкам. Из (24) видно, что устойчивость пленки возрастает, если выражение в круглых скобках в правой части меньше нуля. В длинноволновом приближении это соответствует $h_0 < (3im_S / e_S)$. Если принять, что в работе [8] $E_i = 2\pi\mu_S$, то из приведенных на рис 11 этой работы кривых можно оценить величину h_0 , для которой это соотношение будет выполняться. Так, например, для $E_i = 5$ мН/м и примерно соответствующая этому значению на графике цитируемой работы величина $E_r = 60$ мН/м при $f = 0,1$ Гц приводят к значению $h_0 \approx 0,6$ мм; в точке, где E_i и E_r примерно равны друг другу $h_0 \approx 2$ мм. Для таких толщин величина расклинивающего давления мала и не играет никакой роли в устойчивости.

В случае, если длина пленки значительно больше толщины, то в качестве линейного масштаба можно принять h_0 , тогда в качестве временного масштаба удобно использовать величину $T = h_0 / U_C$, где $U_C = \sqrt{\sigma / \rho h_0}$ - фазовая скорость капиллярной волны. Если теперь переписать уравнение (17), то будем иметь

$$h^{\bullet\bullet} + 3\nu \left(\frac{\rho}{\sigma h_0} \right)^{1/2} h^\bullet + h'^V - \frac{\rho g}{\sigma} h_0^2 \left(\operatorname{Sin}\beta - 3 \frac{A}{\rho g h_0^4} \right) h'' + \frac{3}{2} \frac{E_s}{\sigma} \left(h''' + \frac{\mu_s}{E_s} \frac{\sigma^{1/2}}{\rho^{1/2} h_0^{3/2}} h^{\bullet''' \bullet} \right) = 0. \quad (25)$$

Из него хорошо видно значение того или иного члена при различных толщинах пленки.

Для пленок роль ПАВ хорошо видна в квазистационарном случае. Положив в (15) $\bar{u} = 0$, проинтегрировав раз это уравнение, а затем, подставив в него условие (16), получим

$$h'' - \frac{\rho g L^2}{\sigma} \left(\operatorname{Sin}\beta - 3 \frac{A}{\rho g h_0^4} \right) h + \frac{\rho g L^2}{\sigma} \zeta \cdot \operatorname{Cos}\beta + \frac{3}{2} \frac{L}{h_0 \sigma} E_s h' = h^*, \quad (26)$$

Общим решением здесь будет

$$h/h_0 = C + D\zeta + a \exp(\chi_1 \zeta) + b \exp(\chi_2 \zeta), \quad (27)$$

где $D = \left(\operatorname{Sin}\beta - 3 \frac{A}{\rho g h_0^4} \right)^{-1} \cdot \operatorname{Cos}\beta$, $C = \left(\operatorname{Sin}\beta - 3 \frac{A}{\rho g h_0^4} \right)^{-1} \cdot Bo^{-1} \left(\frac{3}{2} \frac{L}{h_0 \sigma} - h^* \right)$, a, b

и h^* постоянные, определяемые из граничных условий, а χ_j определяются из характеристического уравнения

$$\chi_j = -\frac{Z}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{Z}{2}\right)^2 + Bo_L \left(\operatorname{Sin}\beta - 3 \frac{A}{\rho g h_0^4} \right)}, \quad (28)$$

где $Bo_L = \frac{\rho g L^2}{\sigma}$, $Z = \frac{3}{2} Bo \frac{e_s}{h_0 g}$.

Для продолжительной области, длина которой значительно больше толщины пленки можно принять, например, при $\operatorname{Sin}\beta = \pm 1$ следующие граничные условия: при $\zeta = 0$, $h/h_0 = 1$, при $\zeta \rightarrow \infty$, $h/h_0 \rightarrow \bar{h}_*$. Тогда интересной особенностью этого решения является то, что при положительной скобке $\left(\pm 1 - 3 \frac{A}{\rho g h_0^4} \right)$ одно из решений надо отбрасывать, как не удовлетворяющее условию на бесконечности. В этом случае выписанных граничных условий достаточно и угол смачивания при $\zeta = 0$ определяется из решения. При отрицательной скобке появляется еще одно решение, удовлетворяющее условию на бесконечности, и тогда необходимо добавить граничное условие, например, задать угол смачивания при $\zeta = 0$. В этом случае угол смачивания имеет некоторый интервал значений, для которого пленка удерживается на поверхности. Из характеристического уравнения видно, что в случае $Z = 0$ при отрицательной скобке возникают стоячие волны, при $Z > 0$ порог возникновения этих волн выше, т.е. ПАВы в данной теоретической модели сглаживают поверхность. В случае, например, когда $\operatorname{Sin}\beta = -1$ и $A < 0$ (пленка под смачиваемой поверхностью) при небольших значениях Бонда подкоренное выражение будет положительным, и пленка будет существовать. С увеличением числа Бонда, когда подкоренное выражение станет отрицательным, она будет становиться волнообразной и затем терять свою устойчивость. Это ситуация аналогична цепочке капель на влажном потолке. Таким образом, в данной математической модели проявляются некоторые характерные детали влияния ПАВ в пленках, что является важным в процессах пропитки и обезвоживания.

Если в уравнении (17) для тонких пленок отбросить первый член (вторую производную по времени), то будем иметь эволюционное уравнение для медленно меняющихся пленок. Рассмотрим модельную задачу о движении вертикальной поверхности с некоторой малой постоянной скоростью U вдоль горизонтальной поверхности с идеальной смачиваемостью на которой находится пленка жидкости. Начало координат свяжем с некоторой начальной точкой пленки, для которой $h/h_0 = 1$. Примем для простоты, что релаксационная часть процесса закончена и пленка движется самоподобно, тогда уравнение в системе координат, движущейся вместе с начальным сечением пленки, имеет вид (примем, что $L = h_0$)

$$\left(1 - \frac{3}{2}U \frac{\mu_S}{h_0\sigma}\right)h''' + \frac{3}{2} \frac{E_S}{\sigma} h'' - \frac{\rho gh_0^2}{\sigma} h' - 3 \frac{\nu\rho}{\sigma} Uh = h_* \frac{\rho gh_0^2}{\sigma}. \quad (29)$$

Для $U=0$ решение при выписанных граничных условиях и $h^*=0$ имеет простой вид $h/h_0 = \exp(-\chi\zeta)$, где $\chi = a/2 + \sqrt{(a/2)^2 + Bo}$, $a = 1,5E_S/\sigma$ отсюда следует, что

$$\operatorname{tg} \vartheta = -1/\left(h'/h_0\right) = \left(a/2 + \sqrt{(a/2)^2 + Bo}\right)^{-1}, \quad (30)$$

т.е. угол смачивания ϑ в точке зацепления пленки с вертикальной поверхностью (в точке $\zeta = 0$) в присутствии ПАВ уменьшается. При малой скорости U в уравнении (29) членом, содержащим эту величину можно пренебречь и тогда решение можно строить через выписанные квазистационарные решения. Однако для более общего случая можно воспользоваться формулой Кардано, т.е. выписать характеристическое уравнение в виде

$$\chi^3 + a\chi^2 + b\chi + cU = 0, \quad (31)$$

при этом для анализа важны знаки этих коэффициентов (в нашем случае вариантов можно подобрать несколько, положим, что

$$a = 1,5 \left(1 - \frac{3}{2}U \frac{\mu_S}{h_0\sigma}\right)^{-1} / \sigma > 0, \quad b = -\rho gh_0^2 \left(1 - \frac{3}{2}U \frac{\mu_S}{h_0\sigma}\right)^{-1} / \sigma < 0,$$

$$c = -3\mu \left(1 - \frac{3}{2}U \frac{\mu_S}{h_0\sigma}\right)^{-1} / \sigma h_0^2 < 0.$$

Согласно выводу формулы Кардано, путем замен $\chi = y - a/3$ и $y = z - r/(3z)$, выписанное характеристическое уравнение переводится в последующие уравнения соответственно:

$$y^3 + ry + q = 0 \quad (r = b - a^3/3 < 0, \quad q = 2a^3/27 - ab/3 + cU > 0) \text{ и } z^6 + qz^3 - r^3/27 = 0,$$

тогда следует, что

$$z_{1,2}^3 = -\frac{q}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{q}{2}\right)^2 + \frac{r^3}{27}}. \quad (32)$$

Из выписанных соотношений коэффициентов при положительном подкоренном выражении следует, что $z_{1,2}^3$ являются действительными числами меньше нуля. Тогда в соответствии с теорией u , составленный из этих двух действительных чисел, будет одним и тем же корнем, меньшим нуля, тогда и соответствующий ему корень χ характеристического уравнения (31) также будет меньше нуля, что удовлетворяет поставленной задаче. Два других корня, также в соответствии с теорией будут комплексно сопряженными с положительной действительной частью, соответственно в решении они должны быть отброшены. Таким образом, при наличии E_S , при малых скоростях наступления пленки она будет иметь гладкую поверхность. При отступлении пленки $U < 0$ величина q остается положительной, поэтому и решение качественно практически не меняется и остается гладким. Увеличение скорости по абсолютной величине приводит к увеличению q и, соответственно, к увеличению по абсолютной величине χ , т.е. переход пленки из одной толщины в другую должен происходить круче и, соответственно, быстрее. При уменьшении q , например, при увеличении положительной скорости U , отрицательное значение χ уменьшается, пленка становится более пологой в начальной области. В тот момент, когда q становится меньше некоторой величины подкоренное выражение в (32) станет отрицательным, появится решение, с мнимой частью, т.е. на поверхности появятся волны и структура поверхности будет более сложной.

Переход от волнового уравнения к эволюционному возможен, если отношение скоростей $U/U_c \ll 1$. Из (29) видно, что при $U \geq 2/3(h_0\sigma/\mu_S)$ режим движения пленки резко меняется, она теряет свои характеристики и приобретает другие формы.

Заключение. Таким образом, представленные оценки показывают некоторые характерные особенности существования и медленных движений пленок при наличии ПАВ и условий смачивания или несмачивания твердой поверхности. Из анализа полученного решения следует, что ПАВы сглаживают поверхность пленки, препятствуя развитию волнового процесса. Эффекты смачивания (несмачивания) проявляются в разных ситуациях в зависимости от положения подстилающей поверхности, при этом, чем тоньше пленка, тем сильнее влияние этого фактора. Значительный интерес представляют капиллярные явления с учетом динамики жидкости, что является важным в разработке технологий обезвоживания, пропитки, вытеснения и других процессов в дисперсных средах. Однако для более детального изучения необходимы более сложные постановки и численная реализация нелинейных уравнений.

Библиографические ссылки

1. Сретенский, Л.Н. Теория волновых движений жидкости / Л.Н. Сретенский. – М.: Наука, 1977. – 816 с.
2. Шкадов, В.Я. Некоторые методы и задачи теории гидродинамической устойчивости / В.Я. Шкадов. – Научные труды, № 25, 1973. – 320 с.
3. Накоряков, В.Е. Волновая динамика газо- и парожидкостных сред / В.Е. Накоряков, Б.Г. Покусаев, И.Р. Шрейбер. – М.: Энергоатомиздат, 1990. – 248с.
4. Левич, В.Г. Физико-химическая гидродинамика / В.Г. Левич. - М.: Физматлит, 1959. – 699 с.
5. Носков, Б.А., Кочурова Н.Н. Капиллярные волны на межфазной границе растворов поверхностно-активных веществ. Вопросы термодинамики гетерогенных систем и теории поверхностных явлений / Б.А. Носков, Н.Н. Кочурова. – Ленинград: Изд-во ленингр. ун-та, 1985. - Вып. 7. - С. 178-212.
6. Гордеева, В.Ю., Люшнин А.В. Влияние термокапиллярного эффекта на динамику и устойчивость движения испаряющейся тонкой пленки / В.Ю. Гордеева, А.В. Люшнин // Журн. техн. физики. - 2013. - Т. 83. - Вып. 3. - С. 41-47.
7. Лойцянский, Л.Г. Механика жидкости и газа / Л.Г. Лойцянский. – М.: Наука, 1978. – 840 с.
8. Хилько, С.Л. Применение метода дилатантной реологии для исследования межфазных слоев на границе раздела жидкость-газ / С.Л. Хилько // Наукові праці ДонНТУ. Серія: Хімія і хімічна технологія. - 2014. - Вип. 2(23). – С. 110-121.
9. Дерягин, Б.В. Поверхностные силы / Б.В. Дерягин, Н.В. Чураев, В.М. Муллер. – М.: Наука, 1985. – 398 с.
10. Чураев, Н.В. Физикохимия процессов массопереноса в пористых телах / Н.В. Чураев. – М.: Химия, 1990. – 272 с.

Надійшла до редколегії 10 травня 2016 р.

УДК:669.295.04

С.А. Полишко

Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара

ВЛИЯНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ-МОДИФИКАТОРОВ НА СВОЙСТВА КОЛЕСНОЙ СТАЛИ МАРКИ КП-Т

В данной статье рассмотрено влияние элементов-модификаторов титана и алюминия на механические свойства колесной стали марки КП-Т. Доказано, что введение в расплав многофункциональных модификаторов, которые содержат алюминий и титан, способствует повышению уровня механических свойств колесной стали марки КП-Т, улучшает ее структуру и морфологию неметаллических включений

Ключевые слова: колесная сталь КП-Т, модификация, алюминий, титан, структура, неметаллические включения, механические свойства.

У даній статті розглянуто вплив елементів-модифікаторів титану і алюмінію на механічні властивості колісної сталі марки КП-Т. Доведено, що введення в розплав багатофункціональних модифікаторів, які містять алюміній і титан, сприяє підвищенню рівня механічних властивостей колісної сталі марки КП-Т, покращує її структуру і морфологію неметалевих включень

Ключові слова: колісна сталь КП-Т, модифікування, алюміній, титан, структура, неметалічні включения, механічні властивості.

In this article influence of elements-modifiers of titan and aluminium was considered on mechanical properties of the wheeled steel KP-T is easily soiled. It was well-proven that introduction to fusion of multifunction modifiers which contain an aluminium and titan, instrumental in the increase of level of mechanical properties of the wheeled steel KP-T is easily soiled, improves its structure and morphology of nonmetallicss

Keywords: wheeled steel of KP-T, modification, aluminium, titan, structure, nonmetallicss, mechanical properties.

Введение. В современной металлургии представляет собой научный и практический интерес исследование влияния титана на механические свойства, как элемента, попадающего в сталь при обработке ее расплава многофункциональными модификаторами [1, 2]. Колесная высокопрочная износостойкая сталь КП-Т является многокомпонентной системой, которая должна обладать оптимальными механическими свойствами. Процесс выплавки этого металла очень непрост и требует значительных энергозатрат, поэтому исследование процесса выплавки металла для железнодорожных колес на сегодняшний день является очень актуальным.

Постановка задачи. Определение влияния элементов титана и алюминия, входящих в состав многофункционального модификатора, на структуру, морфологию неметаллических включений и уровень на механических свойств колесной стали КП-Т с помощью аналитических и

графических зависимостей.

Метод решения и анализ полученных результатов. В связи с тем, что в стали КП-Т был обнаружен избыточный феррит, а неметаллические включения имели грубую вытянутую форму, являясь при этом концентраторами внутренних напряжений, требуемого уровня механических свойств получить не удалось[3].

Поэтому в 250-ти тонной печи было выплавлено 700 тонн стали КП-Т с добавлением в расплав многофункциональных модификаторов. Результаты этих исследований показали, что с увеличением концентрации титана и алюминия предел прочности и ударная вязкость в модифицированной стали возрастал быстрее, чем в серийной (рис. 1 – 6).

Титан — сильный карбидообразующий элемент, который, помимо марганца и кремния, вводят в сталь при выплавке в небольшом количестве (до 0,1%) для измельчения первичного зерна. Этот компонент препятствует росту зерна аустенита при нагреве. Сталь, обработанная многофункциональными модификаторами, содержащими титан, при одинаковой температуре сохраняет более высокую дисперсность карбидных частиц, и соответственно большую прочность.

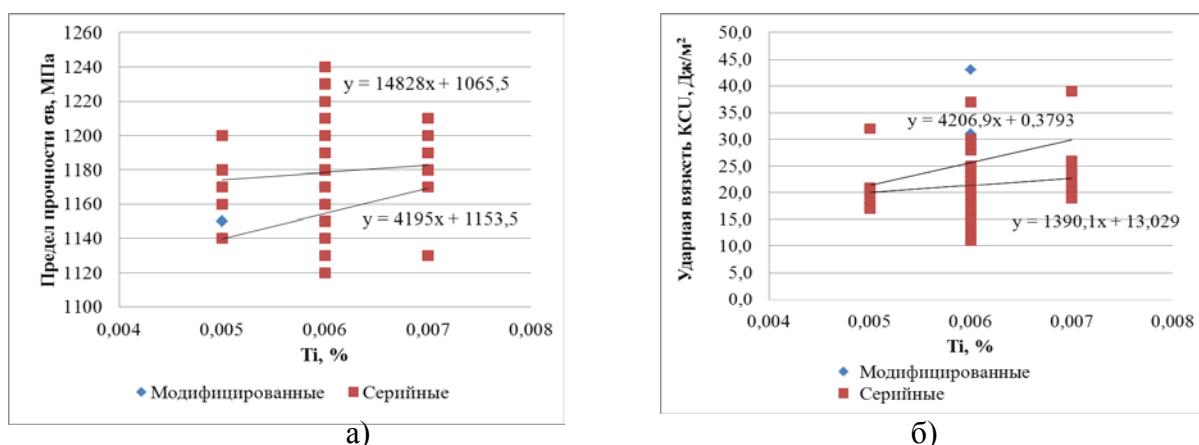


Рис. 1. Зависимость предела прочности σ_b (а) и ударной вязкости (б) от концентрации титана в серийной и модифицированной колесной стали КП-Т

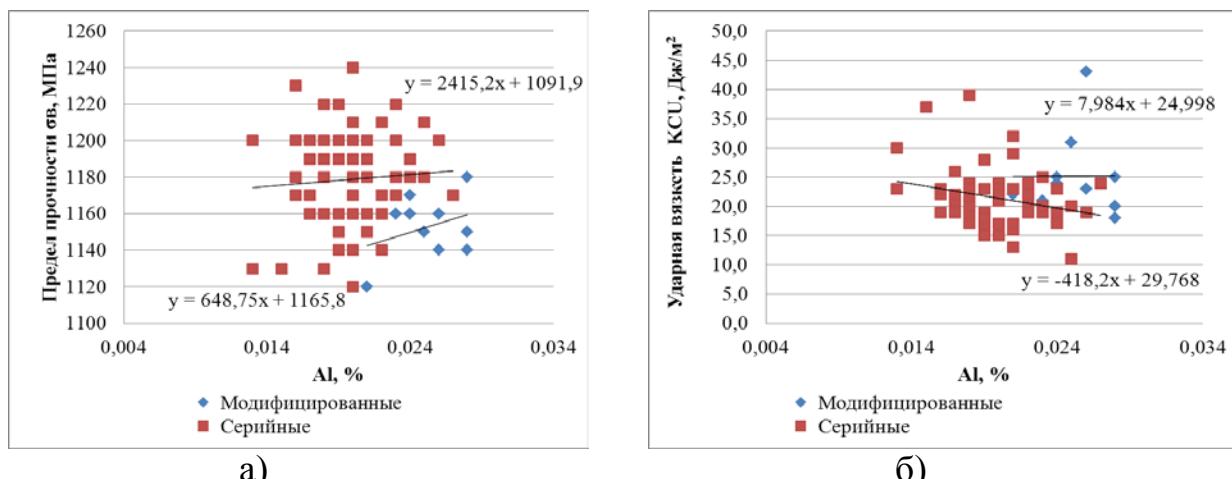


Рис. 2. Зависимость предела прочности σ_b (а) и ударной вязкости (б) от концентрации алюминия в серийной и модифицированной колесной стали КП-Т

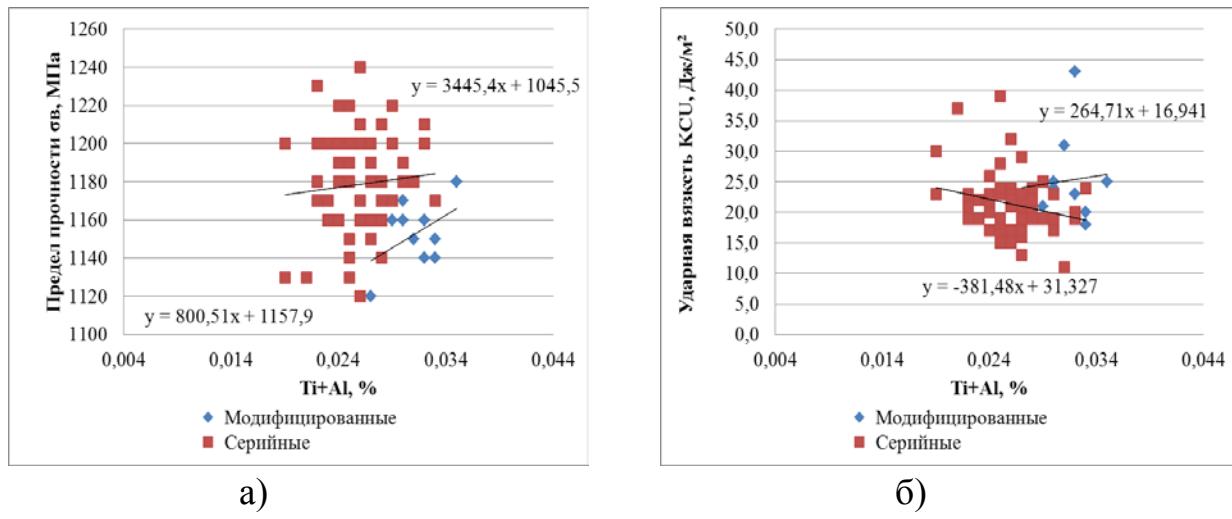


Рис. 3. Залежність предела прочності σ_v (а) і ударної вязкості (б) от концентрації титана і алюмінію в серийній і модифікованій колесній сталі КП-Т

Алюміній – один из сильнейших раскислителей. В расплав этой стали его вводят в виде проволоки. Введение этого компонента, как и титана, позволяет повысить уровень механических свойств исследуемой колесной стали КП-Т (рис. 4).

Исследованием структур серийной стали КП-Т и модифицированной многофункциональными модификаторами установлено следующее. В серийной немодифицированной стали по границам бывших аустенитных зерен выделяется избыточный феррит (около 5-7 %), который декорирует их (рис. 5, а). Путем сравнения (рис. 5 б) можно заключить, что после модификации зеренная структура измельчилась. Виден высокодисперсный перлит мелкозернистой структуры с единичными выделениями феррита по границам зерен в модифицированной стали марки КП-Т. Более того, в модифицированной стали КП-Т повысилась дисперсность структурных составляющих (феррита и цементита) в перлитных колониях. Оба указанных факторов, измельчение первичных зерен и повышение дисперсности феррита и цементита, способствуют повышению прочности и ударной вязкости стали марки КП-Т.

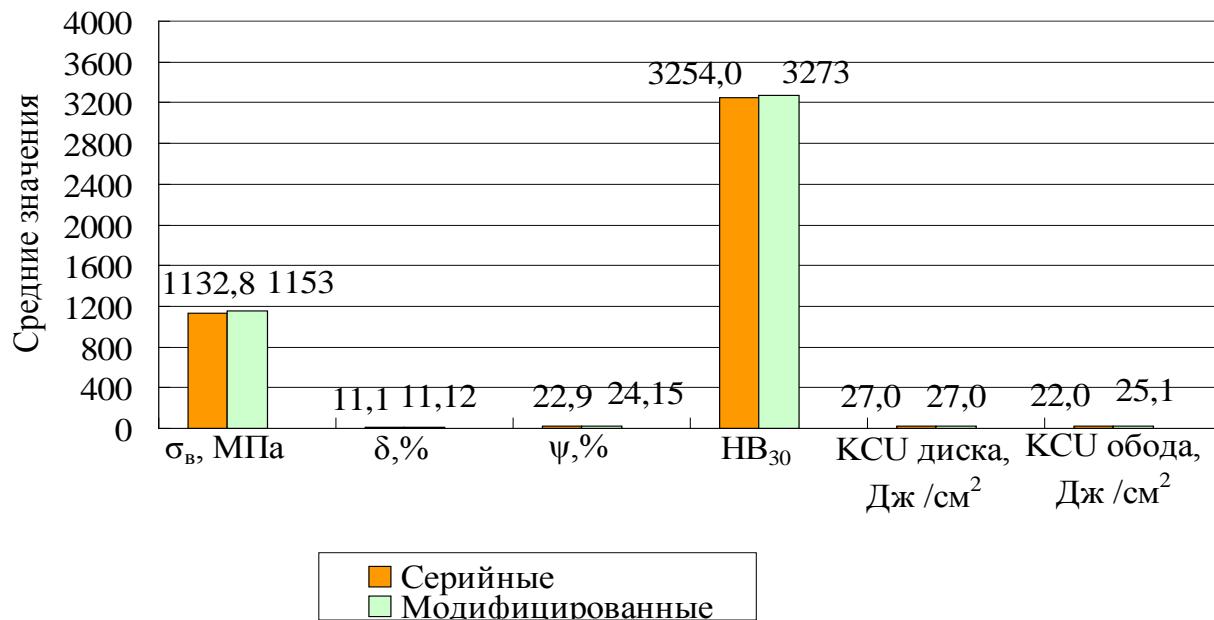


Рис. 4. Гистограмма средних значений механических свойств серийной и модифицированной колесной стали марки КП-Т



Рис. 5 – Структура колесной стали марки КП-Т а) серийная немодифицированная, б) модифицированная ; x900.

Структуру и морфологию неметаллических включений исследовали на растровом электронном микроскопе JEOL JSN-6360LA, оснащенном системой JED-2300. Эти результаты которых изображены на рис. 6.

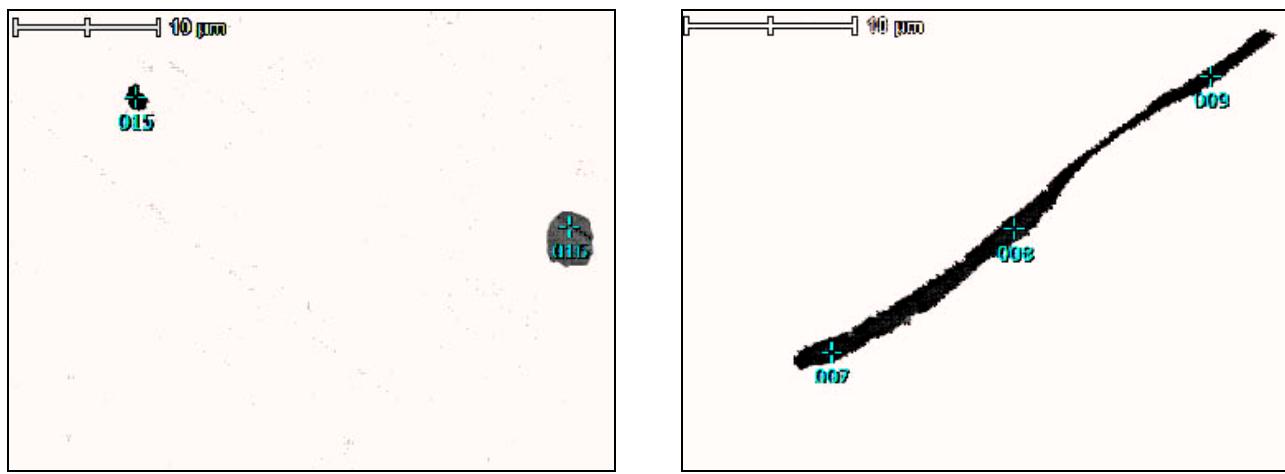


Рис. 6. Неметаллические включения в серийной (а) и модифицированной (б) стали КП-Т, x3000

**Таблица 1
Состав неметаллических включений модифицированной стали КП-Т**

№ точки	O	Si	S	Ca	Mn	Fe	Всего, %
015	0	0	31,2	6,3	62,5	0	100
016	0	0	33,6	2,8	63,7	0	100

**Таблица 2
Состав неметаллических включений серийной стали КП-Т**

№ точки	S	Mn	Fe	Всего, %
007	29,84	61,79	8,38	100
008	28,67	57,41	13,93	100
009	26,26	57,72	16,03	100

Вышеприведенные данные подтверждают, что в модифицированной стали неметаллические включения даже при больших увеличениях имеют глобулярную форму и не являются концентриаторами напряжений.

Выводы. Таким образом, применение модifikаторов многофункционального действия позволяет снизить количество неметаллических включений, улучшить структуру и повысить уровень механических свойств колесной стали марки КП-Т.

Библиографические ссылки

1. Полішко С.О. Вплив модифікування на характеристики маловуглецевої сталі Ст1кп та колісної КП-Т/С.О. Полішко, М. А. Кушнір, Ю. В. Татарко, А. Ф. Санін. // Вестник Дніпропетровського національного університета залізничного транспорту імені академіка В. Лазаряна. // Сб наукн.трудов., вып.45, ч.3, – Д.: 2013, с 60-66.

2. Патент на винахід № UA 85254. Композиційний розкислювач для обробки сталей. МОНУ./ Шаповалова О.М., Шаповалов В.П., Шаповалов А.В., Полішко С.О. Державний департамент інтелектуальної власності, ДНУ, а 2007 008 58, заявл. 26.01.2007 р, опубл. 12.01.2009 р., бюл № 1.

3. Полишко С.А. Влияние межплавочной разницы содержания компонентов в колесной стали марки КП-Т на трещиностойкость/С.А. Полишко /Технологический аудит и резервы производства.).//Сб научн.трудов.№3/4(17), – X.– 2014, с 23-26.

4. Теоретичні основи керованого структуроутворення сплавів для підвищення їх властивостей шляхом бробки розплавів спеціальними модифікаторами з енергозбереженням. [Текст] : отчет по НИР (заключ.) // кер. Санін А.Ф., вик. Івченко Т.І., Бабенко О.П., Кушнір М.А., Маркова І.А., Полішко С.О., Татарко Ю.В.- Дніпропетровськ, 2013. 115 с.№ ДР 0111U001143, №6-243-11.

Надійшла до редколегії 10 травня 2016 р.

Н.М. Дронь, М.В. Андриевский, М.А. Лукашов

Днепропетровский национальный университет имени Олеся гончара

ВЛИЯНИЕ ВЫБОРА ТОПЛИВА И СИСТЕМЫ ПОДАЧИ НА ПРОЕКТНЫЕ ПАРАМЕТРЫ РН СВЕРХЛЕГКОГО КЛАССА

У статті проаналізовано доцільність використання витискувальної системи подачі для РН надлегкого класу. Були проведені оптимізаційні розрахунки параметрів двигунної установки в складі РН з витискувальною системою подачі палива. При проведенні аналізу використовувалися публікації та напрацювання провідних світових організацій, які присвячені РН відповідного класу.

Ключевые слова: ракета-носий, витисковальный система подачи, рухова установка, тиск в камері, компоненты палива.

В статье проанализирована целесообразность применения вытеснительной системы подачи для РН сверхлегкого класса. Были проведены оптимизационные расчеты параметров двигательной установки в составе РН с вытеснительной системой подачи топлива. При проведении анализа использовались публикации и наработки ведущих мировых организаций, которые посвящены разработке ракеты-носителей соответствующего класса.

Ключевые слова: ракета-носитель, вытеснительная система подачи, двигательная установка, давление в камере сгорания, компоненты топлива.

The article analyzed the advisability of using pressure-fed systems for small-lift launch vehicle. Optimization calculations of propulsion system parameters in the assembly with small-lift launch vehicle with pressure-fed system were made. For analysis were used achievements and articles of leading organization which develop small-lift launch vehicle.

Keywords: launch vehicle, pressure-fed system, propulsion system.

Тенденции развития рынка пусковых услуг. На данный момент в мире распространяется тенденция к миниатюризации космических аппаратов и их удешевления. Так, например, свой собственный спутник может позволить себе разработать и запустить даже среднестатистический университет. В частности, недавно такой спутник (PolyITAN-1) был разработан в КПИ и запущен на орбиту с помощью ракеты-носитель «Днепр». Распространение микро- и наноспутников приобретает массовый характер, и специалисты прогнозируют стабильный рост количества наноспутников на орbitах в течение последующих лет.

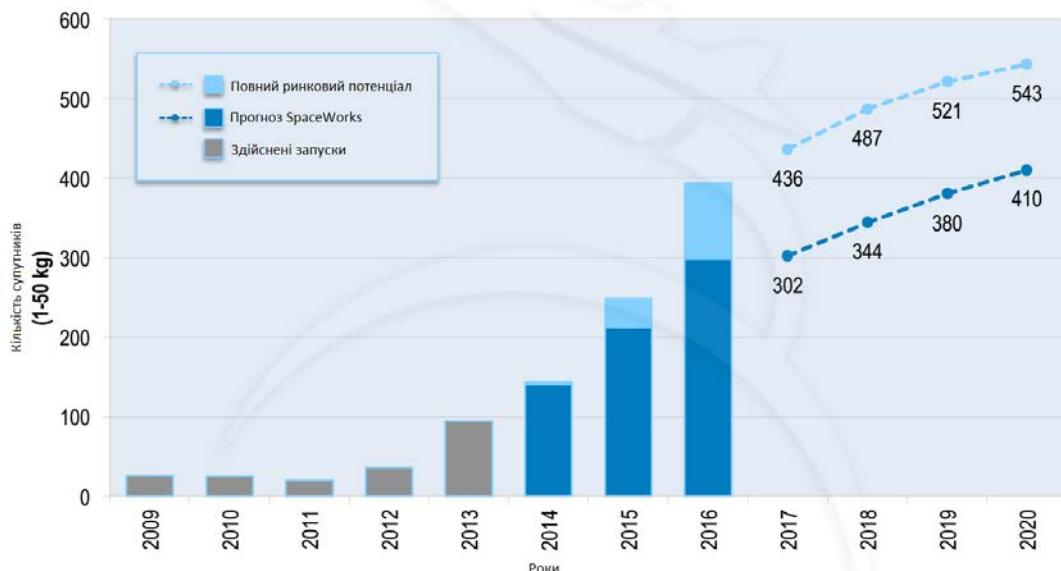


Рис. 1 Прогнозы, основанные на объявленных и будущих планах разработчиков программ, указывают на то, что с 2000 до 2750 нано / микроспутников требовать запуска с 2014 до 2020 года [1]

На сегодняшний день основным способом доставки миниатюрного спутника на орбиту является закрепление его в качестве «сопутствующего» груза на ракете-носителе, где уже есть запланированный «основной» полезный груз (так называемый «piggyback»). Подобная практика хотя и удешевляет запуск сравнительно с классическим «целевым» запуском, но привязывает запуск микроспутника к орбите, на которую выводится «целевой» груз. Это накладывает существенные ограничения на области применения микроспутников.

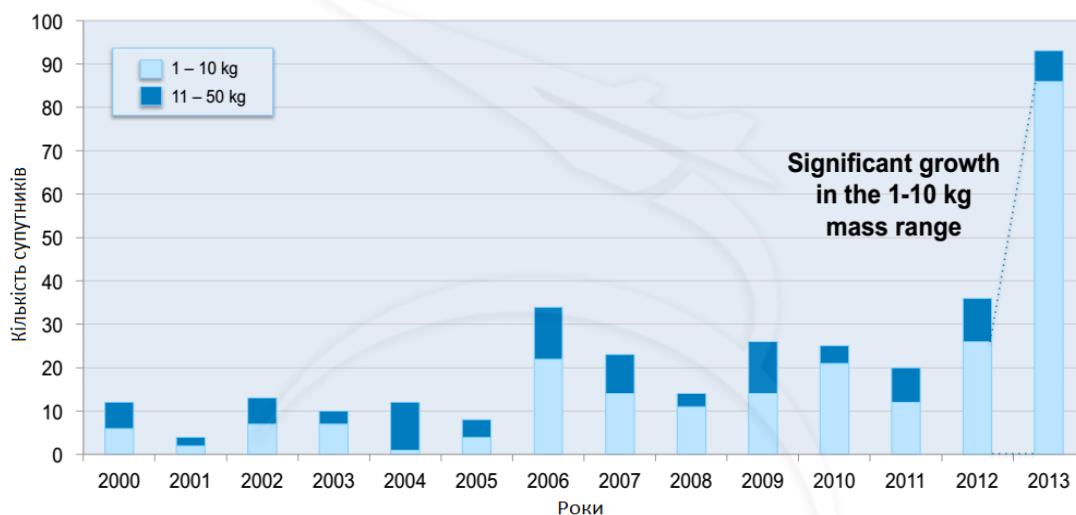


Рис. 2 Увеличение на 330% запусков наноспутников (1-10 кг) в 2013 году, по сравнению с 2012 г., показывает признаки растущего рынка их запусков [1].

Решением этой проблемы может стать разработка ракеты-носителя сверхлегкого класса, предназначенной для вывода таких спутников непосредственно на необходимую орбиту. Вывод на рынок ракет носителей такого класса значительно ускорит темпы роста доли миниатюрных спутников в общем объеме космических аппаратов и еще более удешевит их вывода. Таким образом, на сегодняшний день начал формироваться совершенно новый рынок стартовых услуг, спрос на которые уже существует, а реальных предложений нет. Многие современных технологических компаний уже начали разработку ракет носителей сверхлегкого класса. Поэтому исследование особенностей подобных ракет и их создание является перспективным направлением исследования. За последние несколько лет появилась целая серия разработок таких ракет-носителей: ELECTRON, «Таймыр», «Firefly alpha», Launcher One, NEPTUNE.

Табл. 1 Сравнение существующих на данный момент разработок РН СЛК

Характеристики \ Разработчик: Название РН	Virgin Galactic Launcher One	RocketLab ELECTRON	Interorbital Systems NEPTUNE	FireFly alpha	Лин Индастриал Таймыр
Стартовая масса	Н/Д	Н/Д	Н/Д	н/д	14 600 кг
Масса конструкции	Н/Д	Н/Д	Н/Д	н/д	1 604 кг
Полезная нагрузка	120 кг	100 кг	145 кг	400 кг	135 кг
Длина	Н/Д	20 м	Н/Д	22,5 м	10,7 м
Диаметр	Н/Д	1 м	Н/Д	1,8 м – 1 ст. 1,5 м – 2 ст.	2,7 м
Кол-во ступеней	2	2	2	2	3
Тяга двигателей	Н/Д	183 кН, - 1ст. 22 кН – 2ст.	Н/Д	400.3 кН – 1 ст. 44.5 кН – 2 ст.	Н/Д

Удельный импульс	Н/Д	327 с	Н/Д	305 с – 1 ст. 335 с – 2 ст.	Н/Д
Тип топлива	Н/Д	кислород керосин	- азотная кислота скипидар	- жидккий кислород – метан	перекись - керосин
Система подачи топлива	Н/Д	электронасосная	Н/Д	Н/Д	вытеснительная
Материал корпуса	Н/Д	углепластик	Н/Д	углепластик	углепластик, органопластик
Целевая орбита	ССО	ССО (500 км)	Полярная (310 км)	ННО (200 км)	ССО
Стоимость вывода 1 кг ПГ	~ 83 300\$	~49 000\$	~35 000\$	~22 000\$	~20 000\$
Страна производитель	США	США	США	США	РФ

Вторым фактором, определяющим тенденции развития рынка пусковых услуг, является его коммерциализация, что выносит на первое место требования к минимальной стоимости вывода одного килограмма полезной нагрузки на орбиту при максимально возможной надежности. За последние годы появилось много частных компаний, которые ориентируются на предоставление услуг по выводу груза на орбиту. Это обстоятельство приводит к появлению конкуренции на данном рынке и очевидно, что победит в конкурентной борьбе тот проект, который при достаточной степени надежности будет обеспечивать минимальную стоимость выведения груза на орбиту.

Проектирование РН сверхлегкого класса. Необходимость в появлении ракет-носителей сверхлегкого класса порождает ряд новых требований, выдвигаемых к ракетам данного класса.

Основные требования к подобным РН:

- Масса выводимого полезного груза от 100 до 300 кг
- Целевые орбиты от опорных до гелиосинхронных и, в перспективе, до геосинхронной.
- Масса порядка 10 тонн, длина порядка 10 метров (рамки нового класса ракет, выбранные из статистических показателей, разрабатываемых РН)
- Минимальная масса
- Минимальная стоимость вывода 1 кг груза на орбиту
- Простота конструкции
- Простота эксплуатации
- Высокая надежность
- Возможность использования в качестве метеорологической ракеты
- Мобильность стартового комплекса

Одно из направлений по снижению стоимости разработки и эксплуатации РН заключается в переходе к мобильным стартовым комплексам, которые не требуют строительства дорогостоящих космодромов. Однако, трудностью создания мобильных комплексов является необходимость использования высококипящих компонентов. Как известно, применение таких компонентов

как несимметричный диметил гидразин и азотный тетраксид исключается из-за резко возросших требований к экологичности компонентов топлива.

Решение данной проблемы заключается в применении в качестве окислителя высококонцентрированной перекиси водорода, которая довольно широко применялась в ракетной технике преимущественно в качестве монотоплива для привода ТНА или в двигателях ориентации космических аппаратов. Однако известны случаи применения перекиси водорода в качестве основного компонента на РН. Британская РН “Black arrow” использовала в качестве окислителя перекись водорода, а в качестве горючего – керосин. [4]

Вторым направлением по снижению стоимости РН является переход к более простым конструктивно-технологическим решениям. Самая сложная и дорогостоящая часть двигательной установки (ДУ) является турбонасосный агрегат (ТНА). Как правило именно ТНА требует максимальных затрат времени и средств на разработку и отработку. Это обстоятельство обуславливает целесообразность перехода к вытеснительной системе подачи. Однако ключевой проблемой вытеснительной системы подачи является противоречие между совершенствованием удельной тяги двигателя и массовым совершенством конструкции. То есть, увеличение удельной тяги двигателя приводит к увеличению массы топливных емкостей и конструкции РН в целом.

Проблематика создания двигателя на компонентах H_2O_2 . Известно, что пара компонентов перекись водорода – керосин характеризуется высоким значение стехиометрического соотношения. В случае использования перекиси концентрацией 90% это соотношение составляет 8,036. Это приводит к тому, что охлаждение керосином становится затруднительным ввиду недостаточного его количества для снятия тепловых потоков, поступающих в стенку камеры. Согласно расчетам, температура керосина в тракте охлаждения может значительно превысить максимальную допустимую температуру.

Одним из способов решения проблемы охлаждения камеры является применение перекиси водорода в качестве теплоносителя [4]. Перекись водорода как теплоноситель ряд преимуществ таких как:

- высокая плотность. При температуре 15° С и концентрации 90 % она составляет 1397 кг/м³ [2]
- высокая теплоемкость. При температуре 15° С и концентрации 90 % она составляет 2772 Дж/(кг·К)

С другой стороны, перекись водорода при увеличении температуры начинает активно разлагаться. И несмотря на то, что при увеличении давления температурный порог лавинообразного разложения увеличивается [5], это обстоятельство обязывает внимательно следить за поведением перекиси водорода в охлаждающем тракте и при необходимости принимать меры по предотвращению перегрева перекиси водорода. Этого можно достичь, применяя внутренне охлаждение[7], в частности заградительное охлаждение, заветное охлаждение или нанесение теплозащитного покрытия на внутреннюю стенку камеры. [3].

Еще один способ решения проблемы охлаждения камеры заключается в переходе от регенеративного охлаждения к облирующему. Такой способ охлаждения не нашел широкого распространения в ЖРД. Это связано с наличием определенным рядом недостатков, таких как: некоторое увеличение массы, непостоянство геометрических размеров камеры из-за эрозионного уноса материала, невозможность многоразового использования. Однако, несмотря на эти недостатки в истории ракетного двигателестроения были прецеденты применения такого способа охлаждения в ЖРД. Первым таким прецедентом стал американский двигатель для посадочного лунного модуля [6]. Вторым таким прецедентом стала попытка частной компании Space X создать неохлаждаемый двигатель Merlin 1A.

Проблематика вытеснительной системы подачи. Для оценки величины удельного импульса двигателя на расчетном режиме можно использовать соотношение [7]:

$$W = \sqrt{\left(2 \frac{k}{k-1}\right) RT \left(1 - \left(\frac{1}{\varepsilon}\right)^{\frac{(k-1)}{k}}\right)} \quad (1)$$

Здесь k – показатель процесса в камере сгорания, R – газовая постоянная продуктов сгорания, T – температура в камере сгорания, $\varepsilon = \frac{p_k}{p_a}$ – степень понижения давления, p_k – давление в камере сгорания, p_a – давление на срезе сопла.

Так как газовая постоянная и температура определяются выбранными компонентами топлива, влиять на эти параметры невозможно. Следовательно, увеличивать значение удельного импульса для двигателя работающего в земных условиях, можно только увеличивая давление в камере сгорания. Кривая, описываемая функцией (1) представлена на рисунке 3

Как видно, с увеличением давления в камере сгорания увеличивается удельный импульс двигателя. Однако, описанное выше противоречие между совершенствованием удельного импульса и увеличением массы емкостей топлива приводит к тому, что двигательную установку нельзя рассматривать отдельно от РН как это делается для ДУ с насосной системой подачи. В данном случае появляется необходимость рассмотрения и оптимизации ДУ как элемента РН.

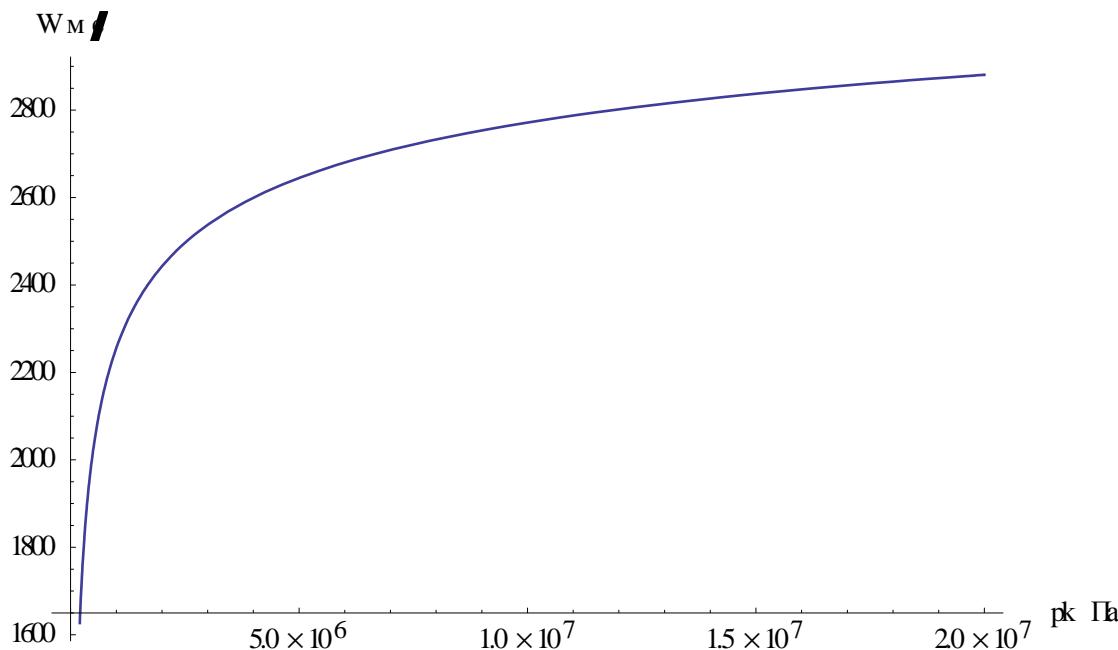


Рис. 3. Залежність уделного импульса от давления в камере

Вторая задача, которая для вытеснительной системы подачи требует особого внимания – это минимизация гидравлического сопротивления трактов. И если для магистралей эта задача не является научной, а технической и может быть решена увеличением проходных сечений магистрали, уменьшением длины трубопроводов, уменьшением шероховатости, применением клапанов и другой запорной арматуры, рассчитанной на большие расходы и так далее. Однако с учетом того, что, при использовании перекиси водорода как окислителя появляется необходимость его предварительного разложения перед подачей в камеру сгорания, появляется необходимость использования катализатора, который, как правило, представляет собой сетку из материалов, способствующих каталитическому разложению перекиси.

В связи с этим нами сформулирована сложная задача поиска оптимальной длины пакета катализатора и структуры сетки, которая бы обеспечивала достаточную степень разложения перекиси водорода и в то же время имела минимальное гидравлическое сопротивление.

В связи со значительными трудностями определения гидравлического сопротивления пористого тела, через которое протекает парожидкостная смесь, нами запланирован ряд экспериментов на опытном образце газогенератора с применением различных типов сетки. Имеются предпосылки для интерполяции полученных результатов применения их для выбора катализатора камеры двигателя.

Пути разрешения противоречия между увеличением уделного импульса и массой конструкции для вытеснительной системы подачи. Одним из путей разрешения этого противоречия является применение более прочных и в то же время легких материалов. Например, композитов. На рисунке 4 представлена линейная зависимость массы оболочки от давления в

камереПрямой, которая проходит выше соответствует баку сделанный из стали, кривой, которая проходит ниже соответствует баку, выполненному из композиционного материала. Следовательно, в случае применения композитов оптимальное значение давления в камере будут смещаться в большую строну.

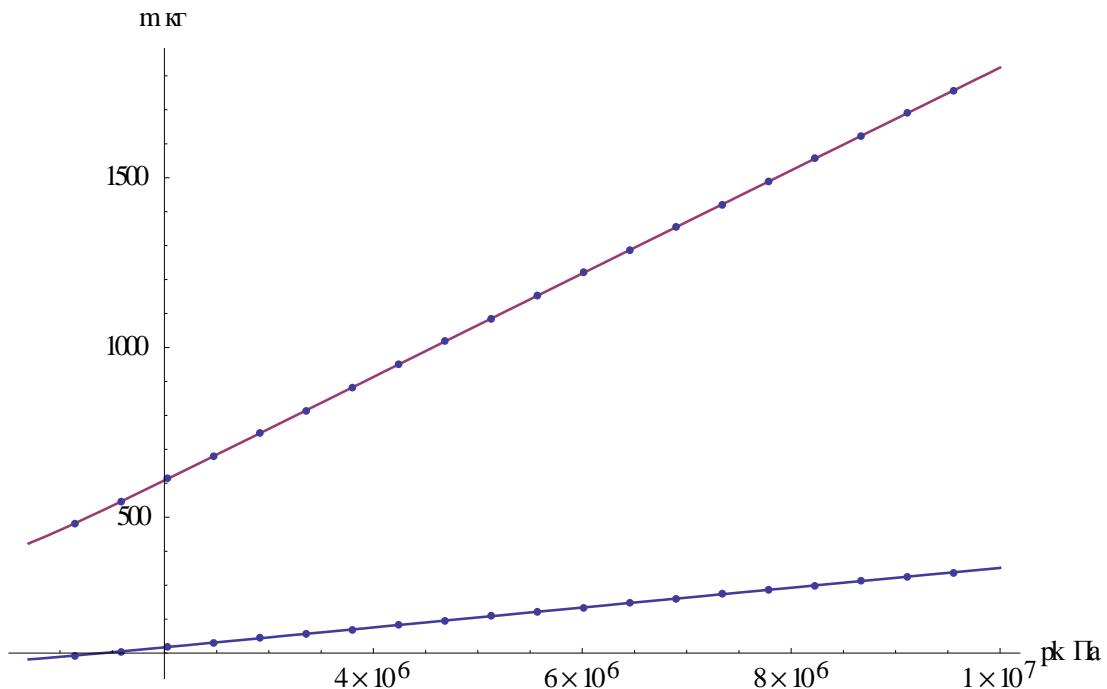


Рис. 4. Залежність маси оболочки від тиску в камері

Вторим способом разрешения данного противоречия является применение пульсирующих детонационных двигателей. Отличительной особенностью двигателей, работающих по детонационному циклу, является то, что давление в камере двигателя может быть больше, чем давление в баках. Это обусловлено тем, что давление в КС создается не насосом или давлением в системе подачи, а ударной волной, которая возникает при детонации рабочей смеси [9]. Такой тип двигателя обладает высокой термодинамической эффективностью в отличии от классических дефлаграционных двигателей. В 2008 году прототип пульсирующего детонационного двигателя демонстрировался на низкоскоростном самолете. Сейчас ведется активная разработка таких типов двигателей как в США, так и в России. Именно пульсирующие детонационные двигатели открывают значительные перспективы в ракетостроении.

Поиск оптимального значения давления в камере для ракеты с вытеснительной системой подачи. Как было отмечено выше, масса конструкции РН в случае вытеснительной системы подачи, есть функция от давления в камере. Следовательно, в связи с увеличением массы конструкции, существует оптимальное давление в камере сгорания при котором повышение

удельного импульса становится нецелесообразным, так как увеличение удельного импульса не компенсирует увеличение массы конструкции.

Критериями оптимальности могут служить отношение суммарного импульса к стартовой массе РН, конечная скорость РН или просто стартовая масса РН [10]. Поскольку реализация РН сверхлегкого класса требует минимизации массово-габаритных характеристик, то целесообразно выбрать стартовую массу РН как критерием оптимальности.

Массу оболочки бака можно определить, как произведение плотности материала оболочки на объем, который материал занимает.

$$m_b = \rho \cdot V_b \quad (2)$$

В первом приближении массу оболочек можно определить по без моментной теории прочности. В этом случае толщина стенки оболочки может быть определена как:

$$\delta = \frac{p_b R_b}{\sigma}, \quad (3)$$

где R_b – радиус бака, σ – предел прочности материала

Давление p_b в баке можно определить как сумму давления в КС и общих гидравлических потерь: $p_b = p_k + \Delta p_m$, где Δp_m – общие гидравлические потери.

Масса системы наддува в значительной степени зависит от давления в камере сгорания. Конечная масса газа необходимая для наддува, может быть определяется по уравнению состояния:

$$m_{RN} = \frac{p_b V_b}{R_{RN} T_{RN}} \quad (4)$$

Где p_b – конечное давление в баке.

V_b – объем бака.

R_{RN} – газовая постоянная газа наддува.

T_{RN} – температура газа наддува.

Из формулы Циолковского стартовая масса ракеты определяется как:

$$m_{ct} = e^{V/W} \cdot m_k, \quad (5)$$

где m_{ct} – стартовая масса ракеты;

V – конечная скорость ракеты;

W – удельный импульс;

m_k – масса первой ступени.

$$m_k = m_b + m_{dy} + m_{ch} + m_k + m_{II} \quad (6)$$

Где m_b – масса баков ракеты;
 m_{dy} – масса двигательной установки;
 m_{ch} – масса системы наддува;
 m_k – масса конструкции;
 m_{II} – масса второй ступени.

График изменения стартовой массы ракеты-носителя от давления в камере представлен на рисунке 5.

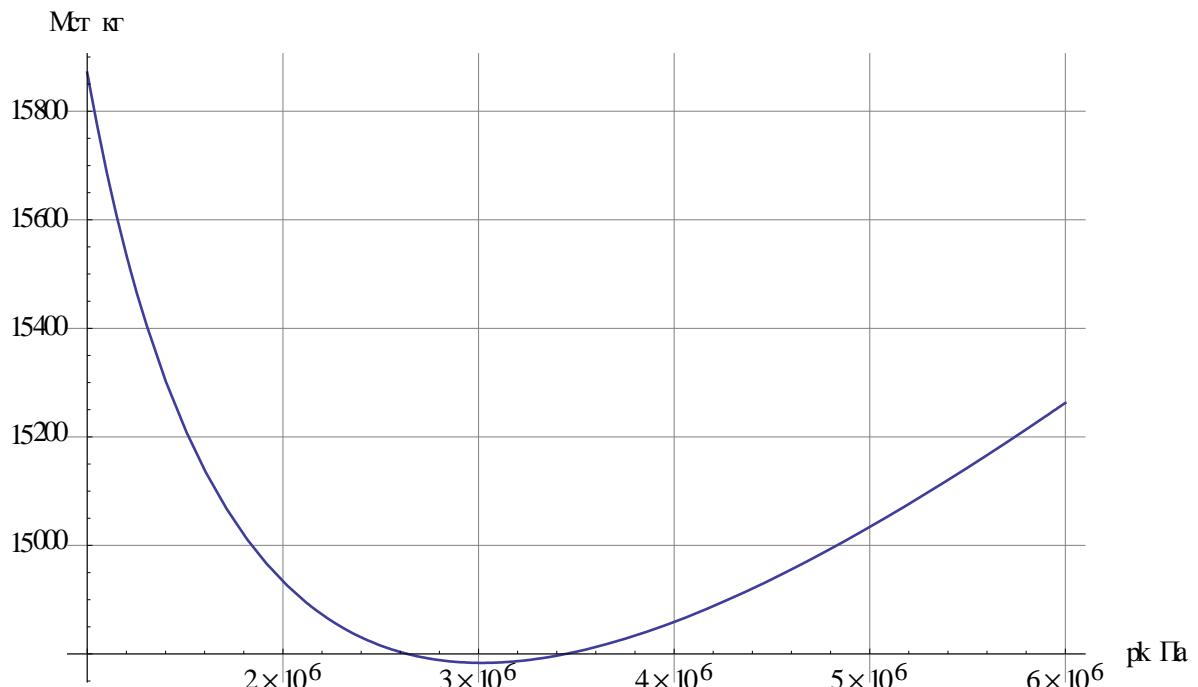


Рис. 5. Зависимость стартовой массы РН от давления в камере двигателя.

Из рис. 5 видно, что функция в районе минимума носит пологий характер, что дает возможность осуществить выбор давления в камере сгорания в довольно широком диапазоне. Это обстоятельство дает в случае необходимости пожертвовать удельным импульсом ради упрощения РН.

В конечном итоге это позволяет остановится на варианте РН сверхлегкого класса с вытеснительной системой подачи. Так как незначительный проигрыш в удельном импульсе приводит к существенному упрощению конструкции РН, технологии ее производства и условий эксплуатации.

Выводы. В целом, появление на рынке пусковых услуг нового класса ракет-носителей является закономерным. Так же закономерным является постепенное наполнение данного рынка разработками подобными ракетами-носителями. Данная тенденция обуславливает перспективность исследований проблемных вопросов при их проектировании. В данной статье было рассмотрено влияние выбора пары компонентов перекись водорода – керосин для РН сверхлегкого класса. Проведенное исследование показало зависимость

стартовой массы РН от выбора давления в камере двигателя. Выбор вытеснительной системы подачи делает нецелесообразным рассмотрение разработки двигателя отдельно от разработки РН в целом, что обуславливает новый принцип подхода к проектированию РН. Так же, вытеснительная система подачи компонентов дает существенное упрощение конструкции РН в целом и повышение ее надежности. Проигрыш в удельном импульсе, который можно получить снижая давление в баках для вытеснительной системы подачи, приводит к существенному упрощению конструкции РН и технологии производства, что является более важным в контексте выдвигаемых требований к РН СЛК.

Библиографические ссылки:

1. http://www.sei.aero/eng/papers/uploads/archive/SpaceWorks_Nano_Microsatellite_Market_Assessment_January_2014.pdf
2. "Ракетное топливо" под редакцией академика Я.М. Паушкина, А.З. Чулкова. Издательство "Мир"
3. МВ Добровольский. Теория проектирования ЖРД. Москва, Машиностроение 1968.
4. Hill, C. N. "Black Arrow". A Vertical Empire: The History of the UK Rocket and Space Program, 1950-1971(2006 ed.). London: Imperial College Press. pp. 155–188.
5. Шамб У., Сеттерфильд Ч., Вентвортс Р. Перекись водорода. Пер. с англ. — М.: ИЛ, 1958. – 578 с.
6. Mechanical design of the lunar module decent engine by jack M.Cherne.
7. Ландау Л. Д., Лифшиц Е. М. Глава X. Одномерное движение сжимаемого газа. § 97. Истечение газа через сопло // Теоретическая физика. — Т. 6. Гидродинамика.
8. Kailasanath, K., "Review of Propulsion Applications of Detonation Waves," AIAA Journal, Vol. 39, No. 9, pp. 1698-1708, 2000
9. В.А. Борисов Конструирование основных узлов и систем ракетных двигателей Электронное учебное пособие. Самара, 2011 г.
10. В.В. Близниченко, Є.О. Джур, Р.Д. Краснікова, Л.Д. Кучма, А.К. Линник, А.С. Макарова, Д.В. Майданюк, В.Ю. Шевцов «Проектування і конструкція ракет-носіїв», Дніпропетровськ, 2007. – 504 с.
11. В.П. Мишин, В.К. Безвербый, Б.М. Панкратов, Д.Н. Щеверов «Основы проектирования летательных аппаратов», Москва, 1985
12. В.И. Куренков «Конструкция и проектирование изделий ракетно-космической техники. Часть 2. Основы проектирования ракет-носителей», Самара, 2012
13. Міжнародна конференція «Людина і космос 2015» ."Оцінка проектних параметрів універсальної метеорологічної ракети спрощеної конструкції", Лукашов М.О., Паршин С.А., Ястремський В.Л., проф. Дронь М.М.

УДК 621:678.06

А.К. Линник, В.И. Липовский

ГП «КБ «Южное» имени М.К. Янгеля»,
Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

**НЕТРАДИЦИОННОЕ СОЕДИНЕНИЕ ТОРЦЕВОГО
МЕТАЛЛИЧЕСКОГО ШПАНГОУТА С ЗАКОНЦОВКОЙ ОТСЕКА,
ВЫПОЛНЕННОГО ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ
МАТЕРИАЛОВ**

У статті виконано чисельне моделювання нетрадиційної конструкції з'єднання металічного торцевого шпангоута з композитною закінцівкою. Розглянуто різні умови навантажень.

Ключові слова: композиційні матеріали, з'єднання, напруження, деформації.

В статье выполнено численное моделирование работы нетрадиционной конструкции соединения металлического торцевого шпангоута с композитной законцовкой. Рассмотрены различные случаи нагружения.

Ключевые слова: композиционные материалы, соединения, напряжения, деформации.

In the article the numeral design of non-traditional construction of connection of metallic endring with composite edge was executed. The different cases of loading was considered.

Keywords: composite materials, connection, stress, deformations.

Введение. Конструирование узлов соединения отсеков летательных аппаратов (ЛА) относится к числу наиважнейших задач, т. к. масса стыков может составлять значительную (несколько десятков процентов) часть массы несущих оболочек. Задача приобретает особую значимость в случае применения композиционных материалов (КМ) в составе оболочек отсеков. Основная причина состоит в том, что КМ обладают существенно более низкой работоспособностью в узлах механического соединения вследствие резкой анизотропии прочностных и упругих свойств, большой гетерогенности структуры и крайне низкой межслоевой прочности. Несоответствие механизма передачи усилий в традиционных соединениях с механизмом включения в работу различных слоев композита определяет главную сложность создания работоспособного соединения [1,2,3].

В вышеуказанной связи наибольший интерес представляет поиск рациональной конструкции соединения композитной оболочки с элементами, расположенными на ее торцах.

Традиционно, в качестве торцевых элементов используются металлические шпангоуты, приклепываемые своими хвостовиками к законцовке оболочки из КМ (см. рис. 1).

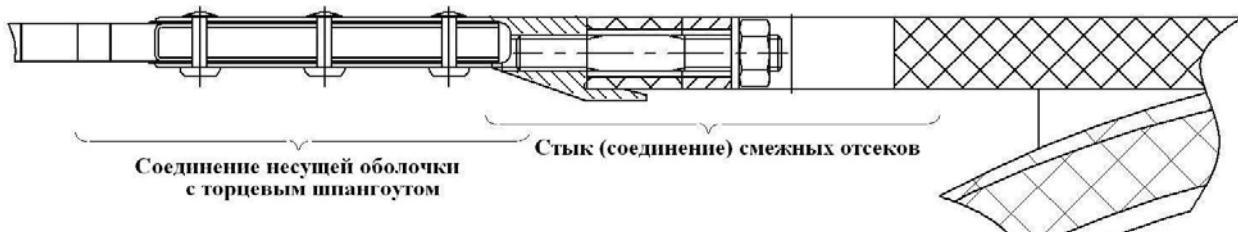


Рис. 1. Традиционная конструкция соединения торцевого металлического шпангоута с композитной оболочкой

Применение крепежа в виде заклепок уменьшает рабочее сечение несущих слоев оболочки из КМ из-за отверстий в ней и, кроме того, вызывает в этих местах концентрацию напряжений. В результате возникает необходимость в утолщении законцовок, что отрицательно сказывается на суммарной массе конструкции.

Объект исследования. Отмеченных недостатков можно избежать, если передачу сил от торцевого шпангоута к законцовке оболочки организовать не дискретно, а контурно, распределив усилия на значительную площадь. Одним из вариантов конструкции подобного рода является соединение, названное *LAK-Lock* [4], с линейно адаптированным клиновым замком (*Linearly Adapted Key Lock*) (рис. 2).



Рис. 2. Соединение *LAK-Lock* законцовки оболочки с торцевым шпангоутом с помощью вмотанного криволинейного клина

В этом соединении силовая связь законцовки оболочки из КМ с металлическим стыковочным шпангоутом осуществляется благодаря криволинейному клиновому хвостовику шпангоута, вмотанному в композит. Клиновидная форма хвостовика позволяет изменять величину и направление усилий, возникающих по площади контакта КМ с металлом, а кривизна дает возможность распределить эти усилия по длине и толщине композитной законцовки оболочки.

Оценка работы предложенной конструкции *LAK-Lock* выполнена при помощи численного моделирования методом конечных элементов, реализованного в пакете прикладных программ ANSYS [5]. В неразъемном

соединении несущие слои сотовой конструкции соединяются с фланцем при помощи кольцевой намотки из углепластика.

В качестве объекта исследования принята торцевая часть оболочки трехслойной конструкции с сотовым заполнителем, представляющая собой цилиндр диаметром 1 метр и суммарной толщиной пакета 22мм. Несущие слои оболочки толщиной 1мм выполнены из углепластика ВМН-4+УП632 с углом армирования $\pm 30^{\circ}$. Кольцевой торцевой шпангоут из алюминиевого сплава АМГ6М фиксируется своей криволинейной полкой между несущими слоями сотовой оболочки при помощи кольцевой намотки углепластика ВМН-4+УП632. Геометрические параметры шпангоута: толщина кольца 12мм, толщины криволинейной полки у основания и в конце составляют соответственно 5мм и 1мм, а ее длина 35мм. Края основания и конца искривленной части полки удалены от несущих слоев на расстояние 5мм. Оболочка нагружена по торцам осевой силой растяжения в 25000кГс и сжатия в 50000кГс.

На рис. 3 представлена 1/16 часть оболочки, т.е. сегмент с углом в $22,5^{\circ}$, что соответствует шагу расположения шпилек крепления смежного отсека.

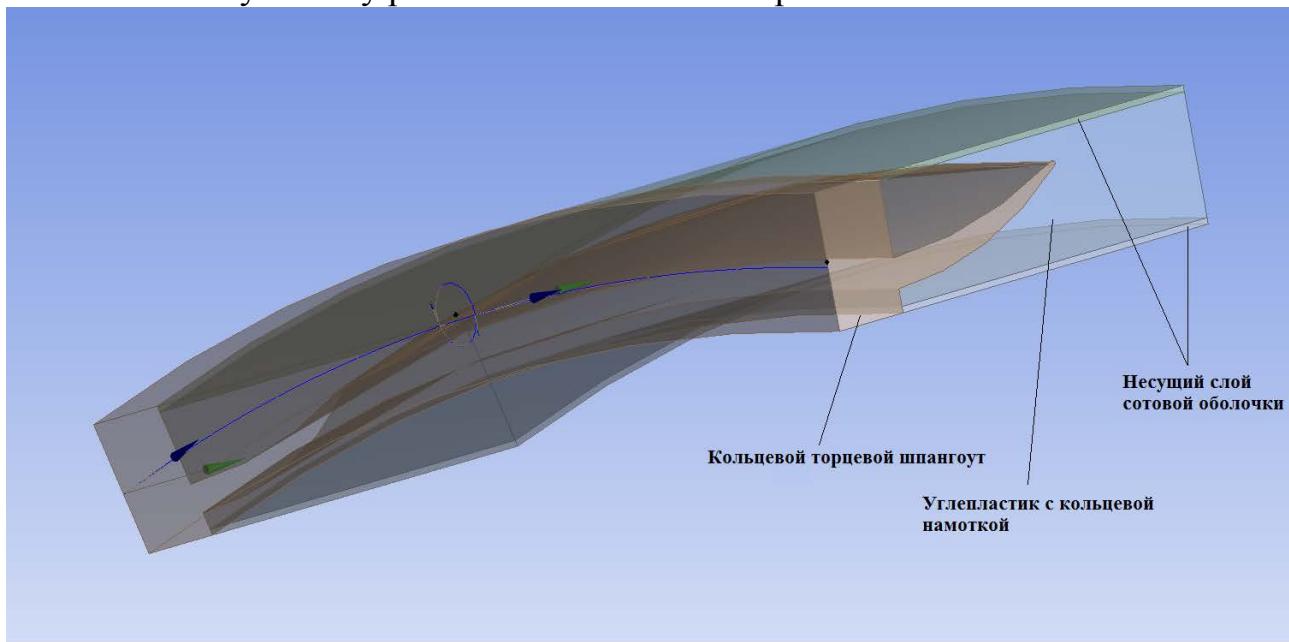


Рис. 3. Схема фрагмента торцевой части трехслойной оболочки

Расчетная модель, представленная данной частью конструкции, имеет условия симметрии по боковым граням в кольцевом направлении и условия закрепления по торцевым граням законцовки в зоне соединения с сотовой конструкцией.

Рассмотрены различные виды приложения нагрузки: *сосредоточенно-регулярное, контурно-распределенное и условно-погонное*. Зона приложения сосредоточено-регулярного нагружения – круг диаметром 10мм - означает передачу *растягивающих сил* через дискретно расположенные шпильки. Контурно-распределенная нагрузка по всей торцевой поверхности шпангоута возникает со стороны торцевого шпангоута смежного отсека *при сжатии*. Условно-погонное нагружение по срединной линии торца шпангоута

рассмотрено как для *растяжения*, так и для *сжатия* в предположении, что в стыке между отсеками может быть применено контурное (например, шпоночное) соединение по металлической оболочечной конструкции, сформированной из торцевой полки.

Для расчетов использована конечно-элементная модель, состоящая из 285189 узлов, объединенных 88520 конечными элементами. Модель представлена на рис. 4.

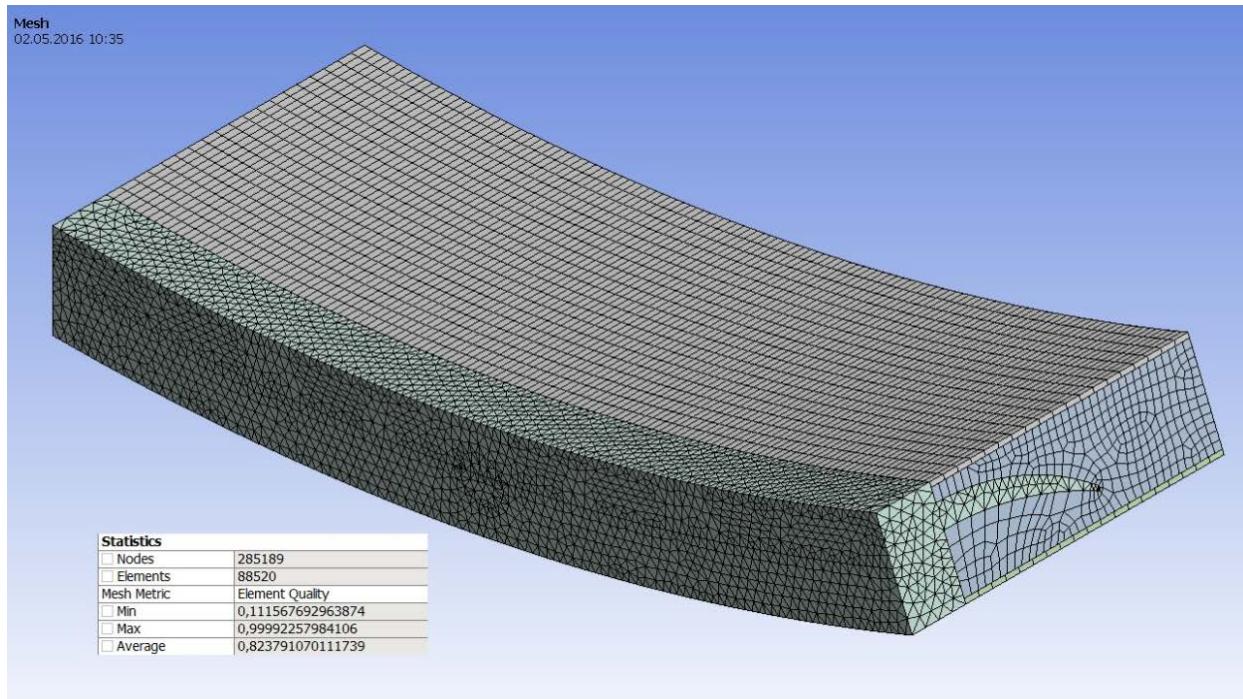


Рис. 4. Конечно-элементная модель соединения

Расчетные схемы законцовки с соединением LAK-Lock представлены на рис 5.

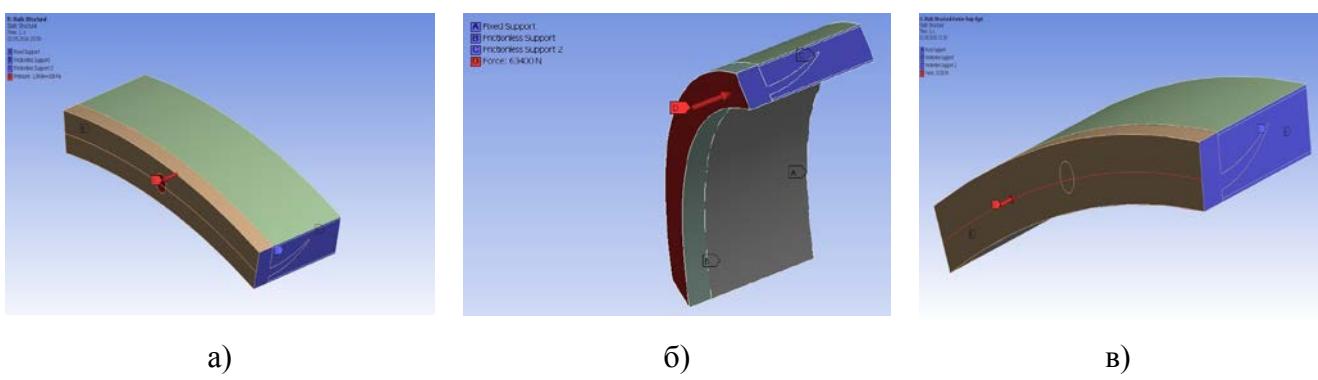


Рис. 5. Расчетные схемы законцовки трехслойной оболочки из КМ с соединением LAK-Lock:

а - при осевом растяжении в локальных точках (посредством шпилек); **б** - при равномерном осевом сжатии по торцевой поверхности; **в** - при осевом растяжении (сжатии) погонным усилием через стенку-оболочку

Результаты расчетов.

Сосредоточено-регулярное приложение нагрузки: растяжение. Сила растяжения 15625Н приложена в круге диаметром 10мм и заменена давлением равным 199,9027 МПа. Основные результаты расчетов представлены в виде картин напряжений и деформаций на рис. 6...10.

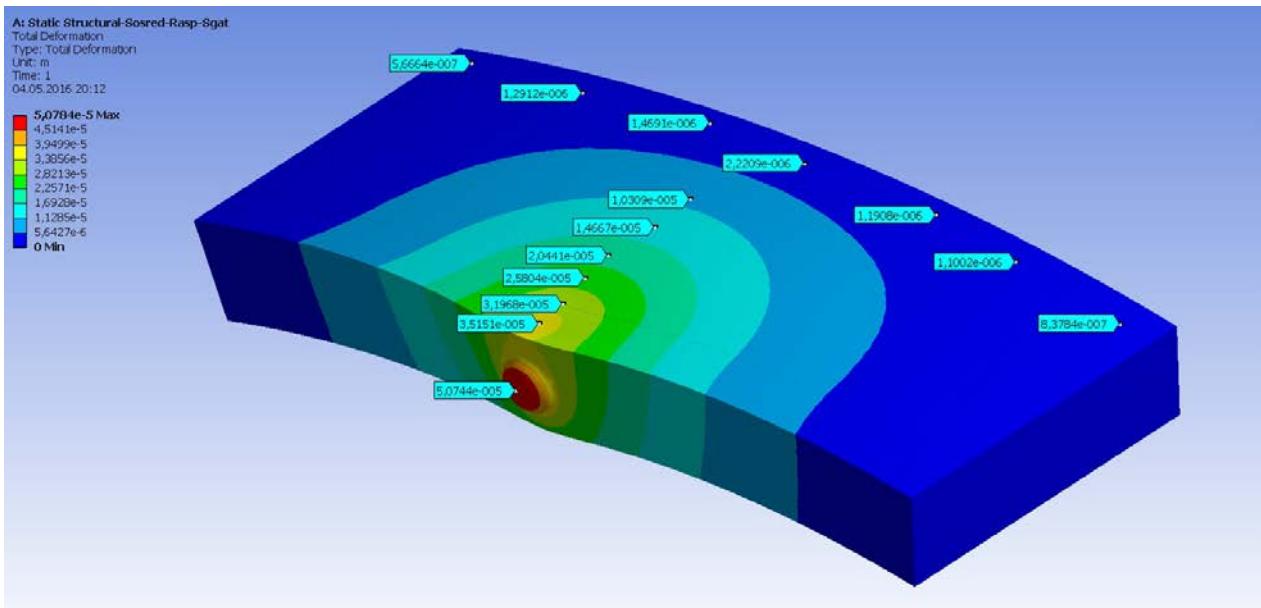


Рис. 6. Распределение суммарных деформаций в соединении

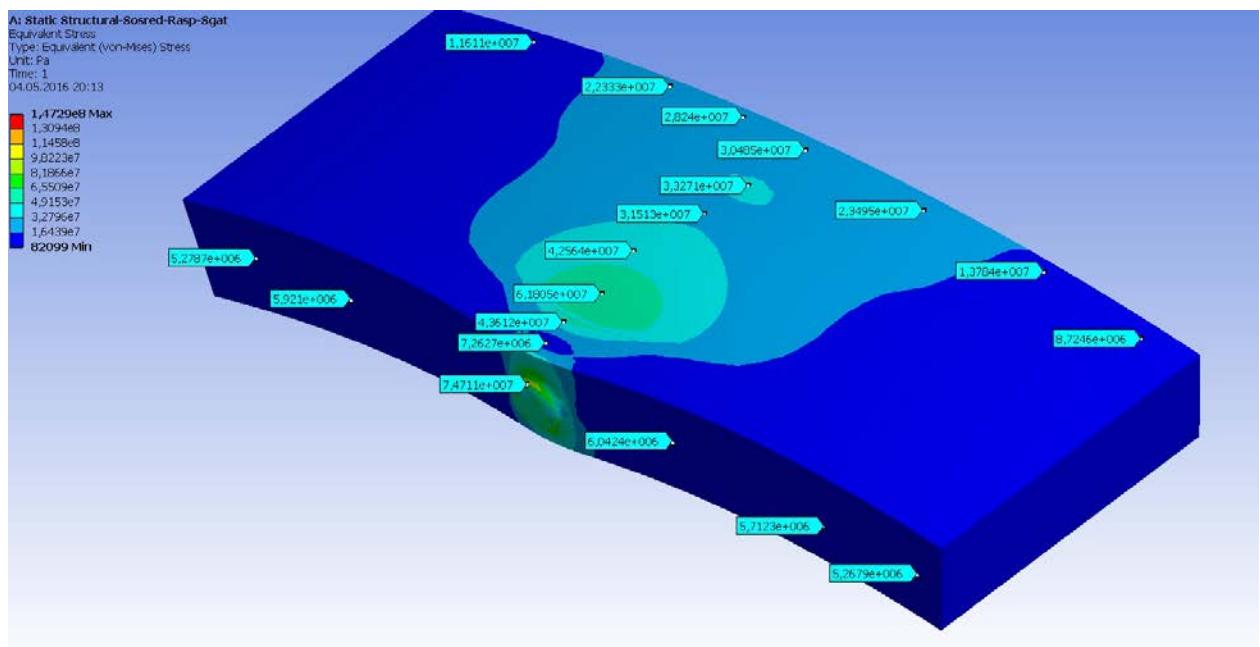


Рис. 7. Распределение эквивалентных напряжений по Мизесу в соединении

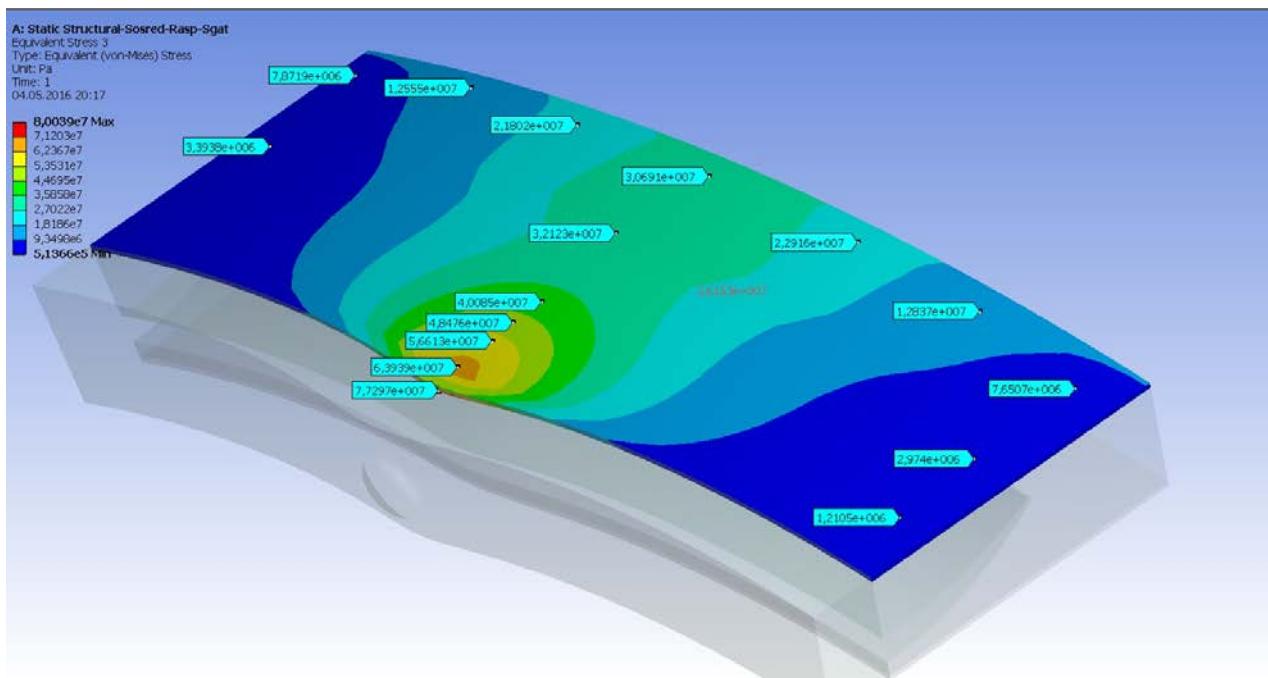


Рис. 8. Распределение эквивалентных напряжений по Мизесу в верхнем несущем слое сотовой оболочки

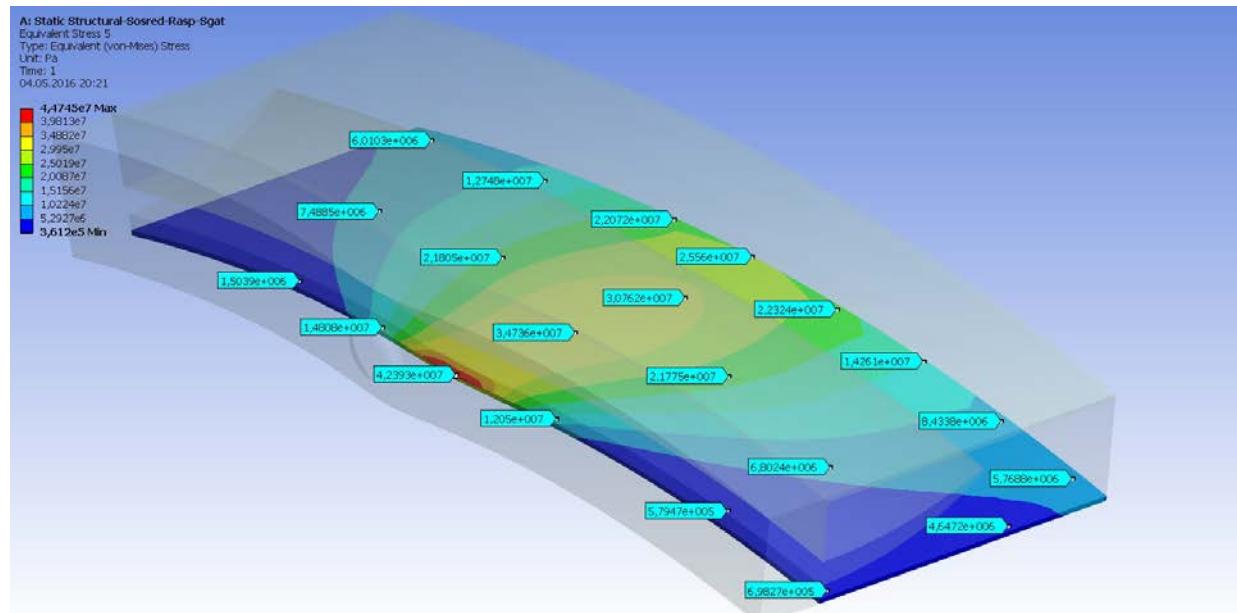


Рис. 9. Распределение эквивалентных напряжений по Мизесу в нижнем несущем слое сотовой оболочки

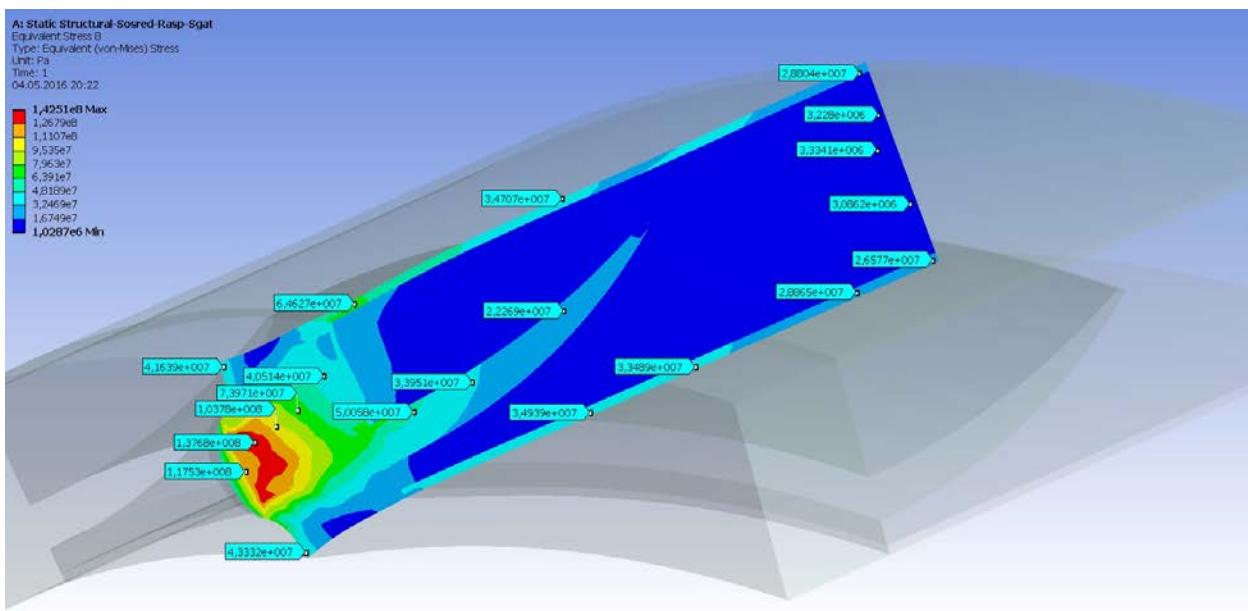


Рис. 10. Распределение эквивалентных напряжений по Мизесу в плоскости симметрии сегмента

Контурно-распределенное приложение нагрузки: сжатие.

Сила сжатия 31250 Н приложена по всей торцевой площади сегмента и заменена давлением равным 7,0823 МПа.

Основные результаты расчетов представлены в виде картин напряжений на рис. 11...13.

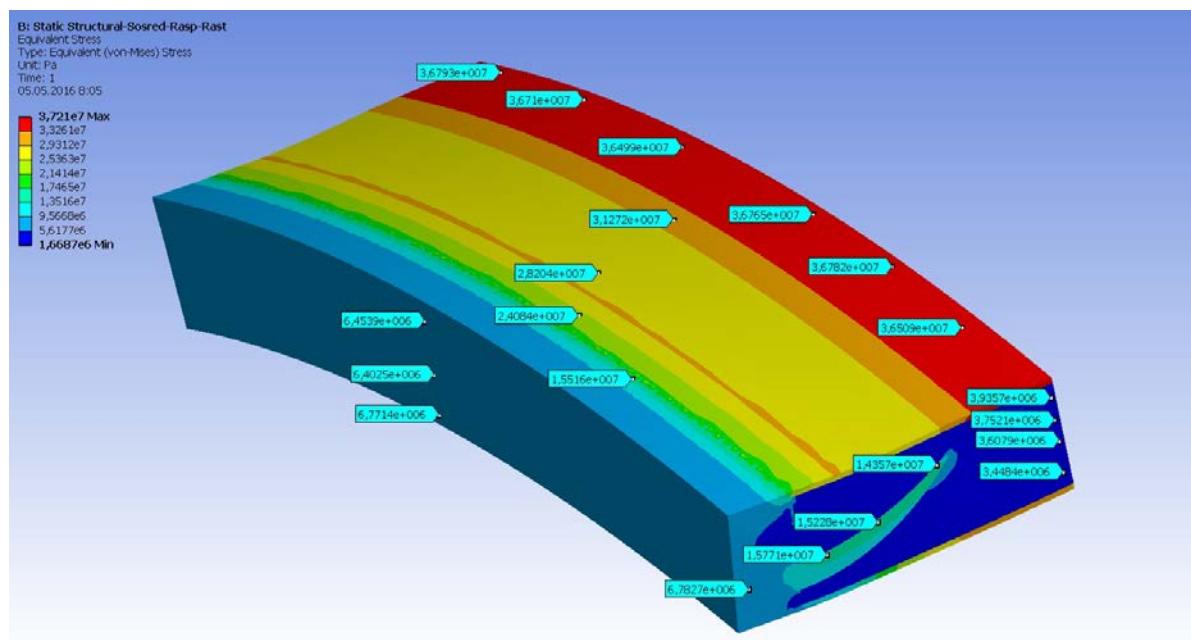


Рис. 11. Распределение эквивалентных напряжений по Мизесу в соединении

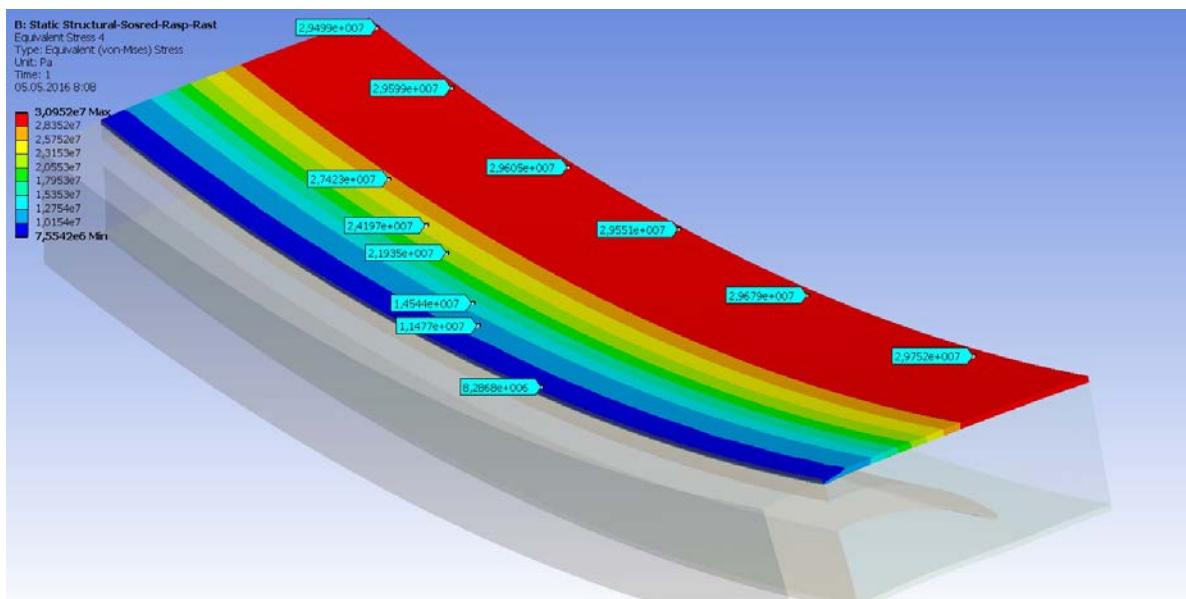


Рис. 12. Распределение эквивалентных напряжений по Мизесу в нижнем несущем слое сотовой оболочки

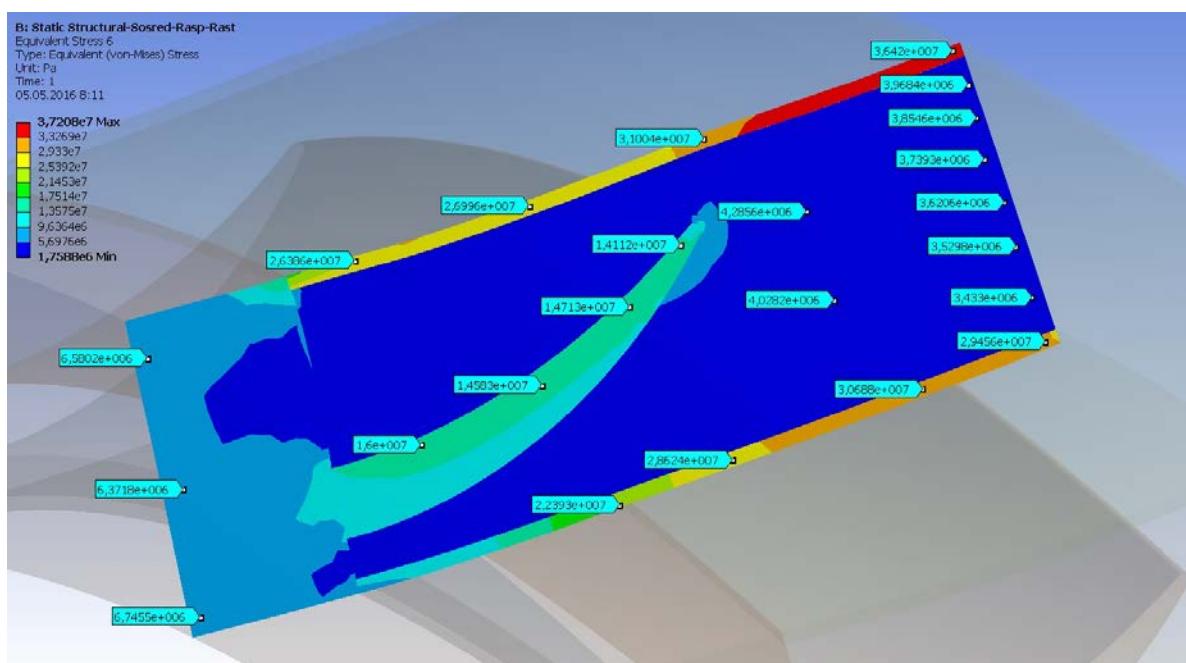


Рис. 13. Распределение эквивалентных напряжений по Мизесу в плоскости симметрии сегмента

Условно-погонное приложение нагрузки: сжатие.

Сила сжатия 31250Н приложена по линии среднего диаметра сегмента.

Основные результаты расчетов представлены в виде картин напряжений на рис. 14...16.

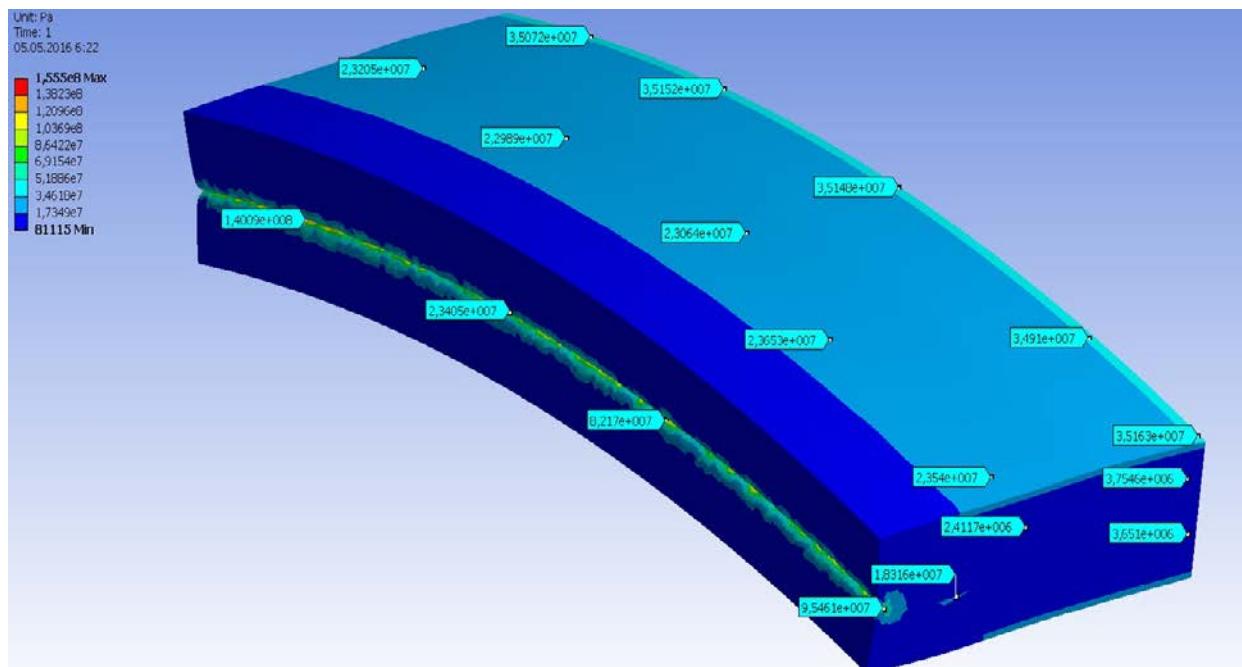


Рис. 14. Распределение эквивалентных напряжений по Мизесу в соединении

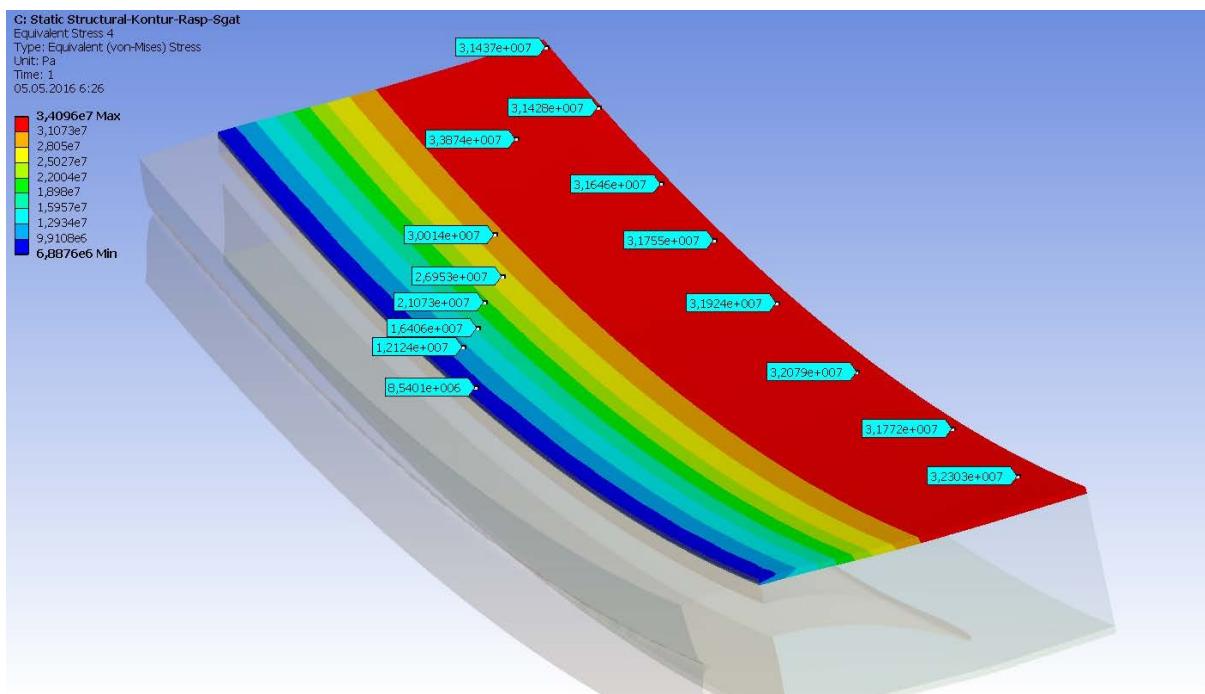


Рис. 15. Распределение эквивалентных напряжений по Мизесу в нижнем несущем слое сотовой оболочки

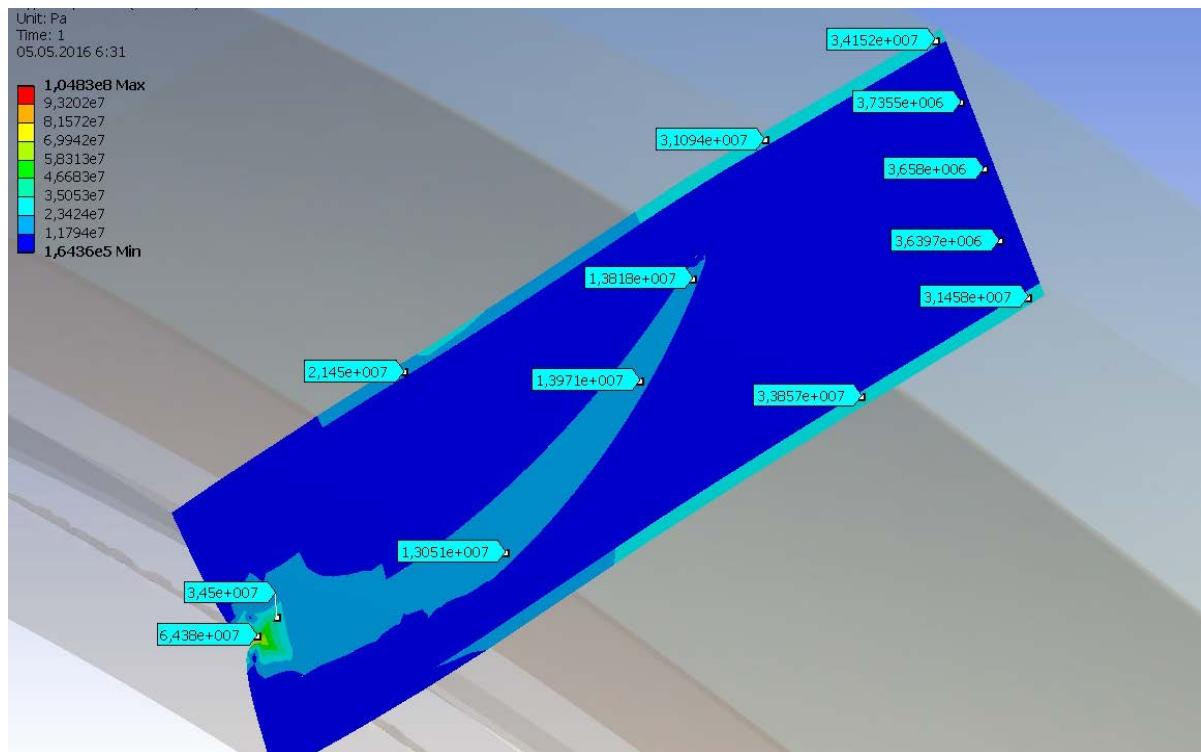


Рис. 16. Распределение эквивалентных напряжений по Мизесу в плоскости симметрии сегмента

Условно-погонное приложение нагрузки: растяжение.

Сила растяжения 15625Н приложена по линии среднего диаметра сегмента. Основные результаты расчетов представлены в виде картин напряжений на рис. 17...19.

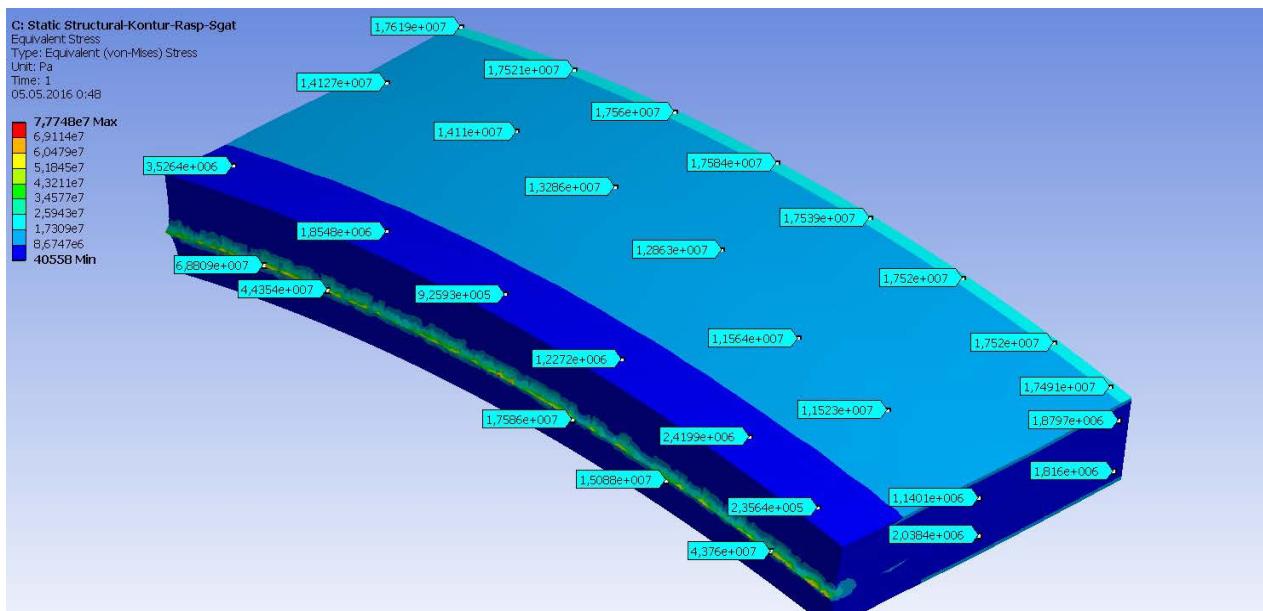


Рис. 17. Распределение эквивалентных напряжений по Мизесу в соединении

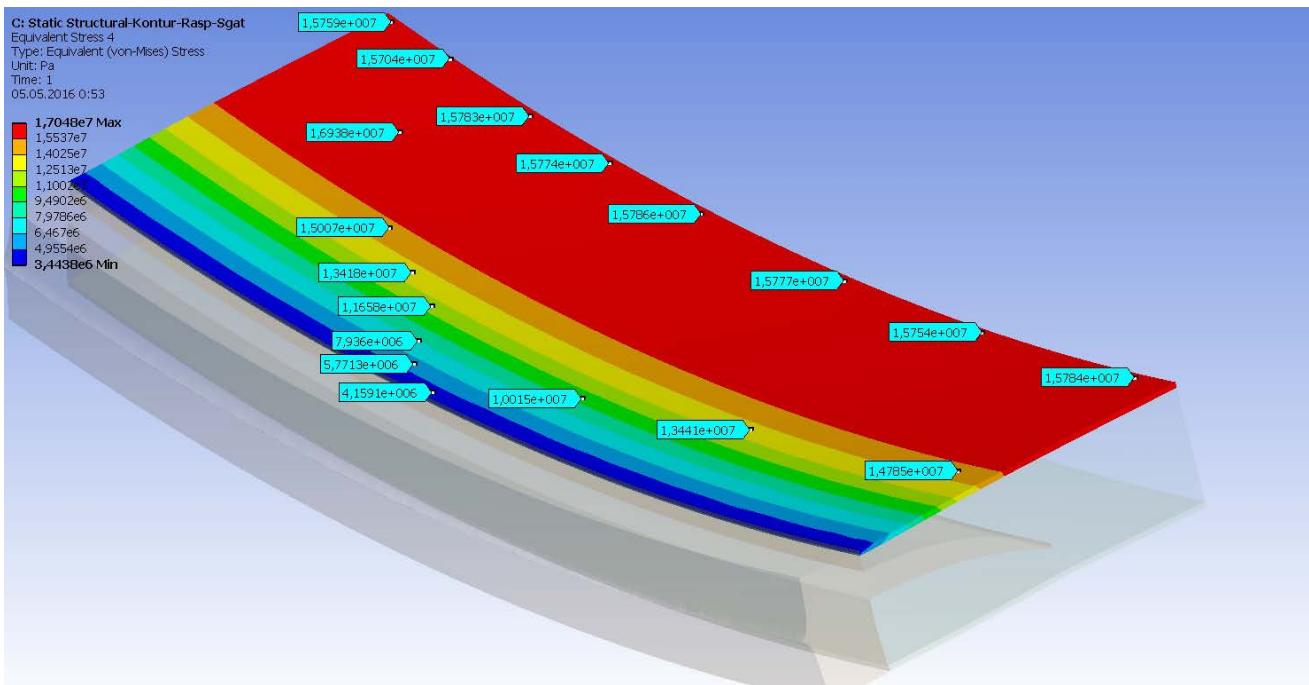


Рис. 18. Распределение эквивалентных напряжений по Мизесу в нижнем несущем слое сотовой оболочки

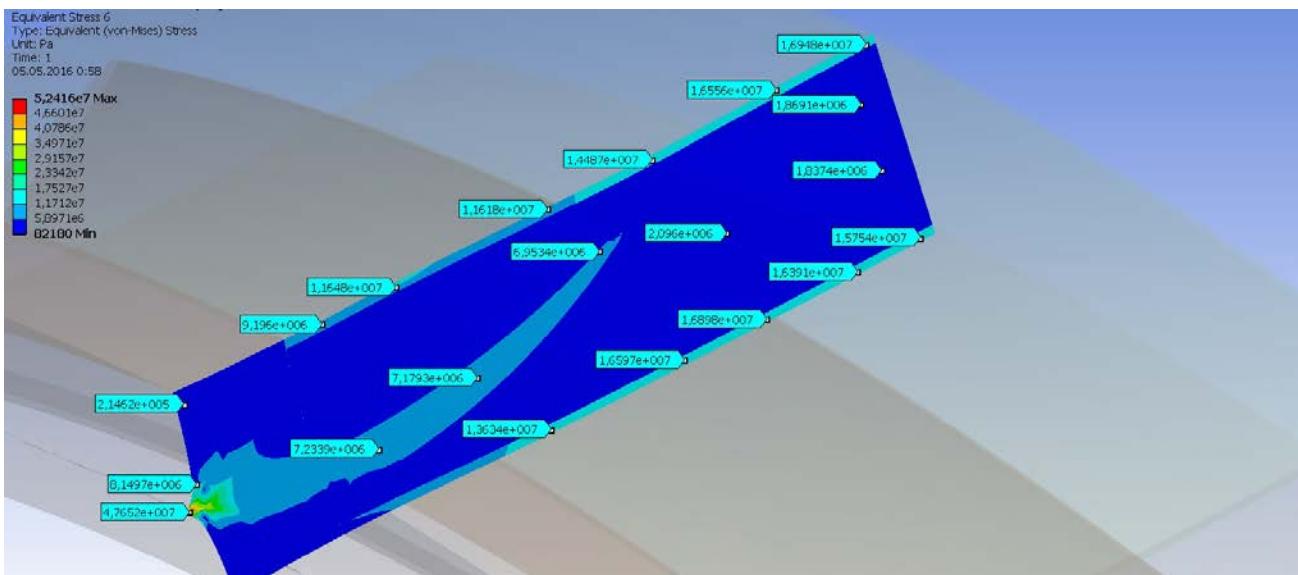


Рис. 19. Распределение эквивалентных напряжений по Мизесу в плоскости симметрии сегмента

Представленные выше рисунки отражают лишь некоторые характерные результаты из числа полученных данных о напряженно-деформированном состоянии соединения *LAK-Lock*.

Выводы.

Анализ полной картины напряжений и деформаций каждого из элементов соединения позволяет сделать следующие выводы¹.

1. Уровни напряжений, возникающие в торцевой полке и криволинейном хвостовике шпангоута, а также в кольцевой намотке законцовки относительно невелики и плавно переходят к равномерным в зоне включения в работу верхнего и нижнего несущего слоев оболочки с сотовым заполнителем.

2. Условно-погонная передача усилий от отсека к отсеку значительно рациональнее по степени равномерности распределения напряжений в законцовке и в трехслойной оболочке в сравнении с сосредоточенно-регулярным нагружением.

3. Картинны напряжений и деформаций свидетельствуют о том, что имеются дополнительные возможности совершенствования предложенного соединения путем корректировки линейных размеров, толщин и конструкционного материала элементов композитной законцовки и металлического торцевого шпангоута для достижения их равнопрочности.

4. Неразъемное соединение *LAK-Lock* для всех рассмотренных видов нагружения обеспечивает выравнивание полей деформаций и выполнение гипотезы плоских сечений по торцу в зоне соединения законцовки с сотовой цилиндрической оболочкой.

Библиографические ссылки

1. Я.С. Карпов Я.С. Соединения деталей и агрегатов из композиционных материалов. – Харьков: Национальный аэрокосмический ун-т «ХАИ», 2006. – 359 с.
2. Буланов И.М. Воробей В.В. Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов: Учеб. для вузов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1998. 516 с.
3. Воробей В.В., Сироткин О.С. Соединения конструкций из композиционных материалов. – Л.: Машиностроение, Ленингр. отд-ние, 1985. 168 с.
4. Линник А. К. Системное исследование массовой эффективности и проблемных вопросов конструирования «сухих» отсеков ракет-носителей из композиционных материалов, Научно-технический отчет, Микроспейс-ГПКБЮ, 2013. -95 с.
5. Guide to ANSYS Programmable Features, ANSYS Inc., Canonsburg, PA, August 2005.

Надійшла до редакції 17.05.16

¹ Результаты получены теоретически и нуждаются в подтверждении путем технологической отработки и экспериментальных исследованиях соединения *LAK-Lock*

УДК 532.593:541.24

K. V. Heti , S. A. Davudov

Oles Honchar Dnipropetrovsk National University

COMPARATIVE ANALYSIS OF THE FLUID POSITION CONTROLS IN SPACECRAFT TANKS

У роботі пропонується порівняльний аналіз засобів забезпечення суцільності палива з урахуванням принципових особливостей їх функціонування на пасивних ділянках польоту космічних літальних апаратів

Ключові слова: космічний літальний апарат, сітчастий розподілювач фаз, рідке паливо, невагомість

В работе представлен сравнительный анализ средств обеспечения сплошности топлива с учетом принципиальных особенностей их функционирования на пассивных участках полета космических летательных аппаратов

Ключевые слова: космический летательный аппарат, сетчатый разделитель фаз, жидкое топливо, невесомость

This paper presents a comparative analysis of the means of ensuring the continuity of fuel in view of the fundamental features of their functioning in the passive phases of their flight spacecraft

Keywords: space vehicles, mesh phase divider, liquid fuel, zero gravity

The vast majority of rockets and spacecraft are composed of fuel tanks with liquid propellants , the volume of which can vary from a few liters to tens of cubic meters. Accordingly, the geometric dimensions of fuel tanks can vary within very wide limits. The efficiency of fuel components in the performance of the spacecraft flight mission will depend on the technical perfection of the fuel supply system from the cavity of tanks in the propulsion system (controller). In this case the central element of this system is a system for ensuring the fuel continuity . The main purpose of this system – is to ensure lack of break tank pressurization gas from the discharge pipe into the cavity at all stages of the aircraft up to the full development of fuel from the tank or until the end of performance of an aircraft flight mission.

On the composition and structure system for ensuring continuity of fuel significantly affects its purpose and operating conditions defined specifications. system for ensuring continuity of fuel primarily, as noted above, the fuel components must provide free flow of gas inclusions from the tanks into the drain highway at startup and operation control. In terms of mass action high longitudinal acceleration, which is typical for the cruise control the first and second stage of the launch, this problem is solved relatively simply.

Propellants constantly "pressed" the longitudinal direction of the mass force to the lower tank bottoms. The surface of the "liquid-gas" section and simply connected almost flat. The side sloshing of fuel caused by the work of government and non-stationary systems work Marching control, damping system innertank partitions [1,3]. optimal design of system for ensuring the fuel continuity The problem is mainly aimed at minimizing pressure losses in the transition from the cavity fuel components in the tanks in the drain line and to prevent premature breakthrough boost gas in the drain pipe at the final stage of the cruise control [2,3].

The operation of the upper stages of rockets, boosters and spacecraft control due to the repeated switching on and off the main engines with launch traffic in conditions of weightlessness and practice with the need to run the cruise control from the state of weightlessness. Propellants are under the action of the alternating field of mass forces, in circumstances where there is no dominant mass force of constant direction. Operating conditions and the fuel supply system, respectively a system for ensuring the fuel continuity, while significantly complicated. At spacecrats traffic on the passive part of the trajectory the fuel components are mixed with pressurization gas [4] and the phase boundary becomes multiply. At the time of starting the engine the gas phase will occupy with respect to the drain arbitrary position, unless special measures to restrict the movement of the gas phase in the following conditions, thereby effecting control of its position.

The main task of the system for ensuring the fuel continuity under the action of the alternating field of mass forces is still a supply of fuel from the tank to the drain line without gas inclusions up to the full development of fuel and maintenance of the minimum amount of residues in the tanks . However, in this case, at the design stage to ensure continuity must the system for ensuring the fuel continuity drained fuel at any level of the tank is empty. Obviously, a part of system for ensuring the fuel continuity fuel supply control system in the combustion chamber. In order to successfully carry out its task is to control the position of the system for ensuring the fuel continuity or the entire amount of fuel, or some part of it in the spacecraft tanks.

Fuel monitoring the situation becomes much more complicated due to the action of multidirectional external power pulses having different origins. [2] Experiments were conducted at various fluids weightlessness stands and in space flights, have shown that the static form of fluid under low gravity depend not only on the values of capillary forces, but also on other factors, including the magnitude of initial acceleration values, character and the duration of its reduction, etc.

Depending on the mass of the field properties differ in the way of creating a linear mass acceleration, or twisting of the aircraft fuel in the tanks, and thus create a centrifugal acceleration. In addition, the cavity can be created in the fuel tank of the electric field, which takes place under the influence of the movement of fuel in the tank field with high field intensity [5].

Means of ensuring the continuity of the passive type fuel administers fuel by forces that operate throughout the flight of the aircraft, but acquire significance only in the passive phase of the flight path. This intermolecular forces on the basis of their function thixotropic fuel which in turn reduced gravity from a liquid to a gelatinous

mass called gelyu [9]. This prevents mixing of helium with the gas phase. The so-called "gelling" of fuel is achieved by adding special additives in it. The gel is again converted into a liquid with an increase in shear stresses as a consequence of the emergence of a pressure gradient or fuel consumption.

Despite the wide variety of currently developed and successfully operated in the system for ensuring the fuel continuity by mesh type, they all contain in their composition the screening surface is the main working element of the whole system. The process of separating the gas and liquid phases takes place directly on these surfaces. Under operability mesh system for ensuring the fuel continuity is commonly understood as the ability to prevent the passage of the screening surface through its gas phase and to ensure at the same time control the amount of fuel required for the flight time. The screening surface is typically a metal frame on which is placed a woven mesh by spot welding. Geometric grid parameters method of attachment, the total area, placing in the tank cavity and other design parameters have a significant impact on the performance of the entire system.

The basis of the mesh is necessary to use the system for ensuring the fuel continuity capillary pressure drop that occurs during the passage of the interface cells through a woven metal mesh. According to Laplace's formula, the value of the capillary pressure drop in the mesh delimiters cells by $\Delta p_{capilar}$ will be determined with dependence

$$\Delta p_{capilar} = \frac{2\sigma}{r_{mesh}}, \quad (1)$$

where σ – surface tension, H / m; r_{mesh} – current radius of curvature of the surface of the interface in a grid cell, m.

Here определяют капиллярный размер стороны ячейки ак или капиллярный радиус ячейки тк выбранного образца сетки по формуле

Here also we define the size of the capillary sides cell r_{mesh} as capillary radius from the following formula

$$a_{plain} = \frac{3,55\sigma}{\Delta P} \text{ – or plain weave type nets,}$$

$$r_{filter} = \frac{2\sigma}{\Delta P} \text{ – for the filter type weaving nets.}$$

The surface tension is directly related to the physical properties of the fuel, while θ contact angle is defined as the type of fuel, and the material from which the mesh delimiter was made of. The $\Delta p_{capilar}$ size has a maximum value which can be fixed for this type of grid and fuel. The value of the maximum capillary differential Δp_{max} called static holding capacity of mesh delimiter. Obviously, if during the flight the aircraft on the surface of the phase separator will be implemented differential pressures exceeding for quite a long time, the breakthrough of the gas phase through the surface of mesh delimiter was inevitable.

For any system for ensuring the fuel continuity the condition of its performance is determined by the differential pressure conditions on the grid

$$\frac{2\sigma}{\rho ah} \gg r_{mesh}, \quad (2)$$

Influence of the mesh delimiters in fixing the reference "window" for its retention experimentally studied in [5]. At the same time focused on mesh delimiters performance in terms of external vibration with a frequency of 8 to 500 Hz. The paper concludes that the use of various types of additional support members increases the rigidity of the mesh delimiters. This stiffening of the system for ensuring the fuel continuity reduces sensitivity to external dynamic influences.

The design of the entire mesh type of system for ensuring the fuel continuity by using additional support under the mesh delimiters, becomes much more complicated. Inevitably also complicated assembly process and experimental testing of the system.

If the decision is to refuse the construction of the system for ensuring the fuel continuity of any additional reinforcing elements, to provide the desired level of rigidity necessary to provide mesh delimiters stretch mesh with its consolidation in the "window" of the support frame to the desired level.

Increased levels of tension on the supporting mesh type of system for ensuring the fuel continuity "window" entails a change of weaving mesh size nets and, as a result, changes in mesh delimiter retention. The existence of this communication has been experimentally proved in [3] for the mesh delimiter plain type weave in the range of the cell sides of 40 microns to 160 microns. In [3] also points out that with an increase in the level of tension mesh delimiter reference "window" of up to 5% to 15% of mechanical destruction of the wire netting a decrease in the ability of holding the mesh delimiter. According to the results of experiments obtained empirical dependence of the relative change in the holding capacity of mesh delimiter its elasticity coefficient.

Nowadays the mesh delimiters based on capillary forces have a number of advantages over all other systems of liquid orientation in microgravity. Such capillary systems have high durability and simplicity of design. They do not require for their work additional external energy sources and react poorly to changes in the intensity of the field of mass forces. These devices allow a quick check of their performance, as well as their weighting parameters exceed the inertia and fluid containment diaphragm ways.

Currently, capillary means of ensuring fuel continuity remain the most promising means for universal multi-purpose spacecraft. Creating this kind of spacecraft is one of the most pressing challenges facing the rocket-space-faring nations. At the same time improving these conditions can be achieved only when the progress in the technology of production of porous materials for phase separating elements, reducing their cost and improving performance. Results of the scientific investigations can be used in the development of engineering techniques to choose

the design parameters of such systems, as well as enhancements of the new generation of manufacturing technology of porous materials.

References

1. Melcher J.R. Dielectroforetic liquid expulsion / J.R.Melcher // J. Spacecraft and Rockets. – 1969. – Vol.6, № 9. – P. 961 – 967.
2. Капиллярные системы отбора жидкости из баков космических летательных аппаратов / Багров В.В., Курпатенков А.В., Поляев В.М. и др.; под. ред. В.М.Поляева. – М.: УНПЦ «ЭНЕРГОМАШ», 1997. – 328 с.
3. Гидромеханика невесомости / В.Г.Бабский, Н.Д.Копачевский, А.Д.Мышкис и др.– М.: Наука, 1976. – 504 с.
4. Краев В.М. Влияние гидродинамической нестационарности на гидравлическое сопротивление в трубе / В.М.Краев // Изв. вузов. Авиационная техника. – 2003. – № 4. – С. 73 – 75.
5. Ellion M.E. An improved technique for propellant management for body stabilized spacecraft / M.E.Ellion // AIAA Paper. – 1977. – № 850 – 7 p.
6. Tegart J.R. Performance of a capillary propellant management device with hydrazine / J.R.Tegart // AIAA Paper. – 1979. – № 1259. – 9 p.
7. DeBrock S.C. Spacecraft capillary propellant retention and control for long-life missions. - J. Spasecraft and rockets, 1969, vol. 6, N 1, p. 32 -36.
8. Tegart J.R., Wright N.T. Double perforated plate as a capillary barries // AIAA Paper - 83 - 1379 - 7 p.
9. Ellion M.E. et al. An improved technique for propellant management for body stabilized spacecraft // AIAA Paper - 77 - 850 - 7p.

Received 05 July 2016

ДО УВАГИ АВТОРІВ

1. Стаття повинна містити результати нових досліджень автора з повним їхнім доведенням. Посилання на неопубліковані праці неприпустиме. Приймаються статті, запропоновані українською, російською та англійською мовами.

2. Рукопис статті повинен мати таку структуру (згідно з вимогами Постанови ВАК України № 7-05/1 від 15 січня 2003 року):

- постановка проблеми у загальному вигляді та її зв'язок із важливими науковими чи практичними завданнями;
- аналіз останніх досліджень і публікацій, в яких започатковано розв'язання даної проблеми і на які спирається автор, виділення не вирішених раніше частин загальної проблеми, котрим присвячується означена стаття;
- формулювання цілей статті (постановка завдання);
- виклад основного матеріалу дослідження з повним обґрунтуванням отриманих наукових результатів;
- висновки з даного дослідження і перспективи подальших розвідок у даному напрямку.

3. Вимоги до набору.

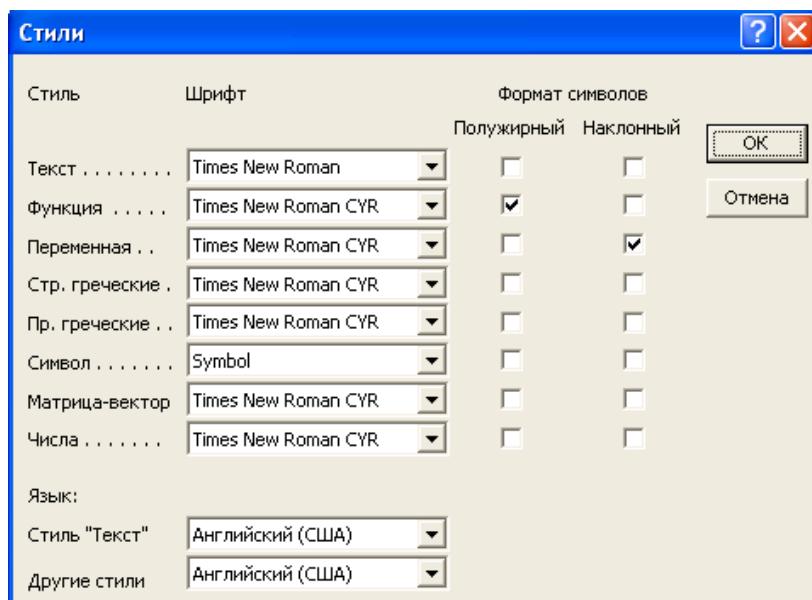
- Текст набирають у Microsoft Word.
- Формат паперу А4 (210×297).
- Параметри сторінки (поля): верхнє – 20 мм; нижнє – 20 мм; ліве – 20 мм; праве – 20 мм.
- Стилі і форматування для елементів статті.

Міжрядковий інтервал для усіх елементів статті одинарний.

УДК	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 14 pt, прямий, усі літери великі; <i>вирівнювання:</i> за лівим краєм; <i>інтервал після:</i> один рядок
Ініціали і прізвища авторів	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 14 pt, прямий; <i>вирівнювання:</i> за серединою; <i>інтервал після:</i> один рядок. Спочатку набирають ініціали, потім – прізвище
Місце роботи	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 14 pt, курсив; <i>вирівнювання:</i> за серединою; <i>інтервал після:</i> один рядок
Назва статті	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 14 pt, напівжирний, прямий, усі літери великі; <i>вирівнювання:</i> за серединою; <i>інтервал після:</i> один рядок
Анотації	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 12 pt, напівжирний, прямий; <i>вирівнювання:</i> за ширину; <i>абзац:</i> 1,25 см
«Ключові слова»	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 12 pt, напівжирний, курсив; <i>вирівнювання:</i> за ширину; <i>абзац:</i> 1,25 см; <i>інтервал після:</i> один рядок

Основний текст статті	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 14 pt, прямий; <i>вирівнювання:</i> за ширину; <i>абзац:</i> 1,25 см; <i>інтервал після:</i> один рядок
Назва рисунка	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 12 pt, напівжирний, прямий; <i>вирівнювання:</i> за середину, але не ширше за рисунок
Підрисункові підписи	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 12 pt, прямий; <i>вирівнювання:</i> за ширину, але не ширше за рисунок
«Таблиця»	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 14 pt, курсив; <i>вирівнювання:</i> за правим краєм
Назва таблиці	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 14 pt, напівжирний, прямий; <i>вирівнювання:</i> за середину
Заголовок «Бібліографічні посилання»	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 16 pt, напівжирний, прямий, <i>вирівнювання:</i> за середину; <i>інтервал після:</i> один рядок
Бібліографічні посилання	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 14 pt, прямий; нумерований список; <i>вирівнювання:</i> за ширину; <i>абзац:</i> 1,25 см; <i>інтервал після:</i> один рядок
Дата надходження до редколегії	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 12 pt, курсив; <i>абзац:</i> 1,25 см

- Анотацію до статті та ключові слова слід подавати українською, російською та англійською мовами.
- Під час набору статті обов'язково розрізняти «дефіс» і «тире».
- Формули слід набирати **тільки** в редакторі **Microsoft Equation 3.0** з такими установками: *інтервал до:* один рядок, *інтервал після:* один рядок; *табуляція:* 8,5 см – за середину, 17 см – праворуч:



- Рисунки слід виконувати в будь-якому форматі, що імпортується графічними фільтрами Microsoft Word. Рисунки вставляють у текст статті як окремий незалежний об'єкт (положення – у тексті), при цьому можливе пересування тексту відносно нього. Під

рисунком обов'язковим є розміщення його назви із номером; якщо необхідно – пояснювальний підпис.

- Бібліографічні посилання оформлюють відповідно до ГОСТ 7.1:2006 і вони повинні бути розташовані у тому ж порядку, що і посилання на них у тексті.
- В кінці статті наводяться прізвища, ініціали авторів та назва статті англійською, українською та російською мовами.

4. До редакційної колегії потрібно подавати:

– один примірник статті з підписом автора (співавторів) на останній сторінці;

- експертний висновок про можливість публікації статті;
- рецензію провідного фахівця відносно наукового рівня статті;
- електронний варіант статті на CD або електронною поштою;
- в окремих файлах рисунки до статті;

– на окремому аркуші довідку про автора (співавторів), у якій слід зазначити: ім'я, по батькові та прізвище автора, місце роботи, посаду, наукові інтереси, телефон та електронну адресу.

5. Статті, виконані з порушенням правил, до збірника не будуть включені.

6. Адреса редколегії: Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара, фізико-технічний факультет, кафедра проектування та конструкцій ЛА, вул. Наукова, 10, м. Дніпропетровськ, 49050, Україна (тел.: (056)375-05-29, 066-179-70-283, e-mail: gorelova-kristi@mail.ru).

ЗМІСТ

Карпович Е.В., Федосов А.В., Черныш И.А., Бессалый В.Г.

Математические условия возникновения дефектов в сварном соединении при электронно-лучевой сварке титановых сплавов.....3

Ащенкова Н.С., Капера С.С., Яковлев Б.С.

Розробка спеціалізованого схвату за допомогою MATHCAD.....15

Шевцов В. Ю., Смоленський Д. Е., Назаренко Д. С., Таран В. О., Дмитренко А. В.

Чисельне моделювання гідродинамічних процесів в баці при опорожненні24

Колесніченко О. В.

Дослідження поведінки палива в тороїдальних баках літальних апаратів в умовах дії змінного поля масових сил.....31

Елисеев В.И., Луценко В.И., Совет Ю.П.

Некоторые вопросы устойчивости и существования тонких пленок жидкости.....36

Полишко С.А.

Влияние элементов-модификаторов на свойства колесной стали марки КП-Т.....49

Дронь Н.М., Андриевский М.В., Лукашов М.А.

Влияние выбора топлива и системы подачи на проектные параметры ракеты-носителя сверхлегкого класса54

Линник А.К., Липовский В.И.

Нетрадиционное соединение торцевого металлического шпангоута с законцовкой отсека, выполненного из полимерных композиционных материалов65

Heti K. V., Davudov S. A.

Comparative analysis of the fluid position controls in spacecraft tanks.....77