Научная статья
Original article
УДК 621.454

РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

STRENGTH COLCULATION OF THE ROCKET ENGINE COMBUSTION CHAMBER

Зинатов Алексей Юревич, студент 4 курс, факультет «Энергомашиностроение», Московский государственный технический университет им. Н.Э.Баумана, Россия, г. Москва

Zinatov Alexey Yurevic, student 4th year student, Faculty of Power Engineering, Moscow State Technical University. N.E. Bauman, Russia, Moscow

Аннотация: В статье рассматривается расчет на прочность камеры сгорания ракетного двигателя на жидком топливе. Рассмотрены различные схемы охлаждающих трактов камеры сгорания двигателей.

Такие как: со связанными оболочками по выштамповкам, щелевые тракты, схемы охлаждения трактов со связанными пайкой оболочками по ребрам, через гофрированные проставки.

Приведены необходимые зависимости для расчета камеры с продольными связями в рубашке охлаждения для случая связанных пайкой оболочек по ребрам. Основные теоретические формулы по расчету камеры сгорания на прочность приведены в тексте. Также дана методика определения необходимых для расчета параметров.

Упор в статье сделан на прочностном расчете по имеющимся параметрам материала и термодинамическим параметрам. Более подробно о термодинамике процесса можно ознакомиться в источниках, которые были использованы в работе. Материалы, по которым можно ознакомиться с выводами формул представлены в работе. В статье использованы итоговые зависимости, формулы без доказательств и промежуточных выкладок.

Annotation: strength calculation of the liquid rocket engine combustion chamber is considered in the article. Different types of cooling system of the combustion chamber are considered. For example: connected shells with stamping, slot path, cooling system with shells, which are connected by soldering using ribs and corrugated spacers.

Necessary equations are given in the article for combustion chamber with longitudinal connection in the cooling system, when shells are connected by soldering using ribs. The study provides basic theoretical equations for strength calculation of the combustion chamber. Method of determining necessary parameters for calculation is given.

The point is strength calculation using material parameters and thermodynamic parameters. More information about the thermodynamics of the process can be found in the sources that were used in the work. Books on which you can get acquainted with the derivation of the formulas are presented in the work. In the article final equations are used without intermediate calculations.

Ключевые слова: ракетные двигатели, камера сгорания, расчет на прочность, рубашка охлаждения камеры сгорания.

Key words: rocket engines, combustion chamber, strength calculation, cooling system of the combustion chamber.

Камера сгорания жидкостного ракетного двигателя – агрегат ЖРД, в котором компоненты топлива в результате химических реакций преобразуются в продукты, создающие при истечении реактивную силу. Камера ЖРД состоит из камеры сгорания и сопла. В камере сгорания ЖРД

температура продуктов сгорания может достигать ~ 4000 К, а давление – 20 Мпа и более. [1,с.10]

Поэтому необходима система охлаждений, с учетом конструкции которой прочностной расчет усложняется.

Большинство камер ЖРД имеют наружное охлаждение, при котором осуществляется проток охладителя по охлаждающему тракту, образованному между внутренней и наружной оболочками или стенками камеры сгорания и сопла. С ростом давления в камере и повышением энергетических характеристик двигателя для обеспечения надежной теплозащиты стенок камеры требуется интенсификация наружного проточного охлаждения. Кроме того, при интенсивном наружном охлаждении требуется, чтобы внутренняя стенка была достаточно тонкой и изготовлена из теплопроводных металлов, например, из медных сплавов.

Однако с повышением давления в камере и охлаждающем тракте, которые доходят до десятков мегапаскалей, очень сложно обеспечить высокую прочность конструкции при тонкой стенке из теплопроводных, как правило, малопрочных материалов.

Поэтому наиболее сложным этапом создания камеры является проектирование и разработка конструкции охлаждающего тракта, который имеет много разных форм и силовых связей. Заметим, что от конструкции охлаждающего тракта зависит облик всей конструкции камеры, ее прочность, надежность охлаждения и массовые характеристики. Таким образом, самым главным элементом конструкции камеры является конструкция охлаждающего тракта. Наиболее простым является охлаждающий тракт, выполненный в виде гладкого щелевого канала, образованного зазором между внутренней и наружными оболочками. Однако при малом количестве охладителя для обеспечения требуемой скорости течения необходимо иметь очень малый зазор щели – менее 0,4…0,5 мм, что технически выполнить очень трудно. Кроме того, при большом давлении в охлаждающем тракте, тонкая

внутренняя оболочка легко теряет устойчивость – деформируется из-за недостаточной ее жесткости.

От этих недостатков избавлены охлаждающие тракты с так называемыми связанными оболочками, т.е. прочно скрепленными.

Возможно выполнение тракта по специальным выштамповкам – круглым или овальным, выполненным на наружной оболочке, а также оболочки, соединенные пайкой либо через ребра, выфрезерованные на внутренней оболочке, либо пайкой через специальные гофровые проставки. В американских двигателях распространены трубчатые конструкции камер. В них корпус камеры сгорания и сопла набирается из специальных тонкостенных профилированных трубок, изготовленных из теплопроводных материалов.

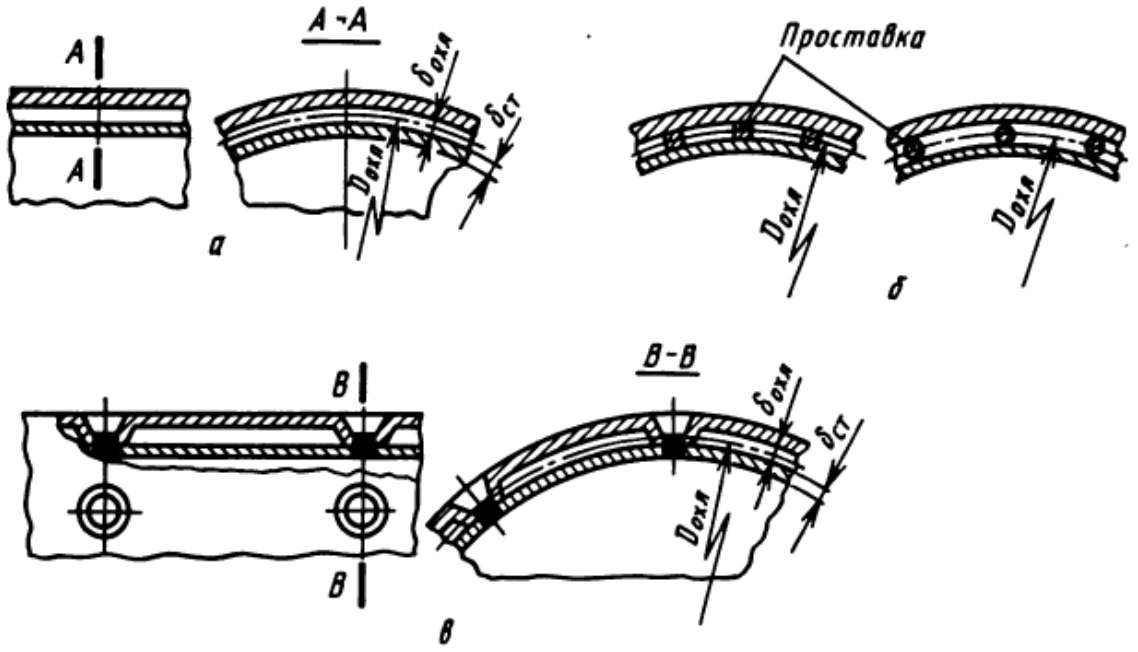

Рисунок 1. Схемы охлаждения трактов камеры: а, б – щелевые тракты; в- со связанными оболочками по выштамповкам

Наиболее распространенной конструкцией охлаждающих трактов являются каналы, образованные ребрами или гофрированными проставками. При таких конструкциях трактов оболочки имеют большое число связей, которые обеспечивают повышенную жесткость и прочность камеры.

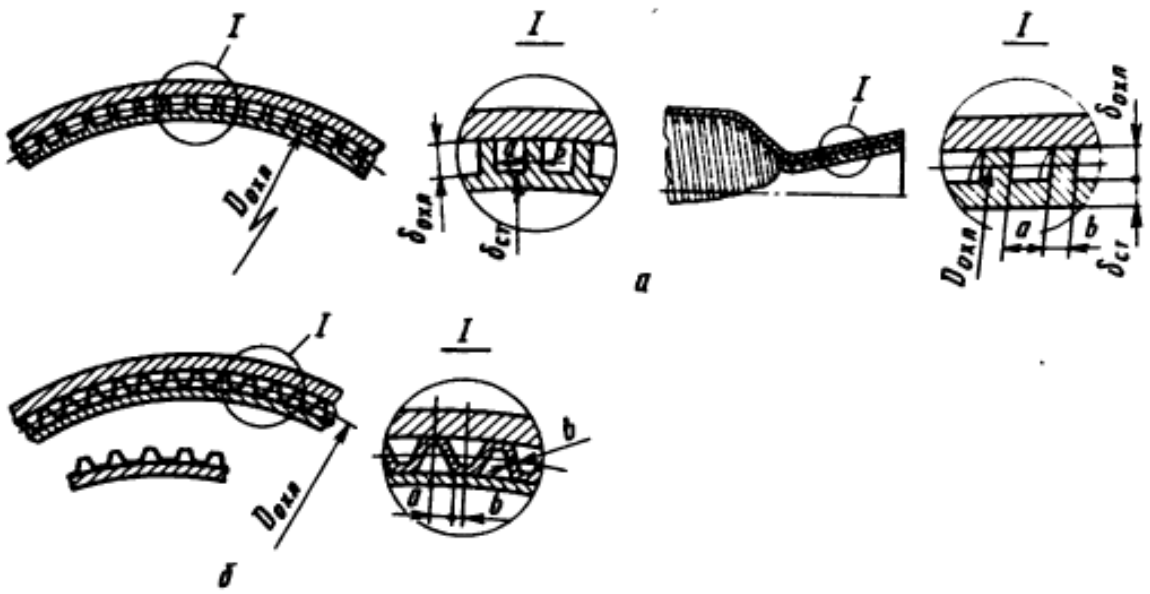

Рисунок 2. Схемы охлаждения трактов со связанными пайкой оболочками: а – по ребрам; б – через гофрированные проставки.

Сравним оба вида связей оболочек:

1. При использовании гофров прочность связи оболочек при прочих равных условиях меньше, чем при применении ребер.

2. Производство ребер путем их фрезеровния на внутренней оболочке много проще и надежнее, чем изготовление гофорированных секций.

3. Качество соединения стенки, спаянной с ребрами, легче проконтролировать.

4. При уменьшении шага между ребрами и гофрами гофры в большей степени загромождают проходное сечение охлаждающего тракта.

Все это приводит к тому, что большинство камер двигателей имеет в качестве связей фрезерованные ребра. [2, с. 108]

Рассматриваемый вариант тракта можно рассматривать, как двухслойную оболочку с продольными связями.

Рассматривается плоская деформация двухслойной цилиндрической оболочки с конечным числом продольных связей. Оболочка подвергается действию внутреннего давления, осевых усилий и неравномерного нагрева.

Для составления условий совместности деформаций отсечем продольные связи, заменяя их неизвестными усилиями P. Положительные направления этих усилий (по отношению к оболочкам) показаны на рисунке 3.

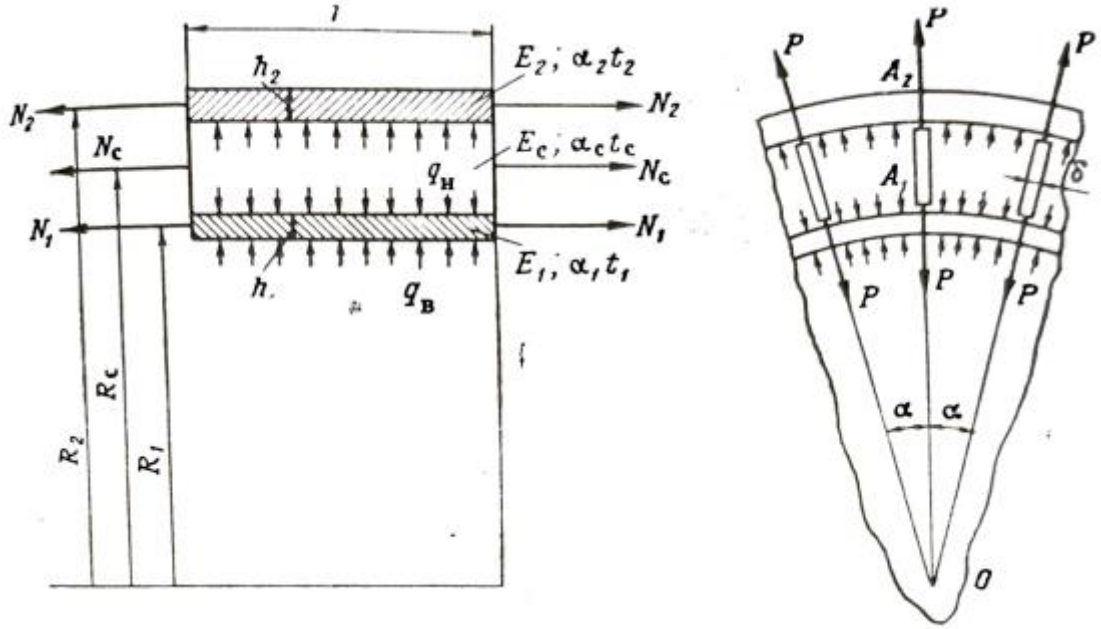

Рисунок 3. Силовая схема двухслойной оболочки с продольными связями.

После записи основных уравнений дисциплины «Сопротивление материалов» и математических преобразований получим:

$$\mathrm{P} = \frac{1}{\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_C + \frac{\mu_1 R_1}{E_1 h_1} B_1 - \frac{\mu_2 R_2}{E_2 h_2} B_2} [\alpha_1 t_1 R_1 - \alpha_2 t_2 R_2 -$$

$$-q_{\text{н}} \left(\frac{R_1^2}{E_1 h_1} + \frac{R_2^2}{E_2 h_2} \right) + \frac{q_{\text{в}} R_1^2}{E_1 h_1} - \frac{\mu_1 R_1}{E_1 h_1} A_1 + \frac{\mu_2 R_2}{E_2 h_2} A_2], \qquad (1)$$

где

$$A_1 = \frac{1}{\frac{1}{E_1 h_1} \frac{1}{E_2 h_2} + \frac{1}{E_C h_C} \left(\frac{1}{E_1 h_1} \frac{R_2}{R_C} + \frac{1}{E_2 h_2} \frac{R_1}{R_C} \right)} \text{x}$$

$$\text{x}\{\left[\alpha_2 t_2 - \alpha_1 t_1 - q_\text{н}\left(\frac{\mu_1 R_1}{E_1 h_1} + \frac{\mu_2 R_2}{E_2 h_2}\right) + q_\text{в}\frac{\mu_1 R_1}{E_1 h_1}\right]\text{x}$$

$$\text{x}\left(\frac{1}{E_2 h_2} + \frac{1}{E_C h_C}\frac{R_2}{R_C}\right) + \left(\alpha_\text{c} t_\text{c} - \alpha_2 t_2 + q_\text{н}\frac{\mu_2 R_2}{E_2 h_2} + \frac{N_0}{2\pi R_C}\frac{1}{E_C h_C}\right)\frac{1}{E_2 h_2}\}; \quad (2)$$

$$A_2 = \frac{1}{\frac{1}{E_1 h_1}\frac{1}{E_2 h_2} + \frac{1}{E_C h_C}\left(\frac{1}{E_1 h_1}\frac{R_2}{R_C} + \frac{1}{E_2 h_2}\frac{R_1}{R_C}\right)}\text{x}$$

$$\text{x}\{\left(\alpha_\text{c} t_\text{c} - \alpha_2 t_2 + q_\text{н}\frac{\mu_2 R_2}{E_2 h_2} + \frac{N_0}{2\pi R_C}\frac{1}{E_C h_C}\right)\frac{1}{E_2 h_2} - [\alpha_2 t_2 - \alpha_1 t_1 -$$

$$-q_\text{н}\left(\frac{\mu_1 R_1}{E_1 h_1} + \frac{\mu_2 R_2}{E_2 h_2}\right) + q_\text{в}\frac{\mu_1 R_1}{E_1 h_1}]\frac{1}{E_C h_C}\frac{R_1}{R_C}\}; \quad (3)$$

$$B_1 = \frac{1}{\frac{1}{E_1 h_1}\frac{1}{E_2 h_2} + \frac{1}{E_C h_C}\left(\frac{1}{E_1 h_1}\frac{R_2}{R_C} + \frac{1}{E_2 h_2}\frac{R_1}{R_C}\right)}\text{x}$$

$$\text{x}\frac{n}{2\pi}\left[\frac{\mu_1}{E_1 h_1}\frac{1}{E_2 h_2} + \left(\frac{\mu_1}{E_1 h_1} + \frac{\mu_2}{E_2 h_2}\right)\frac{1}{E_C h_C}\frac{R_2}{R_C}\right]; \quad (4)$$

$$B_2 = \frac{1}{\frac{1}{E_1 h_1}\frac{1}{E_2 h_2} + \frac{1}{E_C h_C}\left(\frac{1}{E_1 h_1}\frac{R_2}{R_C} + \frac{1}{E_2 h_2}\frac{R_1}{R_C}\right)}\text{x}$$

$$\text{x}\frac{n}{2\pi}\left[\frac{\mu_2}{E_2 h_2}\frac{1}{E_1 h_1} + \left(\frac{\mu_1}{E_1 h_1} + \frac{\mu_2}{E_2 h_2}\right)\frac{1}{E_C h_C}\frac{R_1}{R_C}\right], \quad (5)$$

где

E_1, E_2, E_c-модули упругости 1, 2 оболочки и связи, $\mu_1, \mu_2, \mu_\text{c}$ −

коэффициенты Пуассона, $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_\text{c}$ −коэффициенты податливости, h_1, h_2, h_c −толщины, R_1, R_2, R_c −радиусы, t_1, t_2, t_c −температуры, $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_\text{c}$ − коэффициенты температурного расширения, N_0 −внешнее растягивающее усилие в поперечном сечении двуслойной оболочки, $q_\text{н}, q_\text{в}$ −наружное и внутренне давление. [3, с.136]

После определения P могут быть найдены усилия N_1, N_2:

$$\text{N}_1 = \text{A}_1 + \text{B}_1\text{P}; \quad (6)$$

$$\text{N}_2 = \text{A}_2 + \text{B}_2\text{P} \quad (7)$$

Одним из важнейших параметров, влияющих на прочностной расчет камеры сгорания является теплообмен в камере. Теплообмен между

продуктами сгорания и стенкой камеры имеет комбинированный характер. Основную долю переноса теплоты составляет конвективный тепловой поток. Отличный от него по природе лучистый поток составляет 10…30% (иногда до 50%) от конвективного. Независимость этих процессов позволяет считать их аддитивными, а, следовательно, величину совокупного теплового потока в стенку определять их сложением. Более подробно теплообмен по тракту камеры сгорания описана в [4], где также приведена методика нахождения температур на стенках камеры с продольными связями.

Расчет необходимо вести на максимальные нагрузки в камере. Еще один важный силовой фактор- давление в камере. Максимальное давление в камере, полагая мгновенное сгорание топлива:

$$p_{к\,max} = \frac{\tau_з m_{пуск} R_к T_к}{V_к} \quad (8)$$

Где $\tau_з$ – период задержки воспламенения топлива, $m_{пуск}$ – пусковой расход топлива, $R_к$ –газовая постоянная камеры, $T_к$ –температура камеры, $V_к$ –объем камеры. [5, с.235]

Потребное давление в рубашке охлаждения подбирается из расчета теплообмена и геометрии двуслойной оболочки.

Таким образом, выполнив предварительные расчеты термодинамических параметров и зная материал, геометрию камеры сгорания, можно получить расчет на прочность по теоретическим зависимостям.

Однако важно понимать, что выражения получены, исходя из идеальной формы конструкции. Будут иметь другие критические значения напряжений. И учесть «неидеальность» конструкции можно в зависимостях можно только с проведением эксперимента. [6, с.208]

Использованные источники:

1. Гуртовой А.А. Расчет и конструирование агрегатов ЖРД / Иванов А.В., Скоморохов Г.И., Шматов Д.П., – М.: ФГБОУ ВО Воронежский государственный технический университет, 2016. – 166с.

2. Гахун Г.Г. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей / Баулин В.И., Володин В.А., Курпатенков В.Д., Краев М.В., Трофимов В.Ф. – М.: Машиностроение, 1989. – 424с.
3. Биргер И.А. Круглые пластинки и оболочки вращения. – М.: Государственное научно-техническое издательство ОБОРОНГИЗ, 1961. – 364с.
4. Александренков В.П. Расчет наружного проточного охлаждения камеры ЖРД. – М.: ФГБОУ ВО Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана (национальный исследовательский университет), 2012. – 74с.
5. Васильев А.П. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей / Кудрявцев В.М., Кузнецов В.А., Курпатенков В.Д., Обельницкий А.М., Поляев В.М., Полуян Б.Я. – М.: Высш. шк., 1993. – 383с.
6. Биргер И.А. Пластинки и оболочки вращения. – М.: Государственное научно-техническое издательство машиностроительной литературы, 1961. – 368с.

Used sources:

1. Gurtova A.A. Calculation and design of LRE units / Ivanov A.V., Skomorokhov G.I., Shmatov D.P., - M .: Voronezh State Technical University, 2016. - 166p.
2. Gakhun G.G. Design and design of liquid rocket engines / Baulin V.I., Volodin V.A., Kurpatenkov V.D., Kraev M.V., Trofimov V.F. - M .: Mashinostroenie, 1989. - 424 p.
3. Birger I.A. Round plates and shells of revolution. - M .: State scientific and technical publishing house OBORONGIZ, 1961. - 364 p.
4. Aleksandrenkov V.P. Calculation of the external flow cooling of the LRE chamber. – M.: Moscow State Technical University named after N.E. Bauman (National Research University), 2012. – 74p.

5. Vasiliev A.P. Fundamentals of the theory and calculation of liquid rocket engines / Kudryavtsev V.M., Kuznetsov V.A., Kurpatenkov V.D., Obelnitsky A.M., Polyaev V.M., Poluyan B.Ya. - M .: Higher. school, 1993. - 383p.
6. Birger I.A. Plates and shells of revolution. - M .: State scientific and technical publishing house of machine-building literature, 1961. - 368s.

© Зинатов А.Ю.2022 Научно-образовательный журнал для студентов и преподавателей «StudNet» №2/2022.

Для цитирования: Зинатов А.Ю. Расчет на прочность камеры сгорания ракетного двигателя// Научно-образовательный журнал для студентов и преподавателей «StudNet» №2/2022