

3. Для повышения значений критических сил, определяемых на основе решения задач устойчивости, рекомендуется выбирать марку резины с максимальным значением модуля упругости.

Направления дальнейших исследований

На основе настоящих и предыдущих исследований будет проведен анализ и обобщение результатов с целью создания единой методики по проектированию оптимальных конструкций резинометаллических шарниров.

Библиографические ссылки

1. Семененко В. П. Теоретико-экспериментальные исследования жесткостных характеристик резинометаллических пакетов / В. П. Семененко // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: *зб. науков. праць*. – Д.: Пороги, 2012. – Т. XIV. – С. 70–83.
2. Семененко В. П. Некоторые задачи работоспособности резинометаллических шарниров / В. П. Семененко // Космическая техника. Ракетное вооружение: *сб. научн.-техн. статей*. – Д.: ГП «КБ «Южное», 2012. – Вып. 1. – С. 149–161.

Надійшла до редколегії 02.04.2013

УДК 629.7.015.3

В. П. Семененко, П. В. Семененко

Институт транспортных систем и технологий НАН Украины «Трансмаг»

ПРОТЯЖЕННОСТЬ ТРАНСЗВУКОВОЙ ЗОНЫ ПОЛЕТА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ И ВРЕМЯ ЕЕ ПРОХОЖДЕНИЯ

На основі раніше одержаних співвідношень розраховані чисельні значення довжини трансзвукової зони та час її проходження.

Ключові слова: трансзвукова зона польоту ракети-носія, коефіцієнт енергоозброєння, число Маха.

На основании ранее полученных соотношений рассчитаны численные значения протяженности трансзвуковой зоны и время ее прохождения.

Ключевые слова: *трансзвуковая зона полета ракеты-носителя, коэффициент энергооборуженности, число Маха.*

The numerical values of transonic zone extent and the time of passing through it have been calculated on the basis of the relations obtained before.

Keywords: *transonic zone of carrier rocket flight, power coefficient, Mach number.*

В [1, 2] выведены расчетные формулы для оценки параметров трансзвуковой зоны полета ракеты-носителя (РН). В частности, они определялись значениями высот: $h_{0,8}$ – начало трансзвуковой зоны, когда число Маха $M = 0,8$, $h_{1,0}$ – при $M = 1,0$ и значение высоты $h_{1,2}$ – окончание трансзвуковой зоны ($M = 1,2$).

Настоящая работа является продолжением работ, начатых в [1, 2].

Целью данного этапа работ являлся дальнейший анализ полученных в [1, 2] расчетных соотношений и выявление характеристик РН, которые определяют порядок параметров трансзвуковой зоны полета.

Задачи исследования определены направлением дальнейших исследований, изложенных в [1, 2]. Основной направленностью настоящего этапа исследований было получение окончательных расчетных соотношений, на основании которых возможна оперативная оценка параметров трансзвуковой зоны.

Основой расчетных формул была зависимость длины траектории полета РН Z от числа Маха в виде:

$$Z(M) = \frac{1}{2b_2} \left(\sqrt{4b_0b_2 + b_1^2} - b_1 \right), \quad (1)$$

где b_0, b_1, b_2 – коэффициенты квадратного уравнения

$$b_2Z^2 + b_1Z - b_0 = 0. \quad (2)$$

Коэффициенты уравнения (2) были охарактеризованы как комплексные, объединяющие баллистические параметры РН и параметры окружающей среды.

Коэффициент b_0 зависел только от параметров внешней среды и разности квадратов чисел Маха по формуле

$$b_0 = \bar{a}_0 (M^2 - M_0^2), \quad (3)$$

где $\bar{a}_0 = \frac{a^2}{2g}$; a – скорость звука; g – ускорение свободного падения.

При определении численных значений b_0 величины a и g соответствовали величинам стандартной атмосферы. Значение $a = 340$ м/с – скорость зву-

ка на уровне моря при температуре окружающей среды $t = 15^\circ\text{C}$. Величина ускорения свободного падения $g = 9,81 \text{ м/с}^2$.

Коэффициент b_1 был охарактеризован как комплексный локальный коэффициент энерговооруженности. Он зависел как от баллистических параметров РН, так и от параметров окружающей среды и определялся выражением

$$b_1 = v_0 - \bar{X}_0 - \alpha_0 + \bar{a}_1(M^2 - M_0^2). \quad (4)$$

Первые три слагаемые в выражении (4) отражают баллистические параметры РН в момент ее старта. Параметр v_0 – локальный коэффициент энерговооруженности, который является отношением тяги двигателя РН к ее весу в момент отрыва РН от стартового стола. Параметр \bar{X}_0 – отношение силы лобового сопротивления к весу РН. Параметр α_0 характеризует начальные параметры траектории полета РН. Последнее слагаемое в (4) определяется параметрами окружающей среды и разностью квадратов чисел Маха: M_0 – число Маха в начале участка рассмотрения полета РН и M – текущее значение числа Маха. Параметр \bar{a}_1 отражает изменение отношения квадрата скорости звука к удвоенному ускорению свободного падения в связи с увеличением высоты и является градиентом параметра \bar{a}_0 .

При использовании только двух членов b_0 , b_1 в уравнении (2) зависимость высоты вертикального полета РН ($\alpha_0 = 1$) от числа Маха, с момента старта ($M_0 = 0$) и при отсутствии силы лобового сопротивления ($\bar{X}_0 = 0$), определялась выражением

$$h(M) = \frac{b_0}{b_1} = \frac{\bar{a}_0}{b_1} M^2, \quad (5)$$

где $b_1 = v_0 - 1 + \bar{a}_1 M^2$.

Высота вертикального полета РН зависит от квадрата числа Маха, причем, он находится как в числителе выражения (5), так и в знаменателе. Эта высота также является функцией окружающей среды – параметры \bar{a}_0 , \bar{a}_1 . С увеличением значения начальных параметров окружающей среды (\bar{a}_0) высота полета РН, при одном и том же значении числа Маха, увеличивается. Увеличение градиента окружающей среды (\bar{a}_1) уменьшает значение высоты полета РН.

В выражение для b_1 входит коэффициент энерговооруженности v_0 . Он отражает один из баллистических параметров РН и характеризует его ускорение. Коэффициент b_1 был назван комплексным коэффициентом энерговооруженности и обозначен как \bar{v}_0 . Высота полета РН при достижении определенного числа Маха обратно пропорциональна комплексному коэффициенту энерговооруженности \bar{v}_0 , который отражает влияние на значения высоты исходных

баллистических параметров РН и градиентов оговоренных параметров окружающей среды.

Формула (5) применима для определения высоты, на которой начинается трансзвуковая зона, для тела с постоянной неизменной в течение полета массой. Она получена при учете двух последних членов в (2) и являлась уравнением первой степени (линейное уравнение).

Для учета переменности массы РН с увеличением высоты необходимо рассматривать все три коэффициента в уравнении (2). В этом случае добавляется коэффициент b_2 , уравнение становится квадратным. Коэффициент b_2 отражает изменение начальных параметров (в комплексе это \bar{v}_0), являясь их градиентом, и определялся выражением:

$$b_2 = v_1 - \bar{X}_1 + \bar{\alpha}_1, \quad (6)$$

где v_1 – градиент коэффициента энерговооруженности v_0 ; \bar{X}_1 – градиент относительной силы лобового сопротивления \bar{X}_0 ; $\bar{\alpha}_1$ – градиент синуса угла наклона оси РН к местному горизонту.

Коэффициент b_2 был обозначен как \bar{v}_1 .

В конечном итоге, была получена компактная, легко обозримая формула, которая учитывает достаточное для проведения различного рода исследований количество баллистических параметров РН и параметров окружающей среды для оценки параметров трансзвуковой зоны в виде:

$$Z(M) = \frac{1}{2\bar{v}_1} \left(\sqrt{B\bar{v}_1 + \bar{v}_0^2} - \bar{v}_0 \right), \quad (7)$$

где $B = 15,1$ – при определении высоты $h_{0,8}$ начало трансзвуковой зоны; $B = 7,68$ – для определения протяженности первого участка трансзвуковой зоны $h_{0,8} \leq h \leq h_{1,0}$; $B = 9$ при вычислении второго участка трансзвуковой зоны $h_{1,0} \leq h \leq h_{1,2}$.

В [1] приведены графики зависимости значения высоты $\bar{h}_{0,8}$ – начало трансзвуковой зоны полета РН при ее вертикальном подъеме от параметров РН и от параметров окружающей среды. Они получены на основании формулы (7), в которой $B = 15,1$. Установлено, что порядок значений $\bar{h}_{0,8}$ определяют величины стартового локального коэффициента v_0 и его комплексного градиента \bar{v}_1 . Отмечено, что в зависимости от величин v_0 , \bar{v}_1 значение высоты $\bar{h}_{0,8}$ находится в пределах от двух до семи километров.

В [2] дана методика пересчета значений высоты $\bar{h}_{0,8}$ (старт с уровня моря и строго вертикальный полет) на значение высоты $h_{0,8}$ – реальное значение вы-

соты нахождения РН. Значение высоты $h_{0,8}$ зависит от величины отклонения истинной траектории полета РН от вертикали. Оно определяется «крутизной» траектории и находится путем умножения значения $\bar{h}_{0,8}$ на $\sin\beta$.

Значение угла β определялось как среднеарифметическое между двумя значениями углов. Первый угол $\alpha_1 = 90^\circ$ – угол наклона оси РН к местному горизонту в начале ее движения (старт РН). Второй угол $\alpha_2 = \alpha_{0,8}$ – угол наклона оси РН к местному горизонту в начале участка трансзвуковой зоны ($h_{0,8}$).

Значение α_2 зависит от «крутизны» траектории полета РН. Анализ траекторий полета ныне действующих РН показал, что в первом приближении «крутизну» траектории полета определяет значение коэффициента энерговооруженности.

Для стартовых значений коэффициента энерговооруженности $v_0 \approx 1,2$ траектория полета является более «крутой» по сравнению с траекторией полета РН, для которой этот коэффициент в два раза больше – $v_0 \approx 2,4$.

В результате анализа траекторий полета и зависимости ее «крутизны» от стартового коэффициента энерговооруженности определено: для значений $v_0 \approx 1,2$ $\alpha_2 \approx 70^\circ$, при $v_0 \approx 2,4$ $\alpha_2 \approx 76^\circ$. Значение угла β как среднеарифметическое между значениями углов α_1 и α_2 для «пологих» траекторий ($v_0 \approx 2,4$) $\beta = 83^\circ$, для «крутых» траекторий ($v_0 \approx 1,2$) $\beta = 80^\circ$. Для промежуточных значений $1,2 \leq v_0 \leq 2,4$ величина угла β имеет небольшой диапазон ее изменений $80^\circ \leq \beta \leq 83^\circ$.

Следующим этапом после определения высоты начала полета РН в трансзвуковой зоне является нахождение протяженности этой зоны и времени ее прохождения.

Трансзвуковая зона полета РН разбита на два участка, дозвуковой и сверхзвуковой. Первый участок Z_1 определен от начала трансзвуковой зоны, когда число Маха $M = 0,8$ до достижения РН скорости звука, $M = 1$. Вторым участком Z_2 – от $M = 1$ до конца трансзвуковой зоны, $M = 1,2$.

Протяженность обоих участков трансзвуковой зоны, также как и определения высоты $\bar{h}_{0,8}$, находилась по формуле (7). Для первого участка $B = 7,68$, для второго $B = 9$.

Результаты расчетов протяженности участков трансзвуковой зоны полета Z_1 и Z_2 представлены на рис. 1.

В [1] дана оценка величинам протяженности трансзвуковой зоны. Представленные результаты на рис. 1 дают возможность проводить различного рода анализы влияния параметров РН и окружающей среды на протяженность трансзвуковой зоны. В частности, на протяженность обоих участков зоны большее влияние оказывает значение коэффициента энерговооруженности, чем значение его градиента. При изменении \bar{v}_0 с 0,6 до 1,8 (в три раза) протяженность Z_1 увеличивается в 2,5

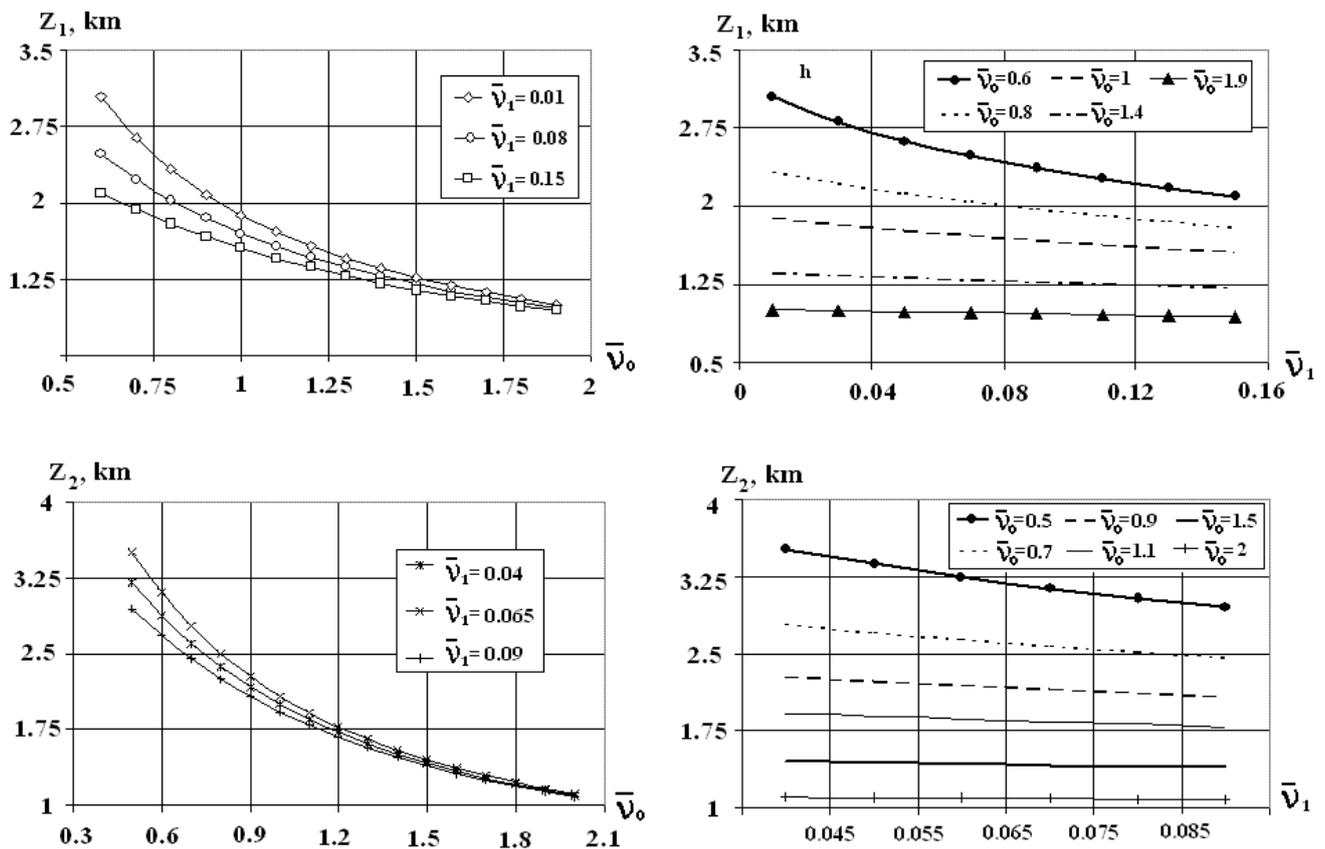


Рис. 1. Протяженность участков трансзвуковой зоны Z_1 и Z_2 в зависимости от значений комплексного коэффициента энерговооруженности \bar{v}_0 и его комплексного градиента \bar{v}_1

раза. При изменении \bar{v}_1 от 0,01 до 0,15 (в пятнадцать раз) величина протяженности Z_1 для диапазона $1,4 \leq \bar{v}_0 \leq 1,8$ практически не изменяется. Максимальное увеличение протяженности участка Z_1 в 1,3 раза наблюдается для $\bar{v}_0 = 0,6$.

Аналогичные закономерности можно отметить и для второго участка трансзвуковой зоны.

На рис. 2 представлено сравнение протяженности участков Z_1 и Z_2 .

При сравнении по средним значениям протяженность участка Z_2 больше протяженности участка Z_1 (рис. 2,а).

При сравнении по крайним, минимальным и максимальным значениям можно отметить сочетание значений параметров \bar{v}_0 и \bar{v}_1 , при которых протяженность обоих участков может быть равна. Это сочетание определяется неравенством $0,85 \leq \bar{v}_0 \leq 0,95$ и значениями $\bar{v}_1 = 0,01$ для участка Z_1 и $\bar{v}_1 = 0,09$ для участка Z_2 . Можно отметить небольшой диапазон сочетания значений \bar{v}_0 и \bar{v}_1 по сравнению с общим диапазоном изменения параметров, при которых протяженность участка Z_1 больше протяженности участка Z_2 . Такое возможно при $\bar{v}_0 < 0,85$ (рис. 2,б).

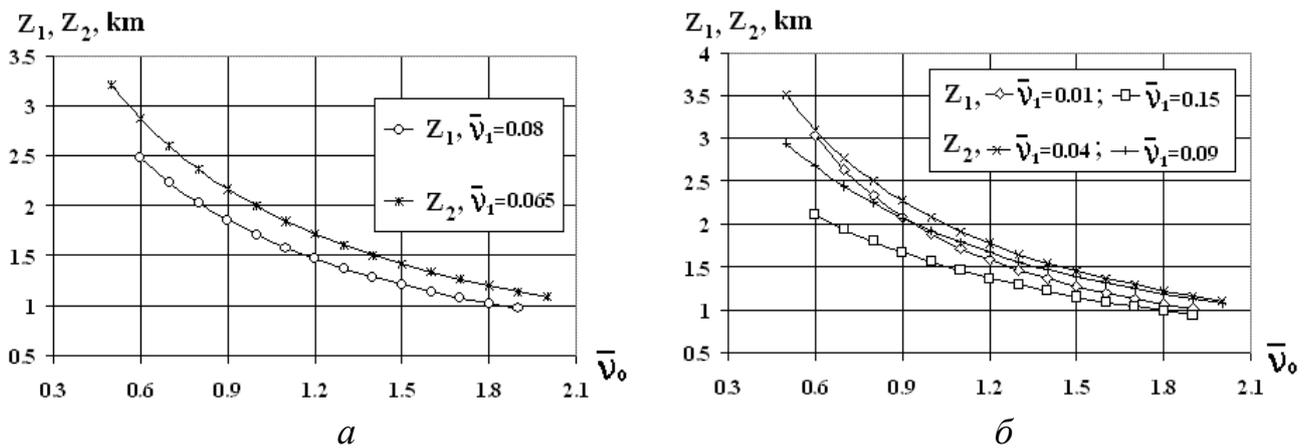


Рис. 2. Сравнение протяженности дозвукового участка Z_1 и сверхзвукового участка Z_2 транзвуковой зоны полета РН:
 a – сравнение по средним величинам протяженности;
 b – по минимальным и максимальным значениям протяженности

Диапазон изменения протяженности первого участка определяется неравенством $1 \text{ км} < Z_1 < 2,5 \text{ км}$, второго – $1,1 \text{ км} < Z_2 < 3,25 \text{ км}$. Протяженность всей транзвуковой зоны (сумма протяженности двух участков Z_1 и Z_2) – $2,1 \text{ км} < Z < 5,75 \text{ км}$.

Время прохождения первого участка t_1 и второго участка t_2 транзвуковой зоны полета определялось по формулам [2]:

$$t_1 = \frac{Z_1}{0,9a}, \quad t_2 = \frac{Z_2}{1,1a}, \quad (8)$$

где a – скорость звука на соответствующих высотах.

На первом участке число Маха изменяется в пределах $0,8 \leq M \leq 1,0$, среднеарифметическое число Маха на этом участке $0,9$. Аналогично для второго участка оно – $1,1$. Поэтому в формуле (8) введена поправка с соответствующими коэффициентами.

Скорость звука должна определяться на высотах: для первого участка на высоте $h_{0,9}$, когда число Маха $M = 0,9$, для второго участка – на высоте $h_{1,1}$.

Формулы для определения высот $h_{0,9}$ и $h_{1,1}$ имели вид

$$h_{0,9} = h_{0,8} + 0,5 Z_1 \sin \beta_1, \quad h_{1,1} = h_{0,8} + Z_1 \sin \beta_1 + 0,5 Z_2 \sin \beta_2. \quad (9)$$

Методика определения величин углов β_1 и β_2 изложена в [2]. Ввиду незначительного изменения угла тангажа при прохождении участков Z_1 и Z_2 при определении времени принято для «пологой» траектории ($v_0 \approx 2,4$) $\beta_1 = 62^\circ$, а для «крутой» – ($v_0 \approx 1,2$) $\beta_1 = 65^\circ$. Значение угла $\beta_2 = 60^\circ$ принято для обоих участков транзвуковой зоны.

Для оценки диапазона изменений времени прохождения трансзвуковой зоны полета РН выбраны крайние, минимальные и максимальные значения коэффициента энерговооруженности и его градиента. Минимальное значение $v_0 \approx 1,2$, $\bar{v}_1 = 0,04$; максимальное значение $v_0 \approx 2,4$, $\bar{v}_1 = 0,2$.

Для минимального сочетания коэффициентов значение высоты $h_{0,9} = 7,97$ км, а скорость звука на этой высоте $a = 308$ м/с. Значение высоты $h_{1,1} = 10,9$ км, $a = 296$ м/с. Для максимальных значений сочетание коэффициентов $h_{0,9} = 2,31$ км, а скорость звука на этой высоте $a = 331$ м/с, $h_{1,1} = 3,2$ км, $a = 328$ м/с.

При этих данных по формуле (8) получены $t_{1\min} = 3,2$ с, $t_{1\max} = 10,98$ с, $t_{2\min} = 2,98$ с, $t_{2\max} = 10,8$ с. Общее время прохождения трансзвуковой зоны определялось неравенством $6,18 \text{ с} \leq t \leq 21,78 \text{ с}$.

Следует отметить, что при рассмотренных крайних значениях сочетания коэффициентов протяженности второго участка больше протяженности первого участка, а время его прохождения меньше времени прохождения первого участка.

Выводы

1. Дан анализ составляющим ранее полученной формулы для определения параметров трансзвуковой зоны полета РН.
2. Показано, что порядок протяженности трансзвуковой зоны определяют комплексный коэффициент энерговооруженности и его комплексный градиент.
3. Протяженность трансзвуковой зоны определяется неравенством $2 \text{ км} \leq Z \leq 6 \text{ км}$.
4. Время прохождения трансзвуковой зоны изменяется в диапазоне от $6 \text{ с} \leq t \leq 22 \text{ с}$.

Практические рекомендации. Значение высот, на которых реализуется трансзвуковая зона, ее протяженность и время прохождения могут быть использованы для определения величин внешних давлений и их градиентов в зоне головного обтекателя РН при прохождении ее трансзвуковой зоны.

Направления дальнейших исследований. Настоящие исследования основаны на использовании данных стандартной атмосферы. Дальнейшие исследования будут направлены на учет особенностей, которые могут возникнуть при использовании других данных, отличных от стандартной атмосферы.

Библиографические ссылки

1. Семененко В. П. Инженерный метод оценки некоторых параметров трансзвуковой зоны полета ракеты-носителя // В. П. Семененко, П. В. Семененко // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: зб. наук. праць. – Д.: Пороги, 2012. – Т. XIII. – С. 96–110.

2. Семененко В. П. Инженерная методика расчета параметров трансзвуковой зоны полета ракеты-носителя // В. П. Семененко, П. В. Семененко // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: *зб. науков. праць*. – Д.: Пороги, 2012. – Т. XIV. – С. 83–97.

Надійшла до редколегії 02.04.13

УДК 629.78

А. М. Чубаров

Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара

ВИБІР ОПТИМАЛЬНОГО ВАРІАНТА КОМПОНОВКИ ДОРОЗГІННОГО СТУПЕНЯ В ЗАЛЕЖНОСТІ ВІД ВІДНОСНИХ ЗАПАСІВ ПАЛИВА

Розроблена методика визначення параметрів та вибору оптимального варіанта компоновки дорозгінного ступеня в залежності від відносних запасів палива та маси корисного вантажу.

Ключові слова: компоновка, верхній ступінь, розгінний блок, проектування.

Разработана методика определения параметров и выбора оптимального варианта компоновки разгонной ступени в зависимости от относительных запасов топлива и массы полезного груза.

Ключевые слова: компоновка, верхняя ступень, разгонный блок, проектирование.

The method of calculation the parameters and choosing the best structural scheme for upper stages, depending of the relative fuel reserves and payload mass are proposed.

Keywords: structural scheme, upper stage, designing.

Вступ. Особливістю постановки задачі вибору оптимального варіанта компоновки дорозгінного ступеня є те, що прямий вибір оптимального варіанта компоновки в залежності від відносних запасів палива можливий лише для конкретного значення маси корисного вантажу.

Постановка задачі. Для того щоб отримати загальні рекомендації по вибору компоновки дорозгінного ступеня, вводиться припущення, що суха маса останнього залежить не лише від величини насаючого вантажу і абсолютних запасів палива, а, перш за все, від відносних запасів палива μ_p , які, в свою чер-