Расчет нагрузок на ферменные конструкции агрегатов стартового комплекса при газодинамическом и ветровом воздействии

03, март 2013

DOI: 10.7463/0313.0541205

Зверев В. А., Ломакин В. В., Языков А. В.

УДК 629.7.085

Россия, МГТУ им. Н.Э. Баумана

zverev_vadim@mail.ru

lomakin_vv@mail.ru

andr-yaz@yandex.ru

В составе стартовых комплексов (СК) ракет космического назначения (РКН) часто встречаются агрегаты, подвергающиеся значительному ветровому воздействию и воздействию газодинамических струй двигательной установки (ДУ) РКН [1, 2]. Во многих случаях конструкция этих агрегатов представляет собой достаточно сложные пространственные фермы. К таким агрегатам относятся, в частности, опорные фермы, башни обслуживания, заправочные мачты и т.п. Для расчета таких агрегатов на газо- и аэродинамическое воздействие рекомендован специальный отраслевой стандарт [3].

В соответствии с [3, 4] нагрузка от ветра (газа) можно представить в виде распределенной статической нагрузки, умноженной на коэффициент динамичности, что позволяет использовать статический расчет для оценки динамического воздействия потока воздуха (газа) на конструкцию. Для распределения нагрузки на узлы конструкции принимается, что нагрузка действует на середину рассматриваемого элемента (элементом может быть как отдельный элемент конструкции, (например, элемент фермы), так и некоторый участок конструкции). Однако для сложных конструкций применение такого подхода затруднено вследствие наличия большого количества элементов конструкции, имеющих, во-первых, различную ориентацию относительно набегающего потока газа и, во-вторых, различные поперечные сечения.

Для расчетного анализа сложных ферменных конструкций часто используется метод конечных элементов (МКЭ) [5, 6, 7]. В соответствии с принципом МКЭ, удобно приводить нагрузку к конечному элементу в виде узловых сил. В связи с этим

представляется необходимым создание алгоритмов и программных средств, позволяющих автоматизировать задание указанных узловых сил.

Приведение воздействия потока воздуха (газа) к узловым силам может быть произведено следующим образом:

- Для каждого стержневого конечного элемента (стержня) модели с учётом его ориентации в пространстве определяется угол α между вектором скорости потока и продольной осью стержня (рис. 1):

Рис. 1. Схема для определения угла между вектором скорости потока и направляющим вектором стержня

$$\alpha_n = \arcsin \frac{|\vec{V}_n \times \vec{V}|}{|\vec{V}_n| \cdot |\vec{V}|}, \text{ где}$$

$\vec{V}_n, |\vec{V}_n|$ – соответственно вектор нормальной проекции скорости потока и его модуль;

$\vec{V}, |\vec{V}|$ – соответственно вектор скорости потока и его модуль.

Вектор нормальной скорости потока может быть вычислен следующим образом:

$$\vec{V}_n = \vec{M}_z \times \vec{T}, \text{ где}$$

$\vec{M}_z$ – нормаль к плоскости, образованной стержнем и вектором скорости потока;

$\vec{T}$ – направляющий вектор стержня.

Вектор $\vec{M}_z$ можно определить, используя зависимость:

$$\vec{M}_z = \vec{T} \times \vec{V}.$$

- Для каждого стержневого конечного элемента определяется наветренная площадь (A), с учетом геометрической формы его сечения (рис. 2):

$$A = D \cdot S, \text{ где}$$

D – максимальный размер сечения стержня в направлении, перпендикулярном скорости потока газа;

S – длина стержня.

Рис. 2. Схема для определения наветренной площади сечения

Для этого для каждой точки сечения стержня можно вычислить, используя матрицу преобразования $[K]$ координат стержня из локальной системы координат в глобальную, глобальные координаты:

$$\vec{R}_i = [K] \cdot \vec{X}_i, \text{ где}$$

$\vec{R}_i$ – координаты i – ой точки сечения в глобальной системе координат;

$\vec{X}_i$ – координаты i – ой точки сечения в локальной системе координат.

Максимальный размер сечения D определяется следующим образом:

$$D = \max(L_i) - \min(L_i), \text{ где}$$

L_i – проекция вектора $\vec{R}_i$ на вектор $\vec{M}_z$.

Вектор L_i определяется по следующей зависимости:

$$\vec{L}_i = \vec{R}_i \cdot \vec{M}_z.$$

- Для каждого стержневого конечного элемента определяется величина скоростного напора q [3]:

$$q = \frac{\rho \cdot |\vec{V}|^2}{2}.$$

- В случае определения воздействия от ветра напор может быть скорректирован с учетом коэффициента высотности K_h в соответствии с [3].
- Для каждого стержня, в соответствии с [3], определяется величина квазистатической нагрузки:

$$P = k_d \cdot q \cdot C_\alpha \cdot A, \text{ где}$$

k_d – коэффициент динамичности, определяемый либо в результате эксперимента, либо в соответствии с рекомендациями [3],

C_α – аэродинамический коэффициент, зависящий поперечного сечения стержня и его ориентации относительно скорости потока газа.

Аэродинамический коэффициент C_α можно вычислить, как

$$C_\alpha = C \cdot \sin^2 \alpha, \text{ где}$$

C – базовый коэффициент аэродинамического сопротивления, который зависит от формы поперечного сечения стержня и выбирается по [3].

- В соответствии с [3] нагрузка равномерно распределяется на два конца стержня с учетом его ориентации в пространстве:

$$P_{1,2} = \frac{I}{2} \cdot P \cdot \vec{V}_n, \text{ где}$$

$P_{1,2}$ - нагрузка на левый и правый конец стержня.

Используя процедуру приведения сил, распределенных по поверхности конечного элемента, можно несколько уточнить воздействие потока газа на стержневые конечные элементы. В этом случае можно учесть также и неравномерность распределения давления по длине стержневого конечного элемента. Это необходимо, в случае использования данной процедуры для оценки газодинамического воздействия струй ДУ на элементы ферменных конструкций стартового комплекса.

Процедура приведения проста и многократно описывалась, поэтому приведем лишь основные выкладки.

Сначала необходимо определить вектор функций форм стержневого конечного элемента $\{\varphi(t)\}$, работающего на изгиб (q_1, q_2, q_3, q_4 – обобщенные координаты стержня, S – длина стержня, рис. 3). Для этого можно использовать классические Эрмитовы элементы, функции формы которых приведены, например, в [7, 8]:

Рис. 3. Обобщенные координаты стержневого КЭ

$$\{\varphi(t)\} = \begin{Bmatrix} \frac{1}{4} \cdot (-1+t)^2 \cdot (2+t) \\ \frac{1}{4} \cdot (-1+t)^2 \cdot (1+t) \cdot \frac{S}{2} \\ -\frac{1}{4} \cdot (-2+t) \cdot (1+t)^2 \\ \frac{1}{4} \cdot (-1+t) \cdot (1+t)^2 \cdot \frac{S}{2} \end{Bmatrix}$$

Считая давление, вызванное газодинамической струей ДУ РКН, распределенным по линейному закону от p_1 на левом конце стержня до p_2 – на правом, усилия по обобщенным координатам можно записать следующим образом:

$$\{P\} = k_\partial \cdot C_a \cdot \int_S D(x) \cdot p(x) \cdot \{\varphi(x)\} dx, \text{ где}$$

$D(x)$ – функция максимального размера сечения стержня в направлении, перпендикулярном скорости потока газа,

$p(x)$ – функция изменения давления по длине стержня,

S – длина стержня.

Или переходя к безразмерной координате t :

$$\{P\} = k_\partial \cdot C_a \cdot \frac{S}{2} \int_S D(t) \cdot p(t) \cdot \{\varphi(t)\} dt, \text{ где}$$

$$p(t) = \frac{p_2 - p_1}{2} \cdot t + \frac{p_1 + p_2}{2} - \text{линейный закон распределения давления по стержню.}$$

Если стержень цилиндрический, то, опуская промежуточные выкладки, запишем вектор нагрузки $\{P\}$ для соответствующих обобщенных координат стержня (рис. 3):

$$\{P\} = k_{\delta} \cdot C_{\alpha} \cdot A \cdot \begin{Bmatrix} 0.35 \cdot p_1 + 0.15 \cdot p_2 \\ (0.05 \cdot p_1 + \frac{1}{30} \cdot p_2) \cdot S \\ 0.15 \cdot p_1 + 0.35 \cdot p_2 \\ (-\frac{1}{30} \cdot p_1 - 0.05 \cdot p_2) \cdot S \end{Bmatrix}.$$

Если же стержень имеет коническую форму, что редко, но все же встречается, то вектор нагрузки $\{P\}$ по обобщенным координатам будет определяться следующим образом:

$$\{P\} = k_{\delta} \cdot C_{\alpha} \cdot \frac{S}{8} \begin{Bmatrix} \frac{32}{15} \cdot D_1 \cdot p_1 + \frac{2}{3} \cdot D_2 \cdot p_1 + \frac{2}{3} \cdot D_1 \cdot p_2 + \frac{8}{15} \cdot D_2 \cdot p_2 \\ (\frac{4}{15} \cdot D_1 \cdot p_1 + \frac{2}{15} \cdot D_2 \cdot p_1 + \frac{2}{15} \cdot D_1 \cdot p_2 + \frac{2}{15} \cdot D_2 \cdot p_2) \cdot S \\ \frac{8}{15} \cdot D_1 \cdot p_1 + \frac{2}{3} \cdot D_2 \cdot p_1 + \frac{2}{3} \cdot D_1 \cdot p_2 + \frac{32}{15} \cdot D_2 \cdot p_2 \\ (-\frac{2}{15} \cdot D_1 \cdot p_1 - \frac{2}{15} \cdot D_2 \cdot p_1 - \frac{2}{15} \cdot D_1 \cdot p_2 - \frac{4}{15} \cdot D_2 \cdot p_2) \cdot S \end{Bmatrix}, \text{ где}$$

D_1 и D_2 – максимальный размер сечения в направлении, перпендикулярном скорости потока газа соответственно на левом и правом концах стержня. Естественно, если $D_1 = D_2$, то получится формула для цилиндрического стержня.

Таким образом, используя процедуру приведения распределенной нагрузки по МКЭ возможно несколько уточнить распределение сил, поскольку в случае газодинамического воздействия от струй ДУ ракеты нельзя принять скорость потока одинаковой на всю конструкцию, а принятие линейного закона распределения давления на стержневой элемент смещает суммарное усилие, действующее на стержень от его центра.

В некоторых случаях есть возможность использовать заданное поле давлений от действия газовой струи ДУ РКН. В этом случае, как правило, поле давления (или скоростного напора) задается в виде плоского сечения потока плоскостью, проходящей через ось РКН (рис. 4). При этом считается, что есть круговая симметрия потока. Определение давления на стержень или иной элемент конструкции (например, пластину) в этом случае немного затруднено, поскольку заданное поле является плоским и его сначала необходимо сделать объемным, используя круговую симметрию. Это можно сделать, например, задав дополнительные сечения, и затем, проводя последовательно линейную интерполяцию по осям x , y , z получить значение давления или скорости потока в нужной точке пространства.

Рис. 4. Пример задания поля скоростного напора струй ДУ РКН

Можно упростить определение значения параметров потока в нужной точке пространства, уменьшить потребную память ПЭВМ для хранения поля потока и, при этом, сделать его универсальным для применения для газового потока. Для этого воспользуемся круговой симметрией, но будем вращать не поле, а нужные нам точки модели, в которых мы хотим определить параметры потока. Рассмотрим данный способ более подробно.

Итак, пусть задана конечно-элементная модель конструкции в собственной системе координат (X, Y, Z) . Так же будем считать, что известны поле скоростного напора потока в координатах (X_I, Y_I, Z_I) и вектор скорости потока $\vec{V} = \{v_x \quad v_y \quad v_z\}$ (в системе координат модели) – фактически можно его считать противоположным одной из осей системы координат потока, например оси Y_I . Кроме того, считается заданным смещение начала система координат файла потока $\vec{M} = \{m_x \quad m_y \quad m_z\}$, смещение оси симметрии потока от начала системы координат поля потока, например x_{cm} (рис. 5) и направление

другой оси системы координат поля потока, например оси $\vec{X} = \{x_x \quad x_y \quad x_z\}$, в системе координат модели.

Рис. 5. Схема для определения значения скоростного напора потока в заданной точке

В таком случае алгоритм определения значения поля в заданной точке $\vec{U} = \{u_x \quad u_y \quad u_z\}$ пространства в системе координат модели будет следующим:

1. Переходим к новой системе координат. Для этого определим единичные вектора системы координат потока в координатах модели:

$$\begin{aligned}\vec{X}_1 &= \frac{\vec{X}}{\|\vec{X}\|} \\ \vec{Y}_1 &= -\frac{\vec{V}}{\|\vec{V}\|} \\ \vec{Z}_1 &= \vec{X} \times \vec{Y}\end{aligned}$$

Матрица преобразования выглядит следующим образом:

$$T = \begin{bmatrix} X_{1x} & X_{1y} & X_{1z} \\ Y_{1x} & Y_{1y} & Y_{1z} \\ Z_{1x} & Z_{1y} & Z_{1z} \end{bmatrix}, \text{ где}$$

$X_{li}, i = \overline{x, y, z}, Y_{li}, i = \overline{x, y, z}, Z_{li}, i = \overline{x, y, z}$ - компоненты единичных векторов осей системы координат поля скоростного напора потока.

Тогда узел U в системе координат потока будет таким:

$$U_1 = \{u_{x1} \quad u_{y1} \quad u_{z1}\} = [T] \cdot (U - M)$$

2. Учитывая смещение оси симметрии потока относительно начала системы координат поля скоростного напора потока, окончательно новые координаты узла U будут следующими:

$$U_2 = \{(u_{x1} - x_{cm}) \quad u_{y1} \quad u_{z1}\}$$

Учитывая круговую симметрию можно определить координаты точки пространства поля, для которого надо определять значение скоростного напора:

$$U_3 = \{\sqrt{(u_{x1} - x_{cm})^2 + u_{z1}^2} \quad u_{y1} \quad 0\}$$

Учет смещения позволяет получить окончательные значения координат точки пространства для определения значения скоростного напора:

$$U_4 = \{\sqrt{(u_{x1} - x_{cm})^2 + u_{z1}^2} + x_{cm} \quad u_{y1} \quad 0\}$$

3. При известном поле распределения значение скоростного напора потока в точке U_4 определяется билинейной интерполяцией.

Вышеописанный методический аппарат по расчету и представлению газодинамических нагрузок при конечноэлементном моделировании был реализован в виде модуля для программного комплекса «SADAS», разработанного на кафедре «Стартовые ракетные комплексы» МГТУ им. Н.Э. Баумана [9]. Созданный модуль позволяет распределить ветровую нагрузку на конечноэлементную модель конструкции с учетом ее высотности, а также – распределить нагрузку на конечноэлементную модель конструкции от заданного поля скоростного напора струй ДУ РКН.

Описанный в данной статье подход к расчету нагрузок, вызванных потоком воздуха (газа), на ферменные конструкции и его программная реализация были применены в рамках опытно-конструкторской работы при расчете несущих агрегатов стартового комплекса для РКН «Союз» при воздействии газодинамической струи ДУ РКН «Союз-2» этапа 1в.

Список литературы

1. Бармин И.В., Зверев В.А., Украинский А.Ю., Языков А.В. Расчетный анализ процессов отвода конструкций стартовой системы, находящихся под воздействием струй двигателей ракеты-носителя «Союз» // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия «Машиностроение». 2011. № 1. С. 31-39.
2. Игрицкий В.А., Чугунков В.В., Языков А.В. Методика прогнозирования температур и температурных напряжений в элементах конструкций стартового оборудования при газодинамическом воздействии струй двигателей стартовой ракеты // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия «Машиностроение». 2010. Спец. выпуск. С. 53-60.
3. ОСТ 92-9249-80. Агрегаты специального назначения. Ветровая нагрузка. М., 1980. 67 с.
4. Стернин Л.Е. Основы газовой динамики. М.: Вузовская книга, 2008. 332 с.
5. Зенкевич О. Метод конечных элементов в технике. М.: Мир, 1975. 318 с.
6. Соловейчик Ю.Г. Метод конечных элементов для решения скалярных и векторных задач: учеб. пособие / Ю.Г. Соловейчик, М.Э. Рояк, М.Г. Персова. Новосибирск: НГТУ, 2007. 896 с. (Сер. «Учебники НГТУ»).
7. Сегерлинд Л. Применение метода конечных элементов : пер. с англ. М.: Мир. 1979. 392 с.
8. Пинежанинов Ф., Пинежанинов П. Статьи по методу конечных элементов //EXPONENTA.RU: Образовательный математический сайт. Режим доступа: <http://www.exponenta.ru/soft/Mathemat/pinega/main.asp> (дата обращения 20.12.2012).
9. Абакумов В.С., Зверев В.А., Ломакин В.В., Чугунков В.В., Языков А.В. Методический аппарат для расчетного анализа прочности конструкций стартового комплекса ракет-носителей серии «Союз» // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия «Машиностроение». 2008. Спец. выпуск. С. 124-130.

Calculation of loads on truss frames of launching plant units caused by gas-dynamic and wind influence

03, March 2013

DOI: 10.7463/0313.0541205

Zverev V. A., Lomakin V.V., Yazykov A.V.

Bauman Moscow State Technical University, 105005, Moscow, Russian Federation

zverev_vadim@mail.rulomakin_vv@mail.ruandr-yaz@yandex.ru

This article describes how to set wind and gas-dynamic loads on truss frames of units of a space rocket launching plant. For automating formation of nodal static loads in finite element software systems, the authors consider a distribution algorithm for non-uniform pressure of wind or the jet of a space rocket propulsion system on rod finite elements. In this paper the authors propose an algorithm for determining load values for a given cross-section plane of an axisymmetric gas flow. The proposed algorithms and mathematic models can be applied to all units consisting of truss frames. The obtained results were used for calculating bearing assemblies of the launching plant for the space rocket "Soyuz" under the influence of a gas-dynamic jet propulsion of the space rocket "Soyuz-2" at stage 1c.

Publications with keywords:[launch complex](#), [truss structure](#), [distributed load on the finite element](#), [wind load](#), [axial symmetry of the field](#)

Publications with words:[launch complex](#), [truss structure](#), [distributed load on the finite element](#), [wind load](#), [axial symmetry of the field](#)

References

1. Barmin I.V., Zverev V.A., Ukrainskii A.Iu., Iazykov A.V. Raschetnyi analiz protsessov otvoda konstruksii startovoi sistemy, nakhodiashchikhsia pod vozdviem strui dvigatelei rakety-nositelia «Soyuz» [Design analysis of processes of withdrawal of launch system structures subjected to action of rocket exhaust jets of "Soyuz" launch vehicle]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Seriya «Mashinostroenie»* [Bulletin of the Bauman MSTU. Ser. Mechanical Engineering], 2011, no. 1, pp. 31-39.

2. Igritskii V.A., Chugunkov V.V., Iazykov A.V. Metodika prognozirovaniia temperatur i temperaturnykh napriazhenii v elementakh konstruksii startovogo oborudovaniia pri gazodinamicheskom vozdviem strui dvigatelei startuiushchei rakety [Technique of predicting temperatures and temperature stresses of structure members of launch equipment

under jets' gasdynamic impact of rocket's engines at liftoff]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Seriya «Mashinostroenie»* [Bulletin of the Bauman MSTU. Ser. Mechanical Engineering], 2010, Special iss., pp. 53-60.

3. OST 92-9249-80. *Agregaty spetsial'nogo naznacheniiia. Vetrovaia nagruzka* [Industry Standard 92-9249-80. Units of special purpose. Wind load.]. Moscow, 1980. 67 p.

4. Sternin L.E. *Osnovy gazovoi dinamiki* [Fundamentals of gas dynamics]. Moscow, Vuzovskaia kniga, 2008. 332 p.

5. Zenkevich O. *Metod konechnykh elementov v tekhnike* [Finite element method in engineering]. Moscow, Mir, 1975. 318 p.

6. Soloveichik Iu.G., Roiak M.E., Persova M.G. *Metod konechnykh elementov dlia resheniia skaliarnykh i vektornykh zadach* [The finite element method for the solution of scalar and vector problems]. Novosibirsk, NSTU Publ., 2007. 896 p. (*Ser. «Uchebniki NGTU»* [Ser. «Textbooks NSTU»]).

7. Segerlind L.J. *Applied Finite Element Analysis*. New York-London-Sydney-Toronto, John Wiley & Sons, 1976. 422 p. (Russ. ed.: Segerlind L. *Primenenie metoda konechnykh elementov*. Moscow, Mir. 1979. 392 p.).

8. Pinezhaninov F., Pinezhaninov P. Stat'i po metodu konechnykh elementov [Articles on the finite element method]. *EXPONENTA.RU: Obrazovatel'nyi matematicheskii sait* [EXPONENTA.RU: Educational mathematics website]. Available at: <http://www.exponenta.ru/soft/Mathemat/pinega/main.asp> , accessed 20.12.2012.

9. Abakumov V.S., Zverev V.A., Lomakin V.V., Chugunkov V.V., Iazykov A.V. Metodicheskii apparat dlia raschetnogo analiza prochnosti konstruksii startovogo kompleksa raket-nositelei serii «Soiuz» [Methodical means for design analysis of strength of constructions of launch complex for boosters of "Soyuz" series]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Seriya «Mashinostroenie»* [Bulletin of the Bauman MSTU. Ser. Mechanical Engineering], 2008, Special iss., pp. 124-130.