

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ПОВЫШЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ И КАЧЕСТВА ИЗДЕЛИЙ

TECHNOLOGICAL BASIS FOR IMPROVING RELIABILITY AND PRODUCT QUALITY

УДК 629.7.01

doi:10.21685/2307-4205-2021-3-6

МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ПОЛЕТНЫХ НАГРУЗОК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

А. Д. Тулегулов¹, Д. С. Ергалиев², Б. С. Бейсембаева³, Д. В. Зуев⁴

^{1,2,3,4} Академия гражданской авиации, Алматы, Казахстан
^{1,3,4} tad62@yandex.kz, ² DES-67@yandex.kz

Аннотация. *Актуальность и цели.* Как известно, ракета должна обладать достаточной прочностью и выдерживать все нагрузки во время работы. Испытание конструкции ракеты на прочность может проводиться двумя способами: по рабочим нагрузкам или по расчетным нагрузкам, превышающим рабочие. При изучении нагрузок, действующих на ракету, особое внимание следует уделять полетным нагрузкам. Нагрузка в полете зависит от характеристик ракетного двигателя, характера воздушного потока ракеты и динамики движения. *Материалы и методы.* Расчет производится при максимальном скоростном напоре в зоне выхода двухступенчатого жидкого топлива в корпус ракеты. Можно сказать, что голова ракеты выполнена в виде острого конуса. *Результаты.* Распределение веса по длине определяется конструктивной схемой и различается по продольным и поперечным нагрузкам. Корпус разделен на 20 зон одинаковой длины. *Выводы.* При любом расчете испытания на прочность будут ошибки при выборе расчетной схемы подбора нагрузки. Для проверки результатов расчета достаточно испытать конструкцию до ее разрушения, с равномерным увеличением нагрузки.

Ключевые слова: прочность, нагрузки, испытание, двигатель, конструкция

Для цитирования: Тулегулов А. Д., Ергалиев Д. С., Бейсембаева Б. С., Зуев Д. В. Методы исследования полетных нагрузок летательных аппаратов // Надежность и качество сложных систем. 2021. № 3. С. 48–56. doi:10.21685/2307-4205-2021-3-6

METHODS FOR THE STUDY OF FLIGHT LOADS OF AIRCRAFT

A.D. Tulegulov¹, D.S. Yergaliyev², B.S. Beisembayeva³, D.V. Zuev⁴

^{1,2,3,4} Academy of Civil Aviation, Almaty, Kazakhstan
^{1,3,4} tad62@yandex.kz, ² DES-67@yandex.kz

Abstract. *Background.* As is known, the rocket must have sufficient strength and withstand all loads during operation. The test of the design of the rocket for strength can be carried out in two ways: on workloads or by calculated loads exceeding workers. When studying the loads acting on the rocket, special attention should be paid to flight loads. Load in flight depends on the characteristics of the rocket engine, the nature of the air flow rocket and the dynamics of the movement. *Materials and methods.* The calculation is made at maximum high-speed pressure in the exit zone of two-stage liquid fuels into the rocket housing. We can say that the head of the rocket is made in the form of a

sharp cone *Results*. As a result of research, it is possible to note the fact that in training with reinforcement an agent interacts with the environment, taking actions and receives a reward for these actions. *Conclusions*. With any calculation of testing tests, errors will be selected when choosing a design selection circuit. To test the results of the calculation, it is sufficient to test the structure before it is destruction, with a uniform increase in the load.

Keywords: strength, load, test, engine, design

For citation: Tulegulov A.D., Yergaliyev D.S., Beisembayeva B.S., Zuev D.V. Methods for the study of flight loads of aircraft. *Nadezhnost' i kachestvo slozhnykh sistem = Reliability and quality of complex systems*. 2021;(3):48–56. (In Russ.). doi:10.21685/2307-4205-2021-3-6

Введение

Как известно, ракета должна обладать достаточной прочностью и выдерживать все нагрузки во время работы. Испытание конструкции ракеты на прочность может проводиться двумя способами: по рабочим нагрузкам или по расчетным нагрузкам, превышающим рабочие [1].

При изучении нагрузок, действующих на ракету, особое внимание следует уделять полетным нагрузкам. Нагрузка в полете зависит от характеристик ракетного двигателя, характера воздушного потока ракеты и динамики движения.

Методы исследования

Определение поперечных сил и изгибающих моментов

Расчет производится при максимальном скоростном напоре в зоне выхода двухступенчатого жидкого топлива в корпус ракеты. Можно сказать, что голова ракеты выполнена в виде острого конуса [2].

Расчет выполнен в виде сплошной балочной схемы.

Исходные данные:

- 1) длина корпуса $l = 10$ м;
- 2) диаметр цилиндрической части $D = 1,0$ м;
- 3) площадь Миделя $S = \pi r^2_{\max} = 3,14$ м²;
- 4) угол полуразложения главного конуса $\theta = 15^\circ$;
- 5) дополнительная координата управляющей силы $X_R = 10$ м;
- 6) скоростное давление $q = 0,05$ МПа;
- 7) число Маха $M_\infty = 2$;
- 8) угол атаки $\alpha = 4^\circ$;
- 9) вес $G = 6 \cdot 10^4$ Н;
- 10) сила тяги двигательного агрегата $P = 105,84 \cdot 10^4$ Н;
- 11) площадь для диаметра 1,0 м $= 1,0$ м².

Это влияет на тяговое усилие P моторного блока вдоль вала корпуса. Набегающая воздушная волна создает аэродинамическое давление, которое основано на распределении продольной аэродинамической силы dX/dx по длине ракеты в балочной схеме [3].

Поверхностные силы P и X придают ракете ускорение в направлении силы тяжести ($P \geq X$).

Это продольная инерционная сила, направленная против ускорения $\frac{dG}{dX}n_x$, где dG/dX – вес ракеты; n_x – коэффициент продольной нагрузки.

Одинаково эффективные силы инерции отдельных точек выражаются интегралами [4]

$$\int_0^l \frac{dG}{dx} n_x dx = n_x \int_0^l \frac{dG}{dx} dx, \quad (1)$$

где G – вес ракеты в указанное время.

Не менее эффективно Gn_x поражает центр тяжести ракеты. Коэффициент продольной нагрузки находится из уравнения равновесия проекции силы на ось O_x , которое является основой принципа Даламбера:

$$X + Gn_x - P = 0; \quad (2)$$

$$n_x = \frac{P - X}{G} = \frac{P - X}{mg} = \frac{\ddot{x}}{g}. \quad (3)$$

Таким образом, коэффициент продольной нагрузки равен отношению ускорения вдоль оси к ускорению свободного падения [4] (рис. 1).

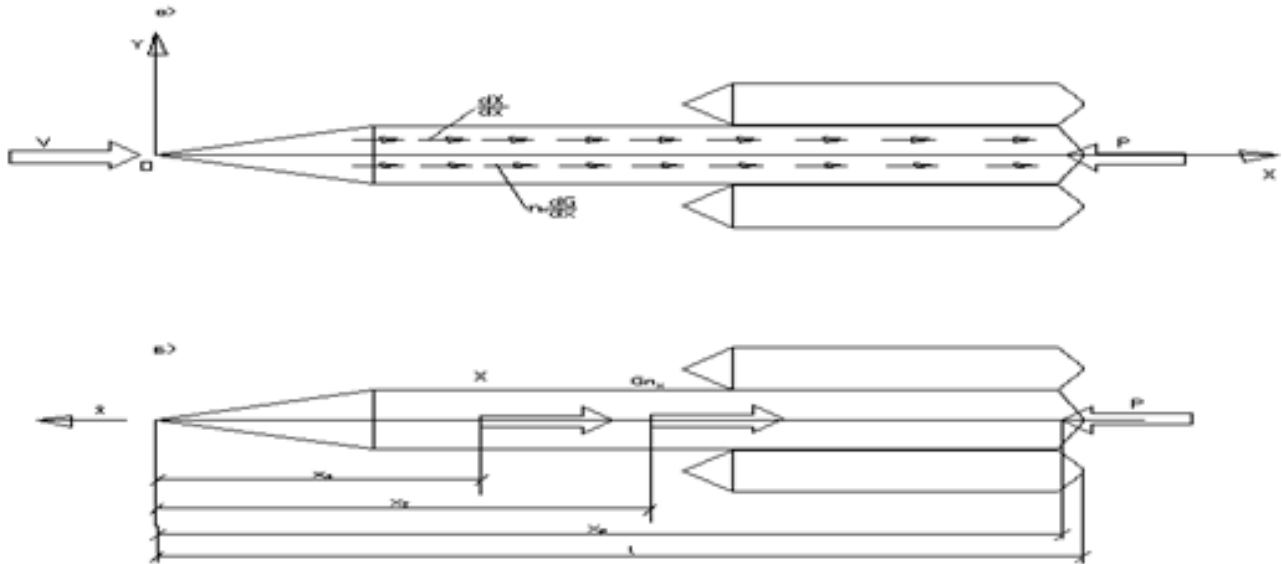


Рис. 1. Продольная нагрузка корпуса

Результаты

Расчет продольных сил

Распределение веса по длине определяется конструктивной схемой и различается по продольным и поперечным нагрузкам. Корпус разделен на 20 зон одинаковой длины [5].

По аналогичным формулам определяем аэродинамическую нагрузку и управляющие силы. Максимальное значение внешнего избыточного давления конической головки $p = p_0 = 2\sin^2(\theta + \alpha)$, $p_{izb} = p_q$ равно аэродинамическому давлению, определяемому по формуле с поправочным коэффициентом 1,5 (для исправления ошибки в применении теории Ньютона) [6, 7]:

$$p = 1,5 \cdot 2\sin^2(\alpha + \theta) \approx 3(\alpha + \theta)^2; \quad (4)$$

$$p = 3 \left(\frac{4+15}{57,3} \right)^2 = 0,33;$$

$$pq = 0,33 \cdot 0,5 \cdot 10^5 \text{ Па} \approx 0,165 \cdot 10^{-1} \text{ МПа}.$$

Максимальное аэродинамическое давление в цилиндре определяется теорией Ньютона без поправочного коэффициента [8]:

$$p = 2\alpha^2; \quad (5)$$

$$p = 2 \left(\frac{4}{57,3} \right)^2 = 0,0097;$$

$$pq = 0,0097 \cdot 0,5 \cdot 10^5 \text{ Па} = 0,0049 \cdot 10^{-1} \text{ МПа}.$$

Продольное распределение коэффициента C_x

$$c_{x\text{сеч}} = \frac{2}{S} \int_0^x r(x) \operatorname{tg} \theta(x) \int_0^\pi p(x, \phi) d\phi dx + c_{x\text{мп}} \frac{x}{l}. \quad (6)$$

Для первых пяти зон $\operatorname{tg} \theta_x$ и $\operatorname{tg} 15^\circ$ независимы.

$\int_0^{\pi} p(x, \phi) d\phi$ не зависит от x в интеграле. Обозначение

$$1,5 \cdot 2\pi (\theta^2 + \alpha^2 / 2) = 1,5 \cdot 6,28 (0,2622 + 0,072 / 2) = 0,7.$$

Радиус основной части изменяется по закону прямых по длине:

$r(x) = \operatorname{tg} 15^\circ$, где для конуса

$$c_{\text{хсеч}} = \frac{2 \cdot 0,268^2 \cdot 0,7}{S} \int_0^x x dx + c_{\text{хмп}} \frac{x}{l} = \frac{0,1005x^2}{2S} + c_{\text{хмп}} \frac{x}{l}.$$

Первая сумма значений, полученных для цилиндра, постоянна и равна у основания конуса, т.е. в конце пятой зоны $x = 9,25$ м:

$$c_{\text{хсеч}} = \frac{0,1005 \cdot 9,25^2}{2 \cdot 1,0} = 4,22.$$

Для получившегося конуса

$$c_{\text{хсеч}} = \frac{0,1005x^2}{2S} + 0,216 \frac{x}{l};$$

здесь $c_{\text{хтр}} = 0,6 \cdot 0,36 = 0,216$.

$R = 1,0$ м для цилиндра

$$c_{\text{хсеч}} = 0,36 + 0,216 \frac{x}{l};$$

$P_{\text{пр}} = 1,0$ м

$$c_{\text{хсеч}} = 0,36 + 0,216 \frac{22,2}{37} = 0,488 + 0,29 \frac{x}{l};$$

здесь

$$c_{\text{хтр}} = 0,6 \cdot 0,488 = 0,29.$$

Для общего случая

$$c_x = 0,488 + 0,29 = 0,778.$$

Продольная аэродинамическая сила

$$X = c_x q S, \text{ Н}; \quad (7)$$

$$X = 0,7766 \cdot 0,5 \cdot 10^5 \cdot 3,14 = 121\,926 \text{ Н}.$$

Продольная нагрузка

$$n_x = \frac{P - X}{G}; \quad (8)$$

$$n_x = \frac{1058400 - 121926}{60000} = 1,488.$$

Расчет продольных сил по отношению

$$T(x_3) \approx -c_{\text{хсеч}} q S - n_x \sum_{j=1}^s G_j. \quad (9)$$

Данные отчета представлены в табл. 1.

Таблица 1

Расчет продольных сил

$x_j, \text{м}$	$G_j, \text{Н}$	$\sum_1^s G_j, \text{Н}$	$n_x \sum_1^s G_j, \text{Н}$	$c_{x \text{ sec}}$	$c_{x \text{ sec}} q S N$	$-T, \text{Н}$
1,85	5000	5000	7440	0,0252	15 030	22 470
3,7	10 000	15 000	22 320	0,078	46 527	88 847
5,55	15000	30 000	44 640	0,1615	96 335	140 975
7,4	20 000	50 000	74 400	0,2729	162 785	237 185
9,25	25 000	75 000	111 600	0,413	246 355	357 955

Таблица 1 основана на реальных данных. Корпус ракеты подвергается нарастающему сжатию с головы до пят. В области $X = X_R$ продольная сила равна силе тяги двигательного агрегата [9] (рис. 2).

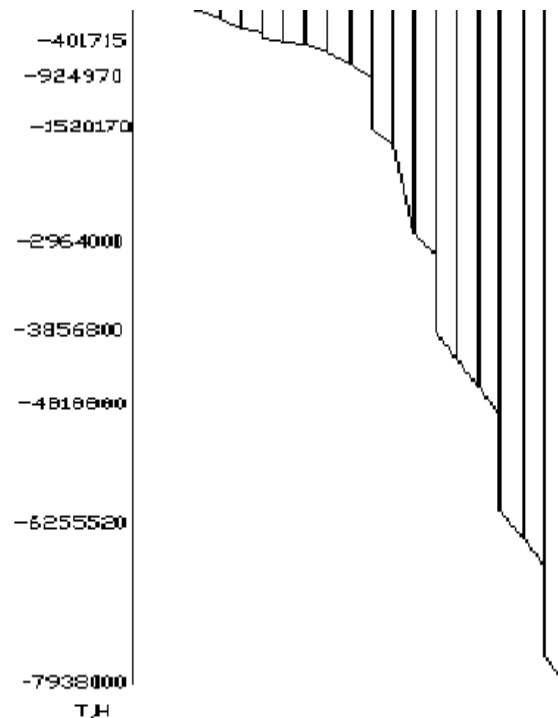


Рис. 2. Диаграмма продольной силы

Обсуждение

Расчет поперечных сил и изгибающих моментов

Поперечная нагрузка корпуса (рис. 3) вызывается косым ударом, когда скорость набегающей воздушной волны достигает вала ракеты под углом α . Этот угол называется углом наклона. Диагональный обдув вызывается порывами ветра, что приводит к образованию поперечных аэродинамических сил dY / dX . Его равное действие дается интегралом $Y = \int_0^l \frac{dY}{d_x} dx$ и находится под давлением до центра давления [9].

Направление силы находится в плоскости порыва ветра:

$$Y = c_y q S, \text{ Н}, \quad (10)$$

где C_y – коэффициент поперечной аэродинамической силы:

$$c_y = \int_0^l \frac{dc_y}{d_x} dx. \quad (11)$$

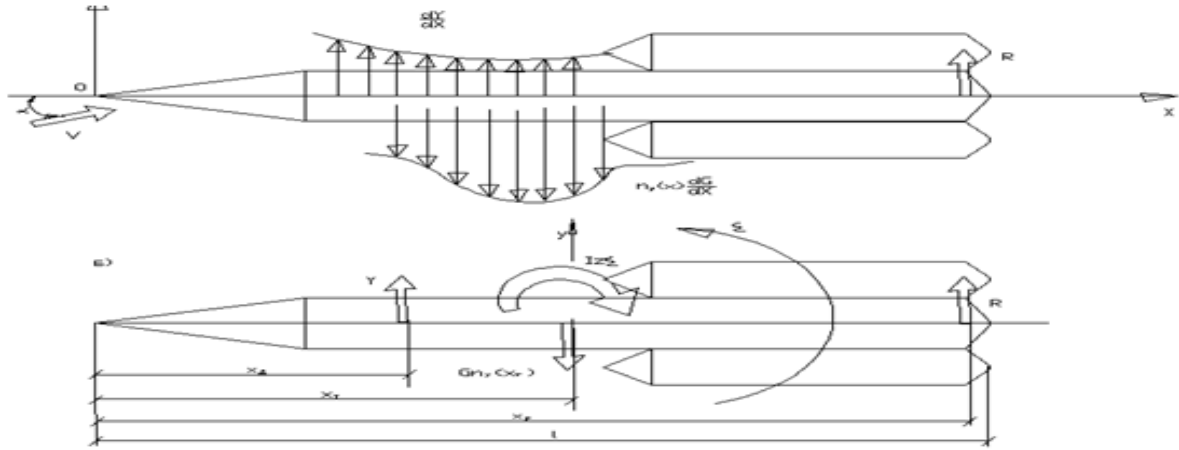


Рис. 3. Горизонтальная нагрузка на корпус

Сила Y пытается оттолкнуть ракету от центра масс. Однако на ракете установлена система управления и создается управляющая сила R [10]. Система управления работает с некоторыми настройками, поэтому контрольный момент, когда сумма $Y + R$ достигает максимума,

$$R(x_R - x_T) \geq Y(x_T - x_D). \quad (12)$$

Продольное распределение коэффициента поперечной аэродинамической силы определяем по формуле

$$c_{y\text{sech}} = \int_0^x \frac{dc_y}{dx} dx, \quad (13)$$

где $c_{y\text{sech}} - x$ – коэффициент поперечной аэродинамической силы части тела длиной

$$\frac{dY}{dx} = \frac{dc_y}{dx} qS; \quad (14)$$

$$\frac{dc_y}{dx} = 2 \frac{r(x)}{S} \int_0^\pi p(x, \phi) \cos \phi d\phi. \quad (15)$$

Учитывая поправочный коэффициент 1,5,

$$c_{y\text{sech}} = \frac{2}{S} \int_0^x r(x) \int_0^\pi p(x, \phi) \cos \phi d\phi dx. \quad (16)$$

В основную часть ($x \leq 9,25$ м)

$$r(x) = x \operatorname{tg} \theta; \quad (17)$$

$$r(x) = x \cdot 0,268;$$

$$\int_0^\pi p(x, \phi) \cos \phi d\phi = 1,5 \cdot \pi \theta \alpha; \quad (18)$$

$$\int_0^\pi p(x, \phi) \cos \phi d\phi = 1,5 \cdot \frac{15 \cdot 4}{(57,3)^2} = c_{y\text{sech}} x S. \quad (19)$$

Для цилиндра ($9,25 \leq x \leq 22,2$) $r = 1,95$ м:

$$\int_0^\pi p(x, \phi) \cos \phi d\phi = \frac{4}{3} \left(\frac{4}{57,3} \right)^2 = 0,0065;$$

$$c_{ysech} = \frac{0,092x_k^2}{2S} + \frac{2 \cdot 0,0065r}{S}(x - x_k);$$

$$c_{ysech} = 0,43 + 0,0021(x - 9,25),$$

x выражено в метрах.

Для всего здания ($x = 37$ м)

$$c_y = 0,43 + 0,027 + \frac{2 \cdot 0,0065 \cdot r_{np}}{S_{np}}(x - 22,2);$$

$$c_y = 0,457 + \frac{2 \cdot 0,0065 \cdot 3,2}{32}(37 - 22,2) = 0,457 + 0,019 = 0,4782;$$

$$\sum_{j=1}^N c_{ysech}(x_j) = 6,123.$$

x_D – координата центра давления определяется по формуле

$$x_D = 1 + \frac{\Delta x}{2} - \frac{\Delta x}{c_y} \sum_{j=1}^N c_{ysech}(x_j); \quad (20)$$

$$x_D = 37 + 0,925 - \frac{1,875}{0,4782} 6,123 = 7,57 \text{ м};$$

$$Y = c_y q S_{pr}, \text{ Н}; \quad (21)$$

$$Y = 0,4782 \cdot 0,5105 \cdot 32 = 605 \text{ 120 Н подъемная сила.}$$

Определите координаты центра тяжести x_t и момента инерции I_z .

Для этого складываем веса всех зон:

$$x_m = 1 + \frac{\Delta x}{2} - \frac{\Delta x}{G} \sum_{s=1}^N \sum_{j=1}^s G_j; \quad (22)$$

$$x_m = 37 + \frac{1,85}{2} - \frac{1,85}{45 \cdot 10^5} 238,05 \cdot 10^5 = 28,14 \text{ м.}$$

Управляющая мощность определяется по формуле

$$R = \frac{1,3Y(x_t - x_D)}{x_R - x_t}, \quad (23)$$

$$R = \frac{1,3 \cdot 605120(28,14 - 7,57)}{37 - 28,14} = 10 \text{ Н.}$$

Поперечная нагрузка на центр масс

$$n_y(x_m) = \frac{Y + R}{G}; \quad (24)$$

$$n_y(x_m) = \frac{605120 + 1643890}{4500000} = 0,5839.$$

Определите взаимосвязь между угловым ускорением и ускорением свободного падения [10]:

$$\frac{\varepsilon}{g} = \frac{0,3Y(x_t - x_D)}{I_z g}, \quad (25)$$

$$\frac{\varepsilon}{g} = \frac{0,3 \cdot 605120(28,14 - 7,57)}{23306420 \cdot 9,81} = 0,016332 \text{ м}^{-1}.$$

Поперечная нагрузка центра тяжести в зоне J :

$$n_y(x_j) = n_y(x_T) + \frac{\varepsilon}{g}(x_{Tj} - x_T); \quad (26)$$

$$n_y(x_j) = 0,5839 + 0,016332(x_{Tj} - 28,14).$$

Расчеты по зонам приведены в табл. 2.

Таблица 2

Расчеты по зонам

J	x_j , м	x_{Tj} , м	n_{yj}	G_j , Н	G_{jnyj} , Н	$\sum_1^s G_j n_{yj}$, Н	$c_{усеч}$	$c_{усеч} q S$, Н	Q_j , Н	$\Delta x \sum_1^s Q_j$, Нм
1	1,85	0,925	0,1394	15 000	2090	2090	0,0133	21 280	19 190	35 500
2	3,7	2,775	0,1719	15 000	2580	4670	0,0534	85 440	80 770	184 926
3	5,55	4,625	0,1919	15 000	2880	7550	0,1201	192 160	184 610	526 454
4	7,4	6,475	0,2301	15 000	3450	11 000	0,3136	501 760	490 760	1 434 360
5	9,25	8,325	0,2603	15 000	3900	14 900	0,4319	691 040	676 140	2 685 219

Поскольку одним из режимов нагружения ракеты было равномерное изменение поверхностных сил во времени, расчет внешней нагрузки проводился без возбуждения конструкции, т.е. по твердотельной схеме [11].

Заключение

При любом расчете испытания на прочность будут ошибки при выборе расчетной схемы подбора нагрузки. Для проверки результатов расчета достаточно испытать конструкцию до ее разрушения, с равномерным увеличением нагрузки.

Отношение разрушающей нагрузки к номинальной называется коэффициентом запаса прочности. При проектировании конструкции старайтесь иметь коэффициент запаса прочности равный 1 [12].

Список литературы

1. Фахрутдинов И. Х. Ракетные двигатели твердого топлива. М. : Машиностроение, 2008. 223 с.
2. Павлюк Ю. С. Баллистическое проектирование ракет. Челябинск : Изд-во ЧГТУ, 2006.
3. Алифанов О. М., Андреев А. Н., Гушин В. Н. [и др.]. Баллистические ракеты и ракеты-носители : пособие для студентов вузов. М., 2004. 512 с.
4. Выбор и расчет основных параметров РДТТ : метод. рекомендации по курсовому и дипломному проектированию. М. : МО СССР, 1983. 231 с.
5. Паничкин Н. И., Слепушкин Ю. В. [и др.]. Конструкция и проектирование космических летательных аппаратов. М. : Машиностроение, 2004. 344 с.
6. Балк М. Б. Элементы динамики космического полета. М. : Наука, 1996.
7. Пенцак И. Н. Теория полета и конструкция баллистических ракет. М. : Машиностроение, 1989. 344 с.
8. Краснов Н. Ф. Аэродинамика. Основы теории. Аэродинамика профиля и крыла. М. : Высш. шк., 1976. Т. 1. 384 с.
9. Краснов Н. Ф. Аэродинамика. Методы аэродинамического расчета. М. : Высш. шк., 1980. Т. 2. 416 с.
10. Жолдиева Ш. Б., Тулегулов А. Д., Ергалиев Д. С. Анализ надежности работы системы терморегулирования космического аппарата // Труды Международного симпозиума Надежность и качество. 2016. Т. 2. С. 233–234.
11. Мусаева М. Х., Калел М. Х., Ергалиев Д. С. Интеграция систем ДЗЗ и БПЛА для предотвращения и мониторинга чрезвычайных ситуаций в Республике Казахстан // Труды Международного симпозиума Надежность и качество. 2018. Т. 2. С. 27–29.
12. Садуахас А. К., Калманова Д. М., Хамитова Д. Р. [и др.]. Методы обработки информации и контроля стабилизации космических аппаратов и систем управления ориентации // Труды Международного симпозиума Надежность и качество. 2021. Т. 1. С. 202–204.

References

1. Fakhrutdinov I.Kh. *Raketnye dvigateli tverdogo topliva = Rocket engines of solid fuel*. Moscow: Mashinostroenie, 2008:223. (In Russ.)
2. Pavlyuk Yu.S. *Ballisticheskoe proektirovanie raket = Ballistic missile design*. Chelyabinsk: Izd-vo ChGTU, 2006. (In Russ.)
3. Alifanov O.M., Andreev A.N., Gushchin V.N. [et al.]. *Ballisticheskie rakety i rakety-nositeli: posobie dlya studentov vuzov = Ballistic missiles and launch vehicles: a manual for university students*. Moscow, 2004:512. (In Russ.)

4. *Vybor i raschet osnovnykh parametrov RDTT: metod. rekomendatsii po kursovomu i diplomnomu proektirovaniyu* = Selection and calculation of the main parameters of the RDTT : method. recommendations for course and diploma design. Moscow: MO SSSR, 1983:231. (In Russ.)
5. Panichkin N.I., Slepishkin Yu.V. [et al.]. *Konstruktsiya i proektirovanie kosmicheskikh letatel'nykh apparatov* = Construction and design of space aircraft. Moscow: Mashinostroenie, 2004:344. (In Russ.)
6. Balk M.B. *Elementy dinamiki kosmicheskogo poleta* = Elements of space flight dynamics. Moscow: Nauka, 1996. (In Russ.)
7. Pentsak I.N. *Teoriya poleta i konstruktsiya ballisticheskikh raket* = Flight theory and design of ballistic missiles. Moscow: Mashinostroenie, 1989:344. (In Russ.)
8. Krasnov N.F. *Aerodinamika. Osnovy teorii. Aerodinamika profilya i kryla* = Aerodynamics. Fundamentals of theory. Aerodynamics of the profile and wing. Moscow: Vyssh. shk., 1976;1:384. (In Russ.)
9. Krasnov N.F. *Aerodinamika. Metody aerodinamicheskogo rascheta* = Aerodynamics. Methods of aerodynamic calculation. Moscow: Vyssh. shk., 1980;2:416. (In Russ.)
10. Zholdieva Sh.B., Tulegulov A.D., Ergaliev D.S. Analysis of the reliability of the spacecraft thermal control system. *Trudy Mezhdunarodnogo simpoziuma Nadezhnost' i kachestvo* = Proceedings of the International symposium Reliability and Quality. 2016;2:233–234. (In Russ.)
11. Musaeva M.Kh., Kaler M.Kh., Ergaliev D.S. Integration of remote sensing and UAV systems for prevention and monitoring of emergency situations in the Republic of Kazakhstan. *Trudy Mezhdunarodnogo simpoziuma Nadezhnost' i kachestvo* = Proceedings of the International symposium Reliability and Quality. 2018;2:27–29. (In Russ.)
12. Saduakhas A.K., Kalmanova D.M., Khamitova D.R. [et al.]. Methods of information processing and control of the stabilization of spacecraft and orientation control systems. *Trudy Mezhdunarodnogo simpoziuma Nadezhnost' i kachestvo* = Proceedings of the International symposium Reliability and Quality. 2021;1:202–204. (In Russ.)

Информация об авторах / Information about the authors

Амандос Дабысович Тулегүлов

кандидат физико-математических наук, доцент,
заведующий кафедрой
авиационной техники и технологий,
Академия гражданской авиации
(Казахстан, г. Алматы, ул. Ахметова, 44)
E-mail: tad62@yandex.kz

Amandos D. Tulegulov

Candidate of physical and mathematical sciences,
associate professor,
head of sub-department
of aviation engineering and technology,
Academy of Civil Aviation
(44 Akhmetova street, Almaty, Kazakhstan)

Дастан Сырымович Ергалиев

PhD, доцент, профессор кафедры
авиационной техники и технологий,
Академия гражданской авиации
(Казахстан, г. Алматы, ул. Ахметова, 44)
E-mail: DES-67@yandex.kz

Dastan S. Ergaliev

Ph.D., associate professor,
professor of sub-department
of aviation engineering and technology,
Academy of Civil Aviation
(44 Akhmetova street, Almaty, Kazakhstan)

Бакытгуль Сагимжановна Бейсембаева

старший преподаватель
кафедры авиационной техники и технологий,
Академия гражданской авиации
(Казахстан, г. Алматы, ул. Ахметова, 44)
E-mail: tad62@yandex.kz

Bakytgul S. Beisembaeva

Senior lecturer of sub-department
of aviation engineering and technology,
Academy of Civil Aviation
(44 Akhmetova street, Almaty, Kazakhstan)

Дмитрий Вячеславович Зуев

старший преподаватель
кафедры авиационной техники и технологий,
Академия гражданской авиации
(Казахстан, г. Алматы, ул. Ахметова, 44)
E-mail: tad62@yandex.kz

Dmitriy V. Zuev

Senior lecturer of sub-department
of aviation engineering and technology,
Academy of Civil Aviation
(44 Akhmetova street, Almaty, Kazakhstan)

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов /

The authors declare no conflicts of interests.

Поступила в редакцию/Received 12.07.2021

Поступила после рецензирования/Revised 23.08.2021

Принята к публикации/Accepted 24.09.2021