

## НАВАНТАЖЕНІСТЬ СТИКІВ РАКЕТИ З УРАХУВАННЯМ ОСОБЛИВОСТЕЙ КОНСТРУКЦІЇ СУМІЖНИХ ВІДСІКІВ

*Розроблено методику розрахунку зусиль на кріпильні елементи стику відсіків ракети, які мають конструктивні особливості (нерівномірність товщини стінок у коловому або поздовжньому напрямках, наявність отворів) за дії осьових сил та згинальних моментів. Методика враховує умови закріплення ракети в контейнері чи на транспортному засобі та дає можливість визначити основні випадки та максимальні навантаження на кріпильні елементи для подальшого розрахунку стиків ракети на міцність.*

**Ключові слова:** відсік ракети, стик, кріпильний елемент, осьове зусилля, згинальний момент, міцність, коефіцієнт розподілу навантаження.

**Вступ.** Експлуатацію ракети умовно поділяють на такі основні етапи: наземний (кантування та транспортування ракети або її складників всіма передбаченими в технічному завданні на розробку ракети видами транспорту); підготування до старту та старт; політ (на активній ділянці траєкторії, коли працюють маршові двигуни, та на пасивній). На цих етапах ракета піддається комплексній дії зовнішніх силових чинників: інерційних, вітрових та аеродинамічних сил, тяги маршових двигунів, сили від органів управління ракетою (тяги імпульсних двигунів, аеродинамічні або газодинамічні рулі тощо).

Для кожного етапу розглядають і аналізують низку варіантів навантажень ракети, а для польоту – всі можливі траєкторії (з урахуванням параметрів збурених траєкторій і керованості) та вибирають основні випадки, для яких розраховуватимуть конструкцію ракети на міцність. При цьому для кожного випадку експлуатації враховують поєднання найбільш несприятливих умов навантажень. Зокрема, під час транспортування враховують одночасну дію перенавантажень у трьох напрямках: поздовжньому  $n_x$ , вертикальному  $n_y$  і горизонтальному  $n_z$ . А для польоту найчастіше, як розрахункові для кожного типу траєкторії розглядають моменти часу, коли максимальних значень досягають перенавантаження  $n_x$ ,  $n_y$ , і  $n_z$ , тяга маршового двигуна, швидкісний напір, аеродинамічна сила на аеродинамічні рулі тощо.

Для розрахунку навантаженості ракети використовують як спеціалізовані програми власної розробки, так і багатофункціональне програмне забезпечення на основі методу скінченних елементів (ANSYS, NASTRAN). Під час розробки розрахункової моделі корпус ракети розбивають поперечними перерізами на  $N$  ділянок довільної довжини  $I_i$ , які мають нерівномірно розподілені маси  $G_i$  і жорсткості  $E \cdot I_j$ . Внутрішні елементи ракети (прилади, двигунні установки тощо) залежно від характеру кріплення до корпусу враховують у відповідній ділянці. Внутрішній тиск у корпусі ракетного двигуна твердого палива (РДТП) (камері згоряння) під час розрахунку внутрішніх силових факторів на ракету не враховують. Силу тяги маршового РДТП прикладають у перерізі, де переднє днище приєднане до циліндра корпусу. Внутрішній тиск у РДТП враховують при визначенні розрахункових навантажень на корпус двигуна, який одночасно є і корпусом ракети.

---

✉ volod.kharchenko@meta.ua

**1. Формулювання та розв'язування задачі.** В результаті розв'язування квазістатичної задачі знаходять внутрішні зусилля в перерізах ракети в декартовій системі координат: осьову  $N_x$  і поперечну сили  $N_y$  – у вертикальній площині,  $N_z$  – у горизонтальній та згинні моменти  $M_y$ ,  $M_x$ ,  $M_z$ , де вісь  $X$  є поздовжньою віссю ракети і спрямована від носка ракети до хвоста, осі  $Y$  і  $Z$  є бокові взаємно-перпендикулярні. Результируючі поперечні сили  $Q$  та згинні моменти  $M$  у перерізах ракети знаходимо за формулами

$$Q = \sqrt{N_y^2 + N_z^2}; \quad M = \sqrt{M_y^2 + M_z^2}.$$

Приклад розподілу внутрішніх зусиль по довжині ракети, яка закріплена на транспортному засобі в зоні хвостового відсіку, під час транспортування залізницею за умов гальмування ілюструє рис. 1.

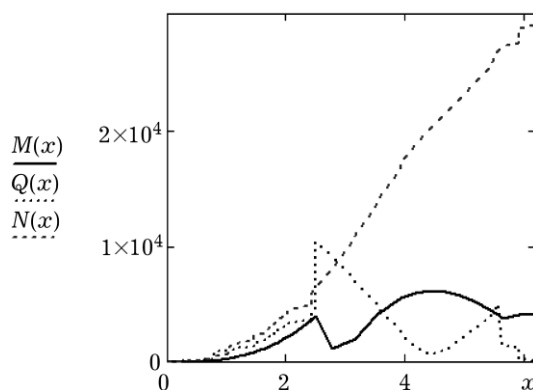


Рис. 1. Розподіл внутрішніх зусиль на ракету під час залізничного транспортування за умов гальмування.

Щоб врахувати динамічні зовнішні навантаження, розробили динамічну модель ракети, де її розглядали як пружну балку зі змінними параметрами та враховували зовнішні динамічні навантаження. З розв'язку динамічної задачі знаходили частоти та форми власних коливань ракети, а також, з урахуванням зовнішніх навантажень, – коефіцієнти динамічності під час дії окремо осьової сили  $f_{dN_x}$  і згинних моментів  $f_{dM_y}$ ,  $f_{dM_z}$ ,  $f_{dM}$ . Результируючі внутрішні сили визначали як суму квазістатичних і динамічних складників [6]:

$$N_{x\Sigma} = N_x \cdot f_{dN_x}; \quad M_{y\Sigma} = M_y \cdot f_{dM_y}; \\ M_{z\Sigma} = M_z \cdot f_{dM_z}; \quad M_{\Sigma} = M \cdot f_{dM}.$$

Стики відсіків ракети є одними з найвідповідальніших елементів її силових конструкцій. Вони ж, як правило, і найнавантаженіші. Для стиків, на які діють осьова розтягувальна сила  $N_i$ , згинний момент  $M$ , осьове зусилля на найнавантаженіший кріпильний елемент  $N_1$  визначають за відомими формулами [1–3]:

$$N_1 = (4 \cdot M / D + N) / n, \tag{1}$$

де  $D$  – діаметр, на якому розміщені кріпильні елементи стику;  $n$  – їх кількість.

Такий підхід виправданий тільки для кільцевих стиків, які є однорідними як в коловому, так і в осьовому напрямках (мають постійну товщину стінок). Кріпильні елементи в стиках розміщені періодично, а елементи кріплення ракети на транспортному засобі чи в контейнері – на достатній відстані від стику. Але дуже часто стики ракети мають конструктивні особ-

ливості, зокрема, локальні потовщення для закріплення в відсіках приладів чи інших елементів; вирізи в оболонках відсіків, наприклад, для розміщення люків; елементи кріплення ракети в контейнері чи на транспортному засобі розміщені на відсіку недалеко від стику.

Тоді визначення максимального зусилля в кріпильному елементі за формулою (1) може призвести до суттєвого заниження допустимого навантаження на кріпильні елементи стику і, як наслідок, до недостовірних результатів розрахунку його міцності.

**2. Розрахунок коефіцієнтів розподілу зусиль на кріпильні елементи стику.** З цією метою розробили методика визначення коефіцієнтів розподілу навантажень на окремі елементи стику за дії окремо одиничних сил та моментів [7]. Задачу знаходження коефіцієнтів розв'язували в скінченно-елементному формулюванні за допомогою системи ANSYS. Під час побудови геометричних та розрахункових моделей враховували всі суттєві чинники, які впливають на загальну жорсткість стику і розподіл зусиль на кріпильні елементи (локальну жорсткість стику в місцях кріпильних елементів не враховували): відсіки моделювали оболонками з тими ж геометричними параметрами, що й ракети (діаметр, товщина стінок), тип скінченних елементів – SHELL181; в оболонках відсіків імітували ділянки, які мають збільшену або зменшену товщину, а також отвори; для оболонки задавали той же самий матеріал, що і в реальних відсіках. Його вважали ідеально пружним. Причому, якщо відсік виготовлений із композиційних матеріалів, наприклад, корпус ракетного двигуна твердого палива методом намотування, то матеріал вважали як ортотропний з приведеними характеристиками [4, 5], або безпосередньо в препроцесорі ANSYS як для шаруватої структури з певними параметрами кожного шару (кути намотування, товщини та характеристики матеріалу кожного шару); кріпильні елементи імітували шляхом з'єднання оболонок (відсіків) між собою дискретно у вузлах, що знаходяться в місцях розташування кріпильних елементів стику.

Таблиця 1. Розрахункові моделі.

Номер варіанта моделі	Характеристика моделі
1	Однорідні оболонки. Закріплення ракети віддалене від стику. Діє одинична розтягувальна сила $N_x = 1$ .
2	Оболонка з нерівномірною жорсткістю в коловому напрямку. Закріплення ракети віддалене від стику. Діє одинична розтягувальна сила $N_x = 1$ .
3	Оболонка з нерівномірною жорсткістю в коловому напрямку. Закріплення ракети точкове і наближене до стику (два бугелі в горизонтальній площині). Діє одинична розтягувальна сила $N_x = 1$ .
4	Оболонка з нерівномірною жорсткістю в коловому напрямку. Закріплення ракети точкове і наближене до стику (два бугелі в горизонтальній площині). Діє одиничний згинний момент $M_z = 1$ (у вертикальній площині).
5	Оболонка з нерівномірною жорсткістю в коловому напрямку. Закріплення ракети точкове і наближене до стику (два бугелі в горизонтальній площині). Діє одиничний згинний момент $M_y = 1$ (у горизонтальній площині).

Характеристики побудованих розрахункових моделей стику відсіків ракети, що має вісім рівномірно розподілених по стику кріпильних елементів, наведені в табл. 1. При цьому модель 1 не має особливостей, модель 2 нерівномірно жорстка в коловому напрямку, а моделі 3–5 – нерівномірно жорсткі в коловому напрямку і в місцях закріплення ракети в зоні стику за допомогою двох бугелів у горизонтальній площині.

Таблиця 2. Коефіцієнти розподілу зусиль у стику на кріпильні елементи.

Модель $i$	Модель 1 $K_{N_x}$	Модель 2 $K_{N_x}$	Модель 3 $K_{N_x}$	Модель 4 $K_{M_z}$	Модель 5 $K_{M_y}$
1	0.125	0.145	0.152	0	-0.740
2	0.125	0.117	0.115	-0.329	-0,281
3	0.125	0.122	0.118	-0.672	0
4	0.125	0.117	0.114	-0,329	0.281
5	0.125	0.145	0.154	0	0.740
6	0.125	0.117	0.114	0.329	0.281
7	0.125	0.122	0.118	0.672	0
8	0.125	0.118	0.115	0.329	-0.281

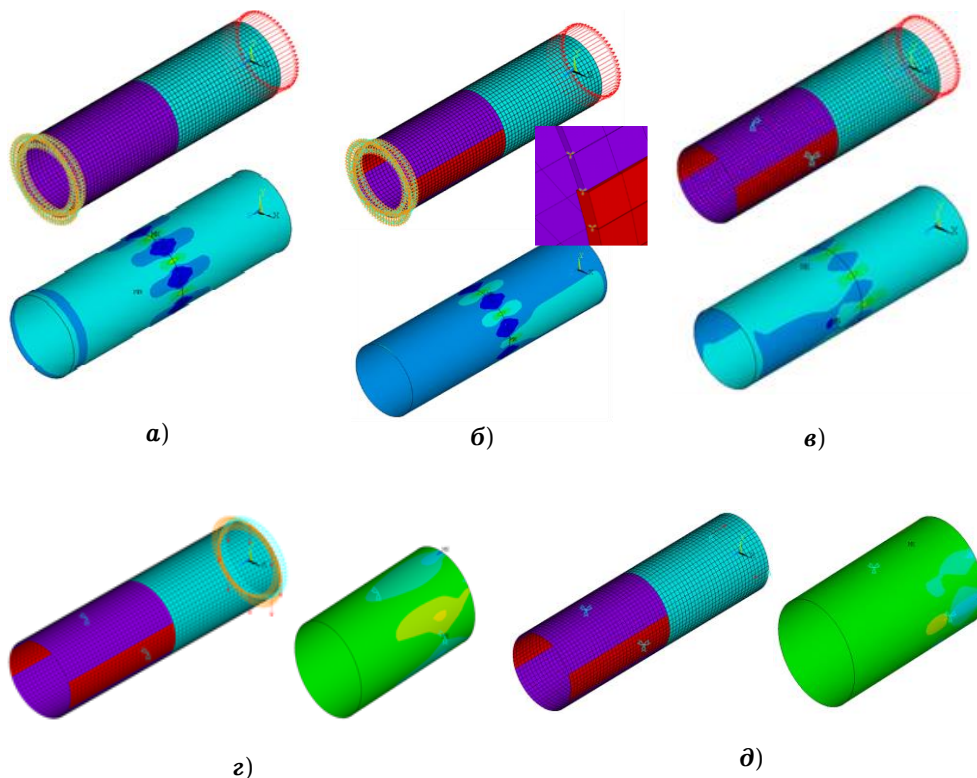


Рис. 2. Розрахункова схема та розподіл осьових напружень в оболонках:  
а, б, в – моделі 1, 2, 3; г – 4 та д – 5.

Під час побудови моделей вважали, що поперечні сили  $Q$  і крутний момент  $M_x$ , який може діяти на стик, на кріпильні елементи не передаються внаслідок конструктивного виконання стиків та затяжки його кріплення. На рис. 2 подано розрахункові схеми з граничними умовами і прикладеними навантаженнями, а також розподіл осьових напружень в оболонках для моделей стиків з табл. 1, а в табл. 2 і на рис. 3 – коефіцієнти розподілу зусиль по стиків, де  $i$  – номер кріпильного елемента в стиків.

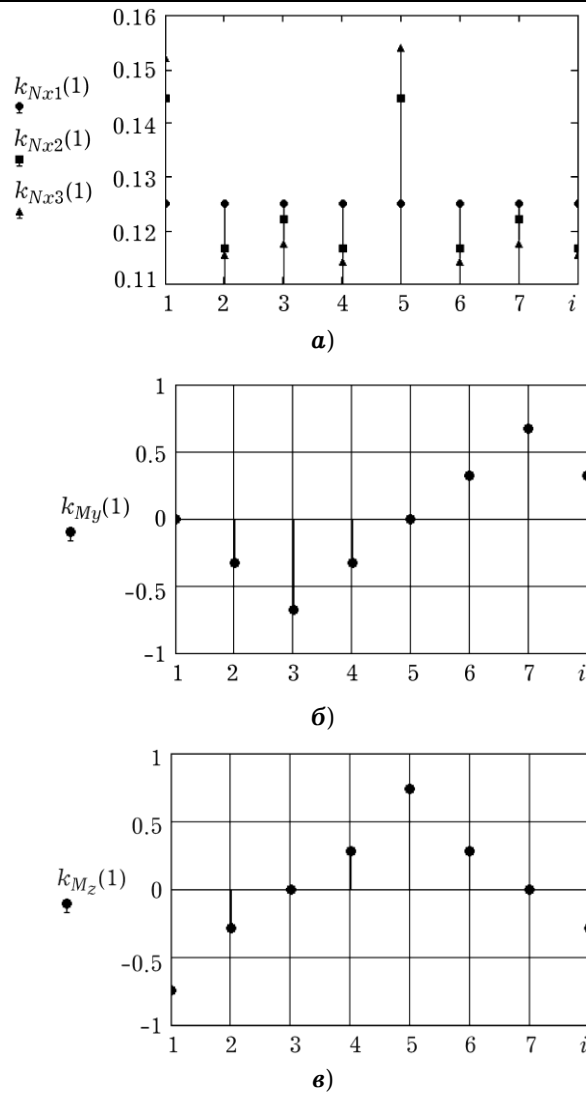


Рис. 3. Розподіл зусиль на кріпильні елементи за дії на стик однієї розтягувальної сили (**а** – моделі 1–3), у горизонтальній (**б** – модель 4) і вертикальній (**в** – модель 5) площинах.

З табл. 2 та рис. 3 для розглянутих моделей можна зробити такі висновки:

- для однорідного стику (модель 1) зусилля на кріпильні елементи за дії розтягувальної сили розподіляються рівномірно;

- для відсіку, який має зону з потовщенням на всю його довжину (модель 2), максимальні зусилля за дії розтягувальної сили реалізуються в кріпильних елементах стику, що розміщені в зоні потовщення;

- порівнюючи моделі 1, 2 і 3, виявили, що внаслідок концентрації неоднорідності в одній зоні (потовщення оболонки, а також розміщення в цій зоні кріплення ракети), збільшуються навантаження на кріпильні елементи стику, які розміщені біля цих зон (кріпильні елементи 1 і 5);

- за розміщення елементів кріплення ракети (бугелів) у зоні стику суттєва нерівномірність розподілу зусиль на елементи кріплення стику проявляється тільки тоді, коли згинний момент діє в тій же площині, де розміщені бугелі (модель 4).

Беручи до уваги табл. 2, отримаємо:

$$\sum_{i=1}^n kN_{x_1}(i) = \sum_{i=1}^n kN_{x_2}(i) = \sum_{i=1}^n kN_{x_3}(i) = 1; \quad \sum_{i=1}^n kM_y(i) = \sum_{i=1}^n kM_z(i) = 0;$$

$$\sum_{i=1}^n (|kM_y(i)| \cdot l_z(i)) = \sum_{i=1}^n (|kM_z(i)| \cdot l_y(i)) = 1.$$

Це підтверджує достовірність прийнятого підходу до визначення коефіцієнтів розподілу зусиль по стику.

**3. Визначення навантажень на елементи кріплення стику.** Аналізуючи навантаженість стику ракети для конкретних випадків та вибираючи основні з них, розраховують навантаження на кожний елемент кріплення стику з урахуванням коефіцієнтів нерівномірності розподілу зусиль по стику залежно від розподілу жорсткості відсіків у коловому та осьовому напрямках, схем кріплення ракети тощо.

Розрахункове навантаження (еквівалентну силу) на кожний кріпильний елемент стику для конкретного випадку знаходили як суму зусиль за формулою

$$N(i) = (N_{N_x}(i) + N_{M_y}(i) + N_{M_z}(i)) \cdot f, \quad (2)$$

де  $N_{N_x}$  – експлуатаційна сила, зумовлена дією на стик поздовжньої;  $N_{M_y}$  і  $N_{M_z}$  – експлуатаційні сили, зумовлені дією на стик згинних моментів  $M_y$  і  $M_z$ :

$$N_{N_x}(i) = N_x \cdot k_{N_x}(i) \cdot f_{dN_x}; \quad (3)$$

$$N_{M_y}(i) = M_y \cdot k_{M_y}(i) \cdot f_{dM_y}; \quad (4)$$

$$N_{M_z}(i) = M_z \cdot k_{M_z}(i) \cdot f_{dM_z}. \quad (5)$$

Тут  $k_{N_x}(i)$ ,  $k_{M_y}(i)$ ,  $k_{M_z}(i)$  – коефіцієнти розподілу зусиль у кріпильних елементах стику за дії розтягувальних та згинних моментів з урахуванням всіх особливостей конструкції стиків і з'єднаних відсіків, а також умов закріплення ракети, які визначають за поданою методикою (див. табл. 2);  $f$  – коефіцієнт безпеки для конкретного розрахункового випадку.

Якщо в міжступеневому об'ємі ракети діє надлишковий внутрішній тиск  $P$ , то експлуатаційна сила від його дії

$$N_{N_x}(i) = \frac{\pi \cdot D_y^2 \cdot P}{4} \cdot k_{N_x}(i), \quad (6)$$

де  $D_y$  – діаметр ущільнення.

Якщо стик з'єднує дві частини корпусу РДТП, в якому для конкретного розрахункового випадку діє внутрішній надлишковий тиск  $P$ , то експлуатаційна сила на елементи кріплення стику, зумовлена його дією, така:

$$N_{N_x}(i) = \left( \frac{\pi \cdot D_y^2 \cdot P}{4} - N_R \right) \cdot k_{N_x}(i) \cdot f_{dP}, \quad (7)$$

де  $N_R$  – тяга РДТП;  $f_{dP}$  – коефіцієнт динамічності від пульсації тиску в камері згоряння РДТП.

Практика застосування розробленої методики розрахунку і оцінювання навантаженості стиків різних ракет засвідчила, що за наявності в них особливостей необхідно при визначенні основних розрахункових випадків і найбільш навантажених елементів кріплення користуватись формулами (2)–(7), так як розрахунок за формулою (1) дає занижені значення зусиль в елементах кріплення.

**Висновки.** Розроблена методологія аналізу навантаженості стиків ракети для всіх розрахункових випадків. За допомогою системи скінченно-

елементного аналізу ANSYS одержано коефіцієнти розподілу зусиль в елементах кріплення з урахуванням особливостей конструкції відсіків та їх стиків, а також умов кріплення ракети. Розраховано зусилля на кріпильні елементи стиків відсіків ракети, які мають конструктивні особливості в зоні стику (нерівномірність товщини стінок в коловому або поздовжньому напрямках, отвори), з урахуванням умов закріплення ракети в контейнері чи на транспортному засобі за дії осових сил та згинних моментів. Вона дає можливість визначити основні випадки для розрахунку стиків ракети та максимальні навантаження на кріпильні елементи для подальшого розрахунку стиків на міцність.

1. Биргер И. А., Иосилевич Г. Б. Резьбовые и фланцевые соединения. – Москва: Машиностроение, 1990. – 368 с.
2. Конструкции ракетных двигателей на твердом топливе / Под общ. ред. Л. Н. Лаврова. – Москва: Машиностроение, 1993. – 215 с.
3. Лизин В. Т., Пяткин В. А. Проектирование тонкостенных конструкций. – Москва: Машиностроение, 1985. – 344 с.
4. Марчук М., Лопух Н., Харченко В. Моделювання властивостей композиту як ортотропного матеріалу // Тези доп. XII Міжнар. симпозіуму. Українських інженерів-механіків у Львові. – Львів: КІНПАТРИ ЛТД, 2015. – С. 59–60.
5. Марчук М. В., Харченко В. М., Хом'як М. М. Математична модель визначення ефективних фізико-механічних характеристик перехресно армованого композитного шару // Прикл. проблеми механіки і математики. – 2018. – Вип. 16. – С. 64–73.
6. Харченко В., Клименко Д. Навантаженість стику відсіків ракети при експлуатації // Сучасні проблеми механіки та математики: зб. наук. пр. у 3-х т. / За заг. ред. А. М. Самойленка та Р. М. Кушніра [Електронний ресурс]. – Львів: Ін-т прикл. проблем механіки і математики ім. Я. С. Підстригача НАН України. – Львів, 2018. – Т. 2. – С. 232.
7. Харченко В., Сіренко В. Навантаженість кріпильних елементів стику циліндричних відсіків ракети з нерівномірною жорсткістю // Сучасні проблеми механіки та математики: зб. наук. пр. у 3-х т. / За заг. ред. А. М. Самойленка та Р. М. Кушніра [Електронний ресурс]. – Львів: Ін-т прикл. проблем механіки і математики ім. Я. С. Підстригача НАН України. – Львів, 2018. – Т. 2. – С. 233.

#### НАГРУЖЕННОСТЬ СТЫКОВ РАКЕТЫ С УЧЕТОМ ОСОБЕННОСТЕЙ КОНСТРУКЦИЙ СМЕЖНЫХ ОТСЕКОВ

*Разработана методика расчета усилий на крепежные элементы стыка отсеков ракеты, которые имеют конструктивные особенности (неравномерность толщины стенок в круговом или продольном направлениях, наличие отверстий) при действии осевых сил и изгибающих моментов. Методика учитывает условия закрепления ракеты в контейнере или на транспортном средстве и позволяет определить основные случаи и максимальные нагрузки на крепежные элементы для дальнейшего расчета стыков ракеты на прочность.*

**Ключевые слова:** *отсек ракеты, стык, крепежный элемент, осевое усилие, изгибающий момент, прочность, коэффициент распределения нагрузки.*

#### LOADING OF ROCKET JOINS WITH ACCOUNT FOR FEATURES OF CONSTRUCTIONS OF ADJACENT COMPARTMENTS

*The method of calculation of efforts on the fasteners of the junction of missile compartments, which have structural features (uneven wall thickness in a circular or longitudinal direction, the presence of openings) under the action of axial forces and bending moments. The technique takes into account the conditions of rocket fastening in the container or vehicle and allows to determine the basic cases and maximum loads on the fasteners for further calculation of the joints for strength.*

**Key words:** *rocket compartment, joint, fastening element, axial force, bending moment, strength, load distribution coefficient.*