

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
ЗАПОРІЗЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

МАТЕМАТИЧНИЙ ФАКУЛЬТЕТ

Кафедра прикладної математики і механіки

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА МАГІСТРА

на тему: «РОЗРАХУНОК СТАТИЧНОГО
ДЕФОРМУВАННЯ ЦИЛІНДРИЧНИХ ОБ'ЄКТІВ»

Виконав: студент 2 курсу, групи 8.1139
спеціальності 113 прикладна математика
(шифр і назва спеціальності)
освітньої програми прикладна математика
(назва освітньої програми)
А. Брахімі
(ініціали та прізвище)

Керівник доцент кафедри прикладної математики і механіки, доцент, к.ф.-м.н. Левчук С. А.
(посада, вчене звання, науковий ступінь, прізвище та ініціали)

Рецензент декан математичного факультету, професор, д.т.н. Гоменюк С. І.
(посада, вчене звання, науковий ступінь, прізвище та ініціали)

Запоріжжя
2020

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
ЗАПОРІЗЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет математичний

Кафедра прикладної математики і механіки

Рівень вищої освіти магістр

Спеціальність 113 прикладна математика

(шифр і назва)

Освітня програма прикладна математика

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри прикладної математики і механіки, д.т.н., професор

_____ Грищак В. З.

(підпис)

« 25 » вересня 2020 р.

З А В Д А Н Н Я

НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ СТУДЕНТОВІ(СТУДЕНТЦІ)

Брахімі Абделлаху

(прізвище, ім'я та по-батькові)

1. Тема роботи (проекту) Розрахунок статичного деформування циліндричних об'єктів

керівник роботи (проекту) Левчук Сергій Анатолійович, к.ф.-м.н., доцент

(прізвище, ім'я та по-батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом ЗНУ від « 20 » травня 2020 року № 576-с

2. Строк подання студентом роботи 4 грудня 2020 року

3. Вихідні дані до роботи 1. Постановка задачі.

2. Перелік літератури.

4. Зміст розрахунково-пояснювальної записки (перелік питань, які потрібно розробити)

1. Постановка задачі.

2. Опанувати метод розрахунку складаної деформування циліндричного оболонки.

3. Здійснити розрахунок статичного деформування складених циліндричних оболонки.

5. Перелік графічного матеріалу (з точним зазначенням обов'язкових креслень) _____

Презентація

6. Консультанти розділів роботи

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв

7. Дата видачі завдання 25.05.2020

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№	Назва етапів кваліфікаційної роботи	Строк виконання етапів роботи	Примітка
1.	Розробка плану роботи.	25.05.2020	
2.	Збір вихідних даних.	19.06.2020	
3.	Обробка методичних та теоретичних джерел.	20.07.2020	
4.	Розробка першого та другого розділу.	18.09.2020	
5.	Розробка третього розділу.	21.10.2020	
6.	Оформлення та нормоконтроль кваліфікаційної роботи.	27.11.2020	
7.	Підготовка доповіді та презентації.	07.12.2020	
8.	Захист кваліфікаційної роботи.	17.12.2020	

Студент _____
(підпис)

А. Брахімі _____
(ініціали та прізвище)

Керівник роботи _____
(підпис)

С. А. Левчук _____
(ініціали та прізвище)

Нормоконтроль пройдено

Нормоконтролер _____
(підпис)

В. В. Леонтєва _____
(ініціали та прізвище)

РЕФЕРАТ

Кваліфікаційна робота магістра: «Розрахунок статичного деформування циліндричних об'єктів»: 40 с., 5 рис., 3 таблиці, 11 джерел, 1 додаток.

ГРАНИЧНІ УМОВИ ВІЛЬНОГО КРАЮ, ГРАНИЧНІ УМОВИ ЖОРСТКОГО ЗАТИСНЕННЯ, НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНИЙ СТАН, УМОВИ З'ЄДНАННЯ ЦИЛІНДРИЧНИХ ОБОЛОНОК, ЦИЛІНДРИЧНА ОБОЛОНКА.

Мета дослідження – розрахунок напружено-деформованого стану складених циліндричного оболонки.

Об'єкт дослідження – складеній циліндричні оболонки.

Метод дослідження – метод граничних задач.

У першому розділі розглянуті основи теорії тонких оболонки, основні означення та гіпотези, а також якісна характеристика напруженого стану відкритих і замкнених циліндричних оболонки.

У другому розділі наведена фізична, математична постановка досліджуваної задачі, а також метод її розв'язання.

У третьому розділі досліджено напружено-деформований стан складеній циліндричні оболонки.

SUMMARY

Master's Qualification Thesis "Calculating Static Deformation of Cylindrical Objects": 40 pages, 5 figures, 11 references, 1 supplement.

FREE TERM BORDER CONDITIONS, BORDER CONDITIONS OF ACCURATE ACCURACY, STRESS-DEFORMED STATE, CONDITIONS OF ASSOCIATION OF CYLINDRICAL SHELLS, CYLINDRICAL SHELL.

The purpose of the study is to calculate the stress-strain state of the composite of the cylindrical shells.

Object of research – folded cylindrical shell.

The method of research is a method solving boundary value problem.

In the first section, we consider the fundamentals of the theory of thin shells, the basic definitions and hypotheses, as well as qualitative characteristics of the tense state of open and closed cylindrical shells.

The second section presents the physical, mathematical formulation of the problem under study, as well as the method of its solution.

In the third section, the stress-strain state of a folding cylindrical shell, which is a model of the walls of a cylindrical reservoir, is investigated.

ЗМІСТ

Завдання на кваліфікаційну роботу.....	2
Реферат.....	4
Summary.....	5
Вступ.....	7
1 Основи розрахунку тонкостінних складових оболонкових об'єктів...	8
1.1 Основні визначення та гіпотези теорії тонких оболонок.....	8
2 Складені циліндричні оболонки.....	12
2.1 Якісна характеристика напруженого стану відкритих і замкнутих циліндричних оболонок.....	12
2.2 Статичне деформування складеної конструкцій з циліндричних оболонок.....	14
3 Напружено-деформований стан складених циліндричних оболонок...	19
3.1 Статичне деформування складених циліндричних оболонок з навантаженням $q_1 = 10 \text{ кг/см}^2$, $q_2 = -10 \text{ кг/см}^2$	19
3.2 Статичне деформування складених циліндричних оболонок з навантаженням $q_1 = 10 \text{ кг/см}^2$, $q_2 = 0 \text{ кг/см}^2$	20
3.3 Статичне деформування складених циліндричних оболонок з навантаженням $q_1 = 0 \text{ кг/см}^2$, $q_2 = 10 \text{ кг/см}^2$	21
3.4 Порівняльна характеристика основних характеристик напружено-деформованого стану складеної конструкцій з циліндричних оболонок при різних навантаженнях.....	22
Висновки.....	23
Перелік посилань.....	24
Додаток А Розрахунок статичного деформування циліндричних об'єктів...	25

ВСТУП

Сучасний процес розвитку промисловості, будівництва, різних форм транспорту, гірничої справи та інших галузей економіки вимагає створення все більш складних технічних конструкцій, які, з урахуванням все зростаючих вимог до умов їх роботи і ускладнень, як наслідок набувають структуру, часто складаються з елементів, які відрізняються своїми геометричними та фізичними параметрами. При розрахунку напружено-деформованого стану таких конструкцій широке застосування знаходять моделі складених і багатошарових оболонок складної форми, яка піддані дії зовнішніх навантажень і температурного поля.

Разом з тим, якщо побудови аналітичних розв'язків рівнянь вісесиметричної деформації оболонок обертання присвячено цілий ряд робіт, то при розгляді статичного деформування складених оболонок є значно менше число вирішених завдань. Моделювання напружено-деформованого стану елементів складених тонкостінних об'єктів складаної структури з допомогою крайових задач для відповідних систем диференціальних рівнянь в багатьох випадках виявляється малоефективним. Справа в тому, що потрібні при цьому крайові значення шуканих величин залежать від всіх взаємодіючих між собою оболонкових елементів, так що їх попереднє визначення виявляється, взагалі кажучи, ускладненим. У зв'язку, з цим, доцільно для особливо складних об'єктів застосовувати їх розчленування на підконструкції. При з'ясуванні взаємодії останніх можна використовувати принципи методу потенційних уявлень. Ядра-останніх можна розраховувати чисельно-аналітичними методами, які забезпечать надійні оцінки достовірності результатів. Дослідженню напружено-деформованого стану складених оболонково-пластинчастих об'єктів присвячено ряд робіт [1,5–9]. Зручним апаратом рішення задач такого класу є тригонометричні ряди, метод потенціалу, метод кінцевих елементів та інші.

1 ОСНОВИ РОЗРАХУНКУ ТОНКОСТІННИХ СКЛАДОВИХ ОБОЛОНКОВИХ ОБ'ЄКТІВ

1.1 Основні визначення та гіпотези теорії тонких оболонок

Оболонкою називаються тіло, обмежене двома криволінійними поверхнями відстань між якими (товщина оболонки) мало в порівнянні з іншими розмірами [11]. Поверхня, що поділяє товщину оболонки навпіл, називається серединною. Надалі обмежимося розглядом оболонок постійної товщини. Їх геометрія повністю визначається формою серединної поверхні і товщиною оболонки.

На рис. 1.1 показаний елемент серединної поверхні оболонки.

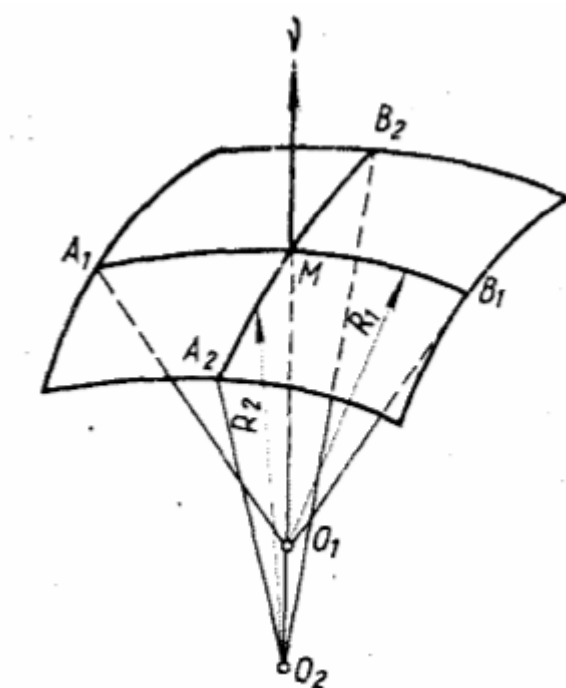


Рисунок 1.1 – Елемент серединної поверхні оболонки

На елементі зображені лінії перетину двох взаємно перпендикулярних площин, нормальних до серединної поверхні, тобто проходять через нормаль.

Ці лінії (A_1MB_2 і A_2MB_1) є кривими, окреслені радіусами R_1 і R_2 . Величини, зворотні радіусам, $k_1 = \frac{1}{R_1}$ і $k_2 = \frac{1}{R_2}$, називаються кривизнами оболонки.

На серединній поверхні оболонки завжди можна знайти дві взаємно перпендикулярні лінії, кривизни яких мають властивості екстремальності: одна з них мінімальна, а інша – максимальна. Кривизни, які мають властивості екстремальності називаються головними. Вони позначаються індексами 1 і 2. Геометрія поверхні оболонки характеризується гаусовою кривизною, яка представляє собою добуток головних кривизн:

$$\Gamma = k_1 \cdot k_2.$$

Розрізняють оболонки позитивної гаусової кривизни (сферичні, еліптичні (рис. 1.2, а)); нульової гаусової кривизни (циліндричні, конічні (рис. 1.2, б)); негативної гаусової кривизни (гіперболічні (рис. 1.2, в)); змішаної кривизни, тобто складаються з ділянок з різною гаусовою кривизною (торообразні).

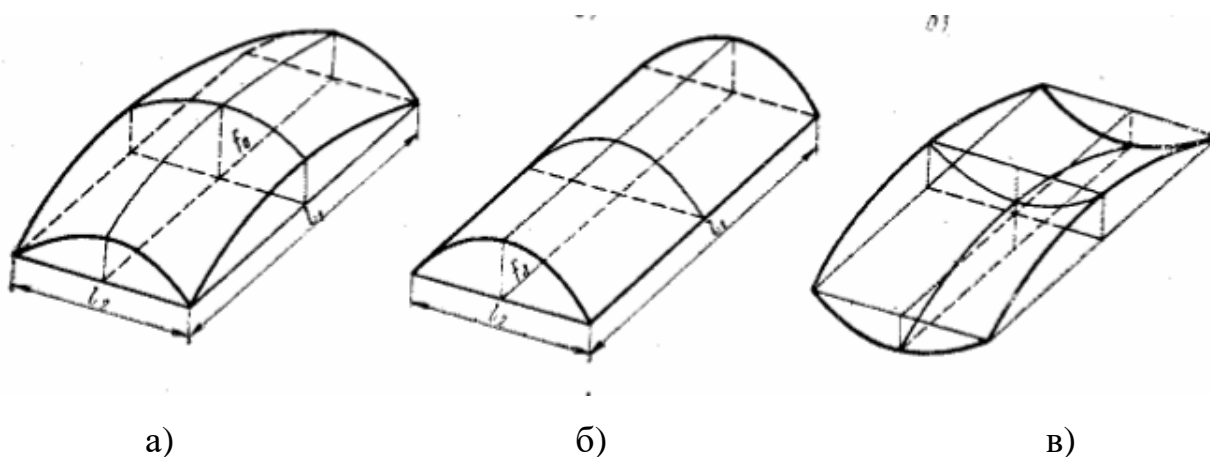


Рисунок 1. 2 – Приклади оболонок різних гаусових кривизн:

- а) оболонки позитивної гаусової кривизни; б) оболонки нульової гаусової кривизни; в) оболонки негативної гаусової кривизни

Довільне навантаження викликає в оболонках дві групи дві групи зусиль:

а) нормальні N_1, N_2 і зсувні S_1, S_2 сили, які діють в площинах, дотичних до серединної поверхні (рис. 1.3, а);

б) згинальні M_1, M_2 і крутні M_{12}, M_{21} моменти, а також поперечні сили Q_1, Q_2 (рис, 1.3, б)).

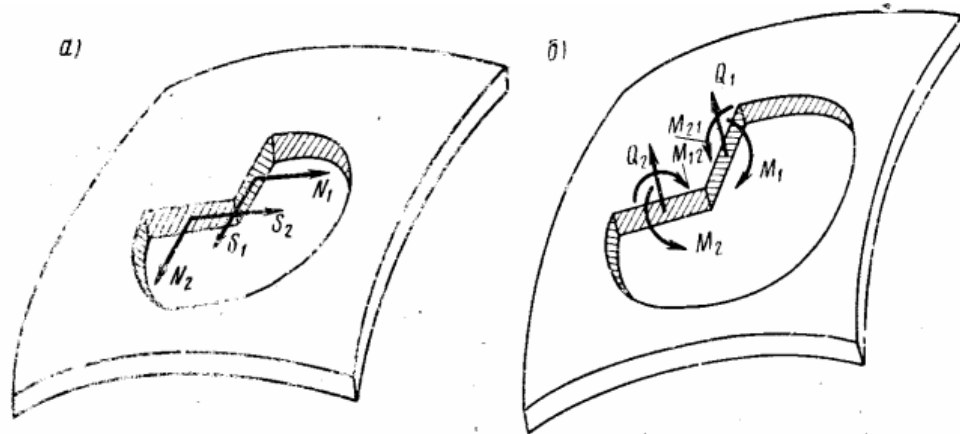


Рисунок 1. 3 – Зусилля в оболонках:

а) нормальні N_1, N_2 і зсувні S_1, S_2 сили, які діють в площинах, дотичних до серединної поверхні; б) згинальні M_1, M_2 і крутні M_{12}, M_{21} , моменти, а також поперечні сили Q_1, Q_2

В основному навантаження врівноважується нормальними і зрушуючими зусиллями, тому моменти та пов'язані з ними поперечні сили в оболонках різко знижуються в порівнянні з пластинами. На відміну від пластин оболонки працюють головним чином на розтягування і стиснення, а не на вигин і кручення, що дозволяє більш вигідно використовувати матеріал. В інженерній практиці зустрічаються завдання, коли напруги постійні по товщині оболонки і наводяться тільки до зусиль першої групи. Такий напружений стан називається безмоментним. Якщо ж напруги наводяться до зусиль обох груп, тоді напружений стан називається моментним. Залежно від виду напруженого стану розрізняють момент-ну і безмоментну теорії оболонок. Розрахунок по безмоментній теорії значно простіше за розрахунок по повній, моментній теорії. Не торкаючись суворих доказів, умови існування безмоментного напруженого стану можна сформулювати наступним чином:

- оболонка повинна мати плавно змінювану безперервну поверхню;
- навантаження на оболонку повинно бути плавним і безперервним;
- краї оболонки повинні мати можливість вільно переміщатися в напрямку нормалі до поверхні. Проте граничні умови мають забезпечувати незмінність форми оболонки;

- сили, прикладені до країв оболонки, повинні лежати в площині, дотичній до її серединної поверхні.

У залежності від відношення товщини до найменшого радіусу кривизни серединної поверхні оболонки діляться на товсті і тонкі. Оболонки вважаються товстими, якщо відношення, $h/R \geq 1/30$ і тонкими, якщо $1/30 \geq h/R \geq 1/1000$.

Теорія розрахунку тонких оболонок ґрунтується на наступних гіпотезах:

- прямолінійний елемент, нормальний до серединної поверхні, залишається прямолінійним і нормальним до неї після деформування оболонки і не змінює свою довжину (гіпотеза прямих нормалей);
- нормальні напруження на площадках, паралельних серединній поверхні оболонки, будемо нехтуючи малі в порівнянні з іншими напруженнями і при розрахунку не враховуються.

Ці гіпотези зводять задачу до дослідження деформацій серединної поверхні оболонки. Крім того, розглядаються тільки оболонки, прогини яких малі порівняно з товщиною.

В даний час можна вважати твердо встановленим, що прийняті гіпотези призводять до результатів, порядок похибки яких не перевищують відношення h/R .

Товсті оболонки розраховуються як пружне тривимірне тіло. Виникаючи при цьому труднощі змучують застосовувати теорію розрахунку тонких оболонок при значно більшій відносній товщині $h/R \geq 1/5$ і навіть $1/3$.

Надалі розглядаються тільки тонкі пружні оболонки.

2 СКЛАДЕНІ ЦИЛІНДРИЧНІ ОБОЛОНКИ

2.1 Якісна характеристика напруженого стану відкритих і замкнутих циліндричних оболонок

Дослідження властивостей напруженого стану циліндричних оболонок дозволяє зробити висновок, що воно залежить від форми оболонки, відносної довжини, характеру зовнішніх активних і реактивних впливів [11].

Довжина циліндричної оболонки характеризується відношенням l_1/l_2 , де l_1 – довжина оболонки в поздовжньому напрямку, а l_2 – діаметр замкнутої або довжина хвилі відкритої оболонки. Циліндричні оболонки називаються довгими, якщо відношення $l_1/l_2 > 4$; оболонки середньої довжини мають $4 \geq l_1/l_2 \geq 1$, у коротких оболонках $l_1/l_2 < 1$.

Основною характеристикою зовнішніх активних і реактивних впливів є їх змінюваність, тобто змінність функцій якими описуються ці впливи. Функції повинні змінюватися слабо.

Якщо ж у поздовжньому напрямку вони змінюються і періодично, як, наприклад, показано на рис. 2.1, то напружений стан також буде періодичним. У такій оболонці кожен ділянку довжиною $l_{\text{прив}}$ потрібно розглядати як окрему оболонку, що працює незалежно від інших частин і спираючись на жорсткі діафрагми. У цьому випадку $l_1 = l_{\text{прив}}$.

Розглянемо замкнуті оболонки в умовах довільно розподіленого навантаження, яке плавно змінюється в поздовжньому і кільцевому напрямках. Довгу оболонку, обперту по криволінійним краях, можна розглядати як балку трубчастого перерізу. Внаслідок балкового характеру розподілу напружень просторовий ефект роботи довгої замкнутої оболонки значно знижується. Розрахунок такої оболонки по безмоментній теорії дає неправильні результати.

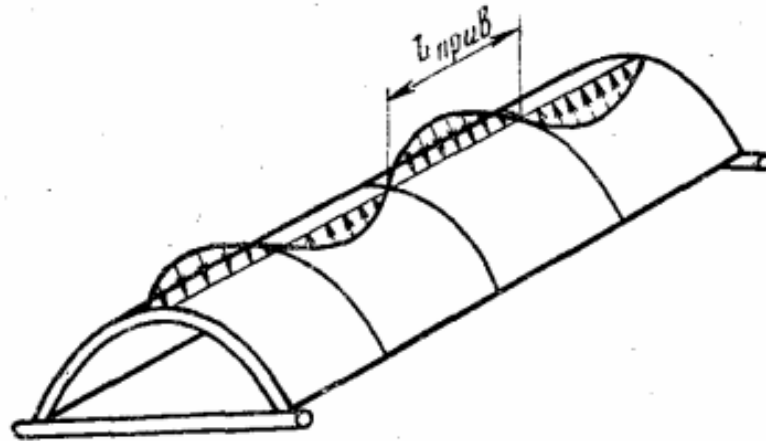


Рисунок 2.1 – Циліндрична оболонка

У довгих оболонках не всі зусилля мають однаковий порядок, так, в поперечних перерізах згинальний M_x і крутний H моменти, а також поперечна сила Q_x в більшості випадків малі в порівнянні з іншими зусиллями і їх можна вважати рівними нулю. На цьому спрощенні заснована «напівбезмоментна» теорія розрахунку оболонок.

В оболонці середньої довжини напружений стан можна розглядати, що складається з двох незалежних станів: основного, тобто безмоментного, що охоплює всю оболонку, і моментного напруженого стану поблизу опор. Останнє при видаленні від опор швидко згасає і тому носить назву крайового ефекту.

У коротких оболонках крайовий ефект охоплює всю оболонку, і їх розрахунок слід проводити по моментній теорії. При навантаженнях, які сильно змінюються в кільцевому напрямі, виникають значні згинальні напруги в цьому напрямку, які можуть грати вирішальне значення. Перейдемо до розгляду напруженого стану відкритих циліндричних оболонок. Довгу відкриту оболонку з вільно висячими поздовжніми краями при навантаженні, які плавно змінюються в поздовжньому напрямку, можна розглядати як балку. При навантаженні, що плавно змінюється в поздовжньому і поперечному напрямках, слід враховувати взаємний вплив зміни навантаження в цих напрямках.

Для довгої відкритої оболонки ще більшою мірою, ніж для замкнутої, обґрунтовано спрощення, пов'язане з нехтуванням зусиллями M_x , H і Q_x . Безмоментна теорія, так само як і у випадку довгої замкнутої оболонки, не дає тут правильного результату. Відкриту оболонку не вдасться задовільно розрахувати за безмоментної теорії, так як в рамках цієї теорії неможливо задовольнити граничним умовам на прямолінійних краях. Не застосовується безмоментна теорія і до розрахунку середніх і коротких відкритих оболонок. На відміну від замкнутих оболонок середньої довжини напружений стан відкритих оболонок не може бути представлено у вигляді суми безмоментного напруженого стану і напружень від крайового ефекту. Тим більше це відноситься до коротких оболонок.

2.2 Статичне деформування складеної конструкцій з циліндричних оболонок

У конструкціях машин та приладів часто зустрічаються гофровані пластини, які застосовуються або як розмежувальні перегородки, або як елементи виконавчих механізмів.

Велике поширення в приладобудуванні гофрованих пластин, як пружних елементів, пояснюється порівняно невеликими розмірами, простотою конструкції і стабільністю даних. Глибина і форма гофр буває дуже різною, і вибір їх визначається характеристикою (залежністю між зусиллям і прогином), яку бажано отримати від пластини.

Окрім можливості варіювати характеристику пластини, гофрування дозволяє зняти небажаний вплив випадкових неоднорідностей, що найбільш сильно виявляються в плоскій пластинці. В даний час існує ряд робіт, в яких автори пропонують способи розрахунку напружено-деформованого стану гофрованих пластин. Л. Є. Андрєєва, наприклад, пропонує метод, заснований на заміні гофрованої пластини плоскою та врахування впливу гофрування і

шляхом введення коефіцієнтів анізотропії пластин при розтягуванні і вигині в окружному і радіальному напрямках [1]. Зазначений підхід дає можливість розраховувати статичне деформування пластин з різними профілями гофрів. У даній же роботі розглянуто спосіб розрахунку напружено-деформованого стану прямокутної гофрованої пластини із залученням теорії тонких оболонок.

Розглянемо послідовне жорстке з'єднання двох нескінченних в поздовжньому напрямку циліндричних оболонок (при затиску зовнішніх країв), поперечні перерізу яких зображені на рис. 2.2.

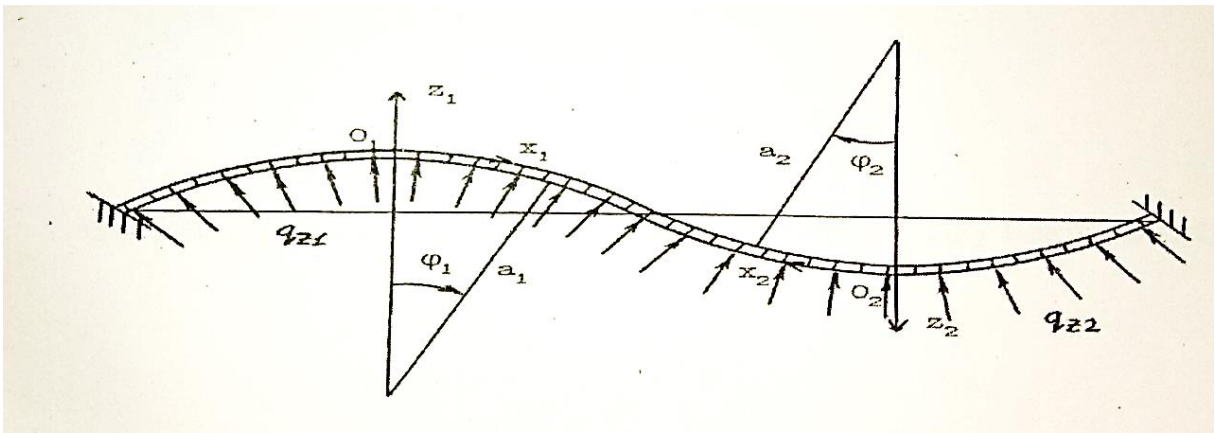


Рисунок 2.2 – Перетин складеного тіла з двох циліндричних оболонок

Якщо вибрати ортогональні криволінійні координати так, як показано на зазначеному малюнку, то система диференціальних рівнянь статичного деформування кожної з двох циліндричних оболонок, відповідно до загальної моментній теорії оболонок В. З. Власова [4], може бути записана наступним чином:

$$\frac{d^2 U}{dx^2} + \frac{1}{a^2} U = 0, \quad (2.1)$$

$$\frac{1}{a} \frac{dU}{dx} + \frac{W}{a^2} + \frac{h^2}{12} \frac{d^2}{dx^2} \left(\frac{d^2}{dx^2} + \frac{1}{a^2} \right) W = F,$$

де $U = U(x)$, $W = W(x)$ – складові вектора переміщень; x – дугова координата ($x = \varphi a$, кут між віссю (OZ) і нормаллю до напрямленої); h – товщина оболонки; a – радіус кривизни серединної поверхні оболонки.

Деформуючим впливом нехай буде нормальне поверхневе навантаження інтенсивністю $q = q(x)$, так що:

$$F = \frac{1 - \sigma^2}{Eh} q. \quad (2.2)$$

Вирази внутрішніх зусиль і моментів у даному випадку мають вигляд [2]:

$$\begin{aligned} N(x) &= \frac{Eh}{1 - \sigma^2} \left(\frac{dU}{dx} + \frac{1}{a} W \right), \\ M(x) &= -D \left(\frac{d^2 W}{dx^2} - \frac{1}{a} \frac{dU}{dx} \right), \\ Q(x) &= -D \left(\frac{d^3 W}{dx^3} - \frac{1}{a} \frac{d^2 U}{dx^2} \right). \end{aligned} \quad (2.3)$$

Аналітично вирішуючи систему (2.1), знаходимо для неї фундаментальну систему рішень:

$$\begin{aligned} U^{(1)}(x) &= 1; \quad W^{(1)}(x) = 0; \\ U^{(2)}(x) &= x; \quad W^{(2)}(x) = -a; \\ U^{(3)}(x) &= x^2; \quad W^{(3)}(x) = -2ax; \\ U^{(4)}(x) &= 2x^3 + h^2 x; \quad W^{(4)}(x) = -6ax^2; \\ U^{(5)}(x) &= \cos \frac{x}{a}; \quad W^{(5)}(x) = \sin \frac{x}{a}; \\ U^{(6)}(x) &= \sin \frac{x}{a}; \quad W^{(6)}(x) = -\cos \frac{x}{a}. \end{aligned} \quad (2.4)$$

Таким чином, загальне рішення системи (2.1) може бути записано у вигляді:

$$\begin{aligned} U(x) &= \sum_{i=1}^6 C_i(x)U^{(i)}(x) + U^0(x); \\ W(x) &= \sum_{i=1}^6 C_i(x)W^{(i)}(x) + W^0(x). \end{aligned} \quad (2.5)$$

Сталі $\bar{C}_i (i = 1, 2, \dots, 6n)$ визначаються з умов з'єднання циліндричних оболонок і жорсткого затиснення країв складеного тіла (див. рис. 2.1):

– умови затиснення лівого краю складеної конструкції:

$$U_1\left(\frac{-\pi}{d_1}\right) = 0; \quad W_1\left(\frac{-\pi}{d_1}a_1\right) = 0; \quad \frac{dW_1}{dx_1}\left(\frac{-\pi}{d_1}a_1\right) = 0; \quad (2.6)$$

– умови з'єднання циліндричних секцій:

$$\begin{aligned} W_1\left(\frac{\pi}{d_1}a_1\right) &= -W_2\left(\frac{\pi}{d_2}a_2\right); \quad U_1\left(\frac{\pi}{d_1}a_1\right) = -U_2\left(\frac{\pi}{d_2}a_2\right); \\ \frac{dW_1}{dx_1}\left(\frac{\pi}{d_1}a_1\right) &= \frac{dW_2}{dx_2}\left(\frac{\pi}{d_2}a_2\right); \quad M_1\left(\frac{\pi}{d_1}a_1\right) = M_2\left(\frac{\pi}{d_2}a_2\right); \\ Q_1\left(\frac{\pi}{d_1}a_1\right) &= -Q_2\left(\frac{\pi}{d_2}a_2\right); \quad N_1\left(\frac{\pi}{d_2}a_1\right) = -N_2\left(\frac{\pi}{d_2}a_2\right); \end{aligned} \quad (2.7)$$

– умови затиснення правого краю складеної конструкції:

$$U_2\left(\frac{-\pi}{d_2}a_2\right) = 0; \quad W_2\left(\frac{-\pi}{d_2}a_2\right) = 0; \quad \frac{dW_2}{dx_2}\left(\frac{-\pi}{d_2}a_2\right) = 0, \quad (2.8)$$

де $d_k = 2$ (якщо $|\varphi| \leq \pi/2$); $k = 1, 2$.

Тут і далі нижній індекс означає номер циліндричної секції яка входить до складеного тіла.

Підставляючи (2.5) в (2.3), які записані для кожної з двох циліндричних секцій, з яких складається складовий об'єкт, і потім отримані вирази в (2.7), приходимо до системи лінійних алгебраїчних рівнянь щодо невідомих \bar{C}_i коефіцієнтів при невідомих:

$$A = \{\alpha\}_{i,j=1}^{12}. \quad (2.9)$$

Знайдені значення невідомих \bar{C}_i підставляємо в (2.5), а потім отримані вирази в (2.3) для знаходження внутрішніх зусиль і моментів.

3 НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНИЙ СТАН СКЛАДЕНИХ ЦИЛІНДРИЧНИХ ОБОЛОНОК

3.1 Статичне деформування складених циліндричних оболонок з навантаженням $q_1 = 10 \text{ кг/см}^2$, $q_2 = -10 \text{ кг/см}^2$

За викладеної вище розрахунковою схемою отримані деякі результати розрахунку пружного деформування дослідження досліджуваного з'єднання циліндричних оболонок. Як приклад, нижче наведені характеристики статичного деформування складеного об'єкта, який складається з двох секцій (табл. 3.1).

Таблиця 3.1 – Напружено-деформований стан складеної циліндричної оболонки при $q_1 = 10 \text{ кг/см}^2$, $q_2 = -10 \text{ кг/см}^2$

$x, \text{ м}$	$U(x)$	$W(x), \text{ м}$	$N(x) \text{ Па}$	$M(x), \text{ Па} \cdot \text{ м}$	$Q(x), \text{ Па}$
-78,5	0	0	0,001	0	0,002
-62,8	0,079	0,956	0,001	0,035	0,001
-47,1	1,006	6,202	0,001	0,060	0,001
-31,4	4,874	19,247	0,001	0,078	0,000
-15,7	14,56	41,965	0,001	0,086	0,000
0	31,256	70,83	0,015	0,093	0
15,7	57,4	105,062	0,001	0,086	-0,000
31,4	97,2	146,978	0,001	0,078	-0,000
47,1	148,899	178,965	0,001	0,060	-0,001
62,8	206,489	203,698	0,001	0,035	-0,001
78,5	273,6	215,698	0,001	0	-0,002
62,8	-206,489	-203,698	-0,001	-0,035	0,001
47,1	-148,899	-178,965	-0,001	-0,060	0,001
31,4	-97,2	-146,978	-0,001	-0,078	0,000
15,7	-57,4	-105,062	-0,001	-0,086	0,000
0	-31,256	-70,83	-0,001	-0,093	0
-15,7	-14,456	-41,965	-0,001	-0,086	-0,000
-31,4	-4,874	-19,247	-0,001	-0,078	-0,000
-47,1	-1,006	-6,202	-0,001	-0,060	-0,001
-62,8	-0,079	-0,956	-0,001	-0,035	-0,001
-78,5	0	0	-0,001	0	-0,002

При розрахунках було прийнято: $E = 200 \text{ кг/см}^2$; $\sigma = 0.25$; $h_1 = h_2 = 1 \text{ см}$; $a_1 = a_2 = 50 \text{ см}$; $-\frac{\pi}{2} \leq \varphi \leq \frac{\pi}{2}$; $q_1 = 10 \text{ кг/см}^2$; $q_2 = -10 \text{ кг/см}^2$.

3.2 Статичне деформування складених циліндричних оболонок з навантаженням $q_1 = 10 \text{ кг/см}^2$, $q_2 = 0 \text{ кг/см}^2$

У цьому параграфі наведено характеристики статичного деформування складеного об'єкта, який складається з двох секцій (табл. 3.2) для наступних значень вхідних параметрів: $E = 200 \text{ кг/см}^2$; $\sigma = 0.25$; $h_1 = h_2 = 1 \text{ см}$; $a_1 = a_2 = 50 \text{ см}$; $-\frac{\pi}{2} \leq \varphi \leq \frac{\pi}{2}$; $q_1 = 10 \text{ кг/см}^2$; $q_2 = 0 \text{ кг/см}^2$.

Таблиця – 3.2 Напружено-деформований стан складеної циліндричної оболонки при $q_1 = 10 \text{ кг/см}^2$; $q_2 = 0 \text{ кг/см}^2$

$x, \text{ м}$	$U(x)$	$W(x), \text{ м}$	$M(x), \text{ Па} \cdot \text{ м}$	$N(x), \text{ Па}$	$Q(x), \text{ Па}$
-78,5	0	0	0,002	0	0,004
-62,8	0,132	1,606	0,002	0,059	0,003
-47,1	1,690	10,419	0,002	0,100	0,002
-31,4	8,188	32,334	0,002	0,132	0,001
-15,7	24,286	70,501	0,002	0,146	0,000
0	52,510	118,994	0,002	0,157	0
15,7	96,432	176,504	0,002	0,146	-0,000
31,4	163,296	246,923	0,002	0,132	-0,001
47,1	250,150	300,661	0,002	0,100	-0,002
62,8	346,901	342,212	0,002	0,059	-0,003
78,5	459,648	362,372	0,002	0	0,004
62,8	122,91	-121,249	0,000	-0,021	0,001
47,1	-88,630	106,527	-0,000	-0,035	0,000
31,4	-57,857	-87,486	-0,000	-0,469	0,000
15,7	-34,166	-62,536	-0,000	-0,051	0,000
0	18,604	42,160	-0,000	-0,055	0
-15,7	08,604	-24,979	-0,000	-0,051	-0,000
-31,4	-02,901	-11,456	-0,000	-0,046	-0,000
-47,1	-0,598	-3,691	-0,000	-0,035	-0,000
-62,8	-0,047	-0,569	-0,000	-0,021	-0,001
-78,5	0	0	-0,000	0	-0,001

3.3 Статичне деформування складених циліндричних оболонок за навантаження $q_1 = 0$ кг/см², $q_2 = 10$ кг/см²

У цьому параграфі наведено характеристики статичного деформування складеного об'єкта, який складається з двох секцій (табл. 3.3) для наступних значень вхідних параметрів: $E = 200$ кг/см²; $\sigma = 0.25$; $h_1 = h_2 = 1$ см; $a_1 = a_2 = 50$ см; $-\frac{\pi}{2} \leq \varphi \leq \frac{\pi}{2}$; $q_1 = 0$ кг/см²; $q_2 = 10$ кг/см².

Таблиця 3.3 – Напружено-деформований стан складеної циліндричної оболонки при $q_1 = 0$ кг/см², $q_2 = 10$ кг/см²

$x, \text{м}$	$U(x)$	$W(x), \text{м}$	$M(x), \text{Па} \cdot \text{м}$	$N(x), \text{Па}$	$Q(x), \text{Па}$
-78,5	0	0	0,000	0	0,001
-62,8	0,047	0,569	0,000	0,021	0,001
-47,1	0,598	3,691	0,000	0,035	0,000
-31,4	2,901	11,456	0,000	0,046	0,000
-15,7	8,604	24,979	0,000	0,051	0,000
0	18,604	42,160	0,000	0,055	0
15,7	34,166	62,536	0,000	0,051	-0,000
31,4	57,857	87,486	0,000	0,046	-0,000
47,1	88,630	106,526	0,000	0,035	-0,000
62,8	122,910	121,248	0,000	0,021	-0,001
78,5	162,857	128,391	0,000	0	-0,001
62,8	-346,902	-342,213	-0,002	-0,059	0,003
47,1	-250,15	-300,661	-0,002	-0,100	0,002
31,4	-163,296	-246,923	-0,002	-0,132	0,001
15,7	-96,432	-176,504	-0,002	-0,146	0,000
0	-52,510	-118,994	-0,002	-0,157	0
-15,7	-24,286	-70,501	-0,002	-0,146	-0,000
-31,4	-8,188	-32,335	-0,002	-0,132	-0,001
-47,1	-01,601	-10,419	-0,002	-0,100	-0,002
-62,8	-0,132	-01,606	-0,002	-0,059	-0,003
-78,5	0	0	-0,002	0	-0,004

3.4 Порівняльна характеристика основних характеристик напружено-деформованого стану складеної конструкцій з циліндричних оболонок при різних навантаженнях

Аналізуючи основні характеристики моментного напруженого стану, такі, як згинальний момент $M(x)$ і перерізуючу силу $Q(x)$, можна зробити висновок, що в даному випадку крайовий ефект охоплює все складене тіло (див. табл. 3.1–3.3). Це можна пояснити порівняно невеликим навантаженням на будь-яку з відкритих циліндричних оболонок, з яких утворено досліджуване складене тіло, наявністю і способом з'єднання циліндричних секцій, а також характером програми зовнішнього навантаження (див. рис. 2.2). Можна помітити, що із зменшенням навантаження відкритих циліндричних секцій, згинальний момент і перерізуюча сила також зменшення (див. табл. 3.1–3.3). Відзначимо також, що найбільше значення згинального моменту досягається все ж у місцях жорсткого затиснення зовнішніх країв складеного тіла.

Помітимо, що у випадку навантаження однакових протилежних сил на складові оболонкові об'єкти, визначені функції складових вектора переміщення, згинального моменту, оперізуючі сили симетричні і однакові. При відсутності навантаження на одну з оболонок, ці функції зростають у випадку наявності навантаження, і спадають на другій оболонці.

Функції компонент вектора переміщення зростають від закріпленого краю до точки з'єднання оболонок, де приймають свій максимум.

Згинальний момент приймає свій максимум по середині циліндричної оболонки. Перерізуюча сила максимальна у місцях закріплення оболонок і поступово спадає.

ВИСНОВКИ

Досліджено напружено-деформований стан складових оболонкових об'єктів (гофрованих оболонок). При цьому, досліджувані об'єкти були розділені на ряд простих складених частин (оболонок), система диференціальних рівнянь статичного деформування будь-якого з яких визначалася з теорії пологих оболонок В. З. Власова, і вирішувалася гранично-складова задача їх задоволенням запропонованих умов з'єднання оболонок, які входять до складеного тіла. Для розглянутого складеного тіла з циліндричних оболонок в явному вигляді побудовані відповідні розв'язки, які враховують як розглянуті умови на краях, так і формулюванні умови з'єднання циліндричних секцій. Виходячи з отриманих результатів, було визначено компоненти вектора переміщень, перерізуючої сили, нормальної сили і згинаючого моменту, що розраховувались.

Досліджена деформованість зазначеного складеного тіла при різних навантаженнях на складену циліндричну оболонку.

Порівнявши та проаналізувавши отримані результати проведеного дослідження, приходимо до висновку, що зі зменшенням навантаження згинальний момент і перерізуюча сила також зменшуються.

Для підтвердження і автоматизації розрахунків під час побудови таблиць функцій для всіх варіантів гранично-складеної задачі було застосовано програмний пакет Fortran.

ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ

1. Андреева Л. Е. Упругие элементы приборов. Москва : Машиностроение, 1981. 391 с.
2. Биргер М. А., Пановко Я. Г. Прочность, устойчивость, колебания : в 3 т. Москва : Машиностроение, 1968. Т. 1. 832 с.
3. Биргер Й. А., Пановко Я. Г. Прочность, устойчивость, колебания : в 3 т. Москва : Машиностроение, 1968. Т. 2. 464 с.
4. Власов В. З. Общая теория оболочек и ее приложения в технике. Москва : Наука, 1949. 707 с.
5. Гавеля С. П., Левчук С. А. Деформирование цилиндрических гофров. Запорожье: ЗГУ, 1994. 10 с.
6. Гавеля С. П. Метод построения матриц типа Грина для составных оболочек. *Доклады АН УССР. Серия А.* 1981. № 9. С. 12–17.
7. Куземко В. А., Левчук С. А. Дослідження деформування багатосекційних оболонкових конструкцій. *Вопросы механики деформирования и разрушения твердых тел.* Днепропетровск : Изд-во ДГУ, 1999. С 130–134.
8. Левчук С. А. Деформирование гофрированных оболочек. *Сборник научных трудов, посвященный 10-летию университета. Серия: Математика, физика.* Запорожье : ЗГУ, 1995. С. 50–54.
9. Левчук С. А. Матриці Гріна рівнянь та систем еліптичного типу для дослідження статичного деформування складених тіл : дис. ... канд. фіз-мат. наук : 01.02.04 / Запорізький державний університет. Запоріжжя, 2002. 150 с.
10. Работнов Ю. Н. Механика деформируемого твердого тела. Москва : Наука, 1979. 744 с.
11. Самуль В. И. Основы теории упругости и пластичности. Москва : Высшая школа, 1979. 264 с.

ДОДАТОК А

Розрахунок статичного деформування циліндричних об'єктів

```

integer m1,ii,zn,l,i,j,k,m,kl,m2,usl1,usl2,kl1,kl2,kl3,k1
real x,aa,kpi,dlna,q1,q2
real r,kzd,xzd,yzd,xx(1000),yy(1000),xxx(1000),yyy(1000)
real f(30),q(30),qq(30),e(30),b(30),alf(30,6)
real w(30,17),w1(30,17),u(30,17),mom(30,17),qs(30,17),ny(30,17)
real a(200,200),b1(200),c1(200),c(200,200),g(200)

c
c

h
a
write(5,*) 'Введите интенсивность внешней нормальной'
write(5,*) ' нагрузки'
read(5,*) q1,q2
n do 2 i=1,n,2
2 q(i)=q1
do 22 i=2,n,2
22 q(i)=q2
c
read(5,*) kpi
do 3 i=1,n
e(i)=200.
3 b(i)=0.25
do 4 i=1,n
4 f(i)=(1.-b(i)**2)/e(i)/h*q(i)

```

```

k=n*6
do 7 i=1,k
do 7 j=1,k
a(i,j)=0.
b1(i)=0.
c1(i)=0.
c(i,j)=0.
7  g(i)=0.
do 11 i=1,n
do 11 j=1,17
u(i,j)=0.
w(i,j)=0.
w1(i,j)=0.
mom(i,j)=0.
qs(i,j)=0.
11  ny(i,j)=0.
c
c
x=-aa*3.14/kpi
c
a(1,1)=1.
a(1,2)=x
a(1,3)=x*x
a(1,4)=2.*x*x*x+h**2*x
a(1,5)=cos(x/aa)
a(1,6)=sin(x/aa)
b1(1)=0.
c
a(2,1)=0.
a(2,2)=-aa

```

$$a(2,3)=-2.*aa*x$$

$$a(2,4)=-6.*aa*x*x$$

$$a(2,5)=\sin(x/aa)$$

$$a(2,6)=-\cos(x/aa)$$

$$b1(2)=-aa**2*f(1)$$

c

$$a(3,1)=0.$$

$$a(3,2)=0.$$

$$a(3,3)=-2.*aa$$

$$a(3,4)=-12.*aa*x$$

$$a(3,5)=\cos(x/aa)/aa$$

$$a(3,6)=\sin(x/aa)/aa$$

$$b1(3)=0.$$

c

c

$$3011 \quad zn=-1$$

$$m1=1$$

$$i=4$$

$$m=1$$

$$j=1$$

$$l=1$$

$$1002 \quad qq(m)=-e(m)*h**3/12./(1.-b(m)**2)$$

$$qq(m+1)=-e(m+1)*h**3/12./(1.-b(m+1)**2)$$

$$zn=-1*zn$$

$$x=aa*3.14/kpi*zn$$

c

c

$$a(i,j)=0.$$

$$a(i,j+1)=-aa$$

$$a(i,j+2)=-2.*aa*x$$

$$a(i,j+3)=-6.*aa*x*x$$

$$a(i,j+4)=\sin(x/aa)$$

$$a(i,j+5)=-\cos(x/aa)$$

c

$$a(i,j+6)=0.$$

$$a(i,j+7)=-aa$$

$$a(i,j+8)=-2.*aa*x$$

$$a(i,j+9)=-6.*aa*x*x$$

$$a(i,j+10)=\sin(x/aa)$$

$$a(i,j+11)=-\cos(x/aa)$$

$$b1(i)=-aa**2*(f(1)+f(1+1))$$

c

c

$$a(i+1,j)=1.$$

$$a(i+1,j+1)=x$$

$$a(i+1,j+2)=x*x$$

$$a(i+1,j+3)=2.*x*x*x+h**2*x$$

$$a(i+1,j+4)=\cos(x/aa)$$

$$a(i+1,j+5)=\sin(x/aa)$$

c

$$a(i+1,j+6)=1.$$

$$a(i+1,j+7)=x$$

$$a(i+1,j+8)=x*x$$

$$a(i+1,j+9)=2.*x*x*x+h**2*x$$

$$a(i+1,j+10)=\cos(x/aa)$$

$$a(i+1,j+11)=\sin(x/aa)$$

$$b1(i+1)=0.$$

c

$$a(i,j+6)=0.$$

$$a(i,j+7)=-aa$$

$$a(i,j+8)=-2.*aa*x$$

$$a(i,j+9)=-6.*aa*x*x$$

$$a(i,j+10)=\sin(x/aa)$$

$$a(i,j+11)=-\cos(x/aa)$$

$$b1(i)=-aa**2*(f(l)+f(l+1))$$

c

$$a(i+1,j)=1.$$

$$a(i+1,j+1)=x$$

$$a(i+1,j+2)=x*x$$

$$a(i+1,j+3)=2.*x*x*x+h**2*x$$

$$a(i+1,j+4)=\cos(x/aa)$$

$$a(i+1,j+5)=\sin(x/aa)$$

c

c

$$a(i+2,j)=0.$$

$$a(i+2,j+1)=0.$$

$$a(i+2,j+2)=-2.*aa$$

$$a(i+2,j+3)=-12.*aa*x$$

$$a(i+2,j+4)=\cos(x/aa)/aa$$

$$a(i+2,j+5)=\sin(x/aa)/aa$$

c

$$a(i+2,j+6)=0.$$

$$a(i+2,j+7)=0.$$

$$a(i+2,j+8)=2.*aa$$

$$a(i+2,j+9)=12.*aa*x$$

$$a(i+2,j+10)=-\cos(x/aa)/aa$$

$$a(i+2,j+11)=-\sin(x/aa)/aa$$

$$b1(i+2)=0.$$

c

c

$$a(i+3,j)=0.$$

$$a(i+3,j+1)=qq(m)*(-1./aa)$$

$$a(i+3,j+2)=qq(m)*(-2.*x/aa)$$

$$a(i+3,j+3)=qq(m)*(-12.*aa-(6.*x*x+h**2)/aa)$$

$$a(i+3,j+4)=0.$$

$$a(i+3,j+5)=0.$$

c

$$a(i+3,j+6)=0.$$

$$a(i+3,j+7)=-qq(m+1)*(-1./aa)$$

$$a(i+3,j+8)=-qq(m+1)*(-2.*x/aa)$$

$$a(i+3,j+9)=-qq(m+1)*(-12.*aa-(6.*x*x+h**2)/aa)$$

$$a(i+3,j+10)=0.$$

$$a(i+3,j+11)=0.$$

c

$$b1(i+3)=0.$$

$$a(i+4,j)=0.$$

$$a(i+4,j+1)=0.$$

$$a(i+4,j+2)=qq(m)*(-2./aa)$$

$$a(i+4,j+3)=qq(m)*(-12.*x/aa)$$

$$a(i+4,j+4)=0.$$

$$a(i+4,j+5)=0.$$

c

$$a(i+4,j+6)=0.$$

$$a(i+4,j+7)=0.$$

$$a(i+4,j+8)=qq(m+1)*(-2./aa)$$

$$a(i+4,j+9)=qq(m+1)*(-12.*x/aa)$$

$$a(i+4,j+10)=0.$$

$$a(i+4,j+11)=0.$$

c

$$b1(i+4)=0.$$

c

$$a(i+5,j)=0.$$

$$a(i+5,j+1)=0.$$

$$a(i+5,j+2)=0.$$

$$a(i+5,j+3)=-qq(m)*12.$$

$$a(i+5,j+4)=0.$$

$$a(i+5,j+5)=0.$$

$$a(i+3,j+2)=qq(m)*(-2.*x/aa)$$

$$a(i+3,j+3)=qq(m)*(-12.*aa-(6.*x*x+h**2)/aa)$$

$$a(i+3,j+4)=0.$$

$$a(i+3,j+5)=0.$$

c

$$a(i+3,j+6)=0.$$

$$a(i+3,j+7)=-qq(m+1)*(-1./aa)$$

$$a(i+3,j+8)=-qq(m+1)*(-2.*x/aa)$$

$$a(i+3,j+9)=-qq(m+1)*(-12.*aa-(6.*x*x+h**2)/aa)$$

$$a(i+3,j+10)=0.$$

$$a(i+3,j+11)=0.$$

c

$$b1(i+3)=0.$$

$$a(i+4,j)=0.$$

$$a(i+4,j+1)=0.$$

$$a(i+4,j+2)=qq(m)*(-2./aa)$$

$$a(i+4,j+3)=qq(m)*(-12.*x/aa)$$

$$a(i+4,j+4)=0.$$

$$a(i+4,j+5)=0.$$

c

$$a(i+5,j+6)=0.$$

$$a(i+5,j+7)=0.$$

$$a(i+5,j+8)=0.$$

$$a(i+5,j+10)=0.$$

$$a(i+5,j+11)=0.$$

c

$$b1(i+5)=qq(m)*12./h**2*aa*f(l)+qq(m+1)*12./h**2*aa*f(l+1)$$

c

c

if(m1.ge.n-1) goto 1001

$$m1=m1+1$$

$$i=i+6$$

$$j=j+6$$

$$l=l+1$$

$$m=m+1$$

goto 1002

c

c

$$x=-aa*3.14/kpi$$

c

$$a(i+6,j+6)=1.$$

$$a(i+6,j+7)=x$$

$$a(i+6,j+8)=x*x$$

$$a(i+6,j+10)=\cos(x/aa)$$

$$a(i+6,j+11)=\sin(x/aa)$$

$$b1(i+6)=0.$$

c

$$a(i+7,j+6)=0.$$

$$a(i+7,j+7)=-aa$$

$$a(i+7,j+8)=-2.*aa*x$$

$$a(i+7,j+9)=-6.*aa*x*x$$

$$a(i+7,j+10)=\sin(x/aa)$$

$$a(i+7,j+11)=-\cos(x/aa)$$

$$b1(i+7)=-aa^{**2}*f(n)$$

c

$$a(i+8,j+6)=0.$$

$$a(i+8,j+7)=0.$$

$$a(i+8,j+8)=-2.*aa$$

$$a(i+8,j+9)=-12.*aa*x$$

$$a(i+8,j+10)=\cos(x/aa)/aa$$

$$a(i+8,j+11)=\sin(x/aa)/aa$$

$$b1(i+8)=0.$$

c

c

3022 k=n*6

call gauss(k,a,b1,c1,c,g)

c

$$l=0$$

$$i=1$$

$$m=1$$

$$10 \quad qq(m)=-e(m)*h^{**3}/12./(1.-b(m)^{**2})$$

c

$$w(m,i)=c1(l+2)*(-aa)+c1(l+3)*(-2.*aa*x)+c1(l+4)*(-6.*aa*x*x)+$$

$$*c1(l+5)*\sin(x/aa)+c1(l+6)*(-\cos(x/aa))+aa^{**2}*f(m)$$

c

$$w1(m,i)=c1(l+3)*(-2.*aa)+c1(l+4)*(-12.*aa*x)+c1(l+5)*\cos(x/aa)$$

$$*/aa+c1(l+6)*\sin(x/aa)/aa$$

c

$$u(m,i)=c1(l+1)+c1(l+2)*x+c1(l+3)*x*x+c1(l+4)*(2.*x*x*x+h^{**2}*x)+$$

$$*c1(l+5)*\cos(x/aa)+c1(l+6)*\sin(x/aa)$$

c

$$mom(m,i)=qq(m)*(c1(l+2)*(-1./aa)+c1(l+3)*(-2.*x/aa)+c1(l+4)*$$

$$*(-12.*aa-(6.*x*x+h^{**2})/aa))$$

c

$$qs(m,i)=qq(m)*(c1(l+3)*(-2./aa)+c1(l+4)*(-12.*x/aa))$$

$$x=-aa*3.14/kpi$$

c

$$a(i+6,j+6)=1.$$

$$a(i+6,j+7)=x$$

$$a(i+6,j+8)=x*x$$

$$a(i+6,j+10)=\cos(x/aa)$$

$$a(i+6,j+11)=\sin(x/aa)$$

$$b1(i+6)=0.$$

c

$$a(i+7,j+6)=0.$$

$$a(i+7,j+7)=-aa$$

$$a(i+7,j+8)=-2.*aa*x$$

$$a(i+7,j+9)=-6.*aa*x*x$$

$$a(i+7,j+10)=\sin(x/aa)$$

$$a(i+7,j+11)=-\cos(x/aa)$$

$$b1(i+7)=-aa**2*f(n)$$

c

$$a(i+8,j+6)=0.$$

$$a(i+8,j+7)=0.$$

$$a(i+8,j+8)=-2.*aa$$

$$a(i+8,j+9)=-12.*aa*x$$

$$a(i+8,j+10)=\cos(x/aa)/aa$$

$$a(i+8,j+11)=\sin(x/aa)/aa$$

$$b1(i+8)=0.$$

c

c

3022 k=n*6

call gauss(k,a,b1,c1,c,g)

```

c
  l=0
  i=1
  m=1
10  qq(m)=-e(m)*h**3/12./(1.-b(m)**2)
c
  ny(m,i)=-qq(m)*12./h**2*(c1(l+4)*h**2+aa*f(m))
c
  i=i+1
  x=x+10.
  if(x.le.(aa*3.14/kpi)) goto 10
  if(usl1.eq.1.and.m.eq.1) kl1=i-1
  if(usl2.eq.1.and.m.eq.n) kl2=i-1
  if(m.eq.2) kl3=i-1
  if(m.ge.n) goto 9
  m=m+1
  i=1
  l=l+6
  x=-aa*3.14/kpi
  if(usl2.eq.1.and.m.eq.n) x=0.
  goto 10
c
c
9  open(unit=40,file='prog11m.dat')
  i=1
  x=-aa*3.14/kpi
  m1=1
  m2=2
  kl=kl3
  if(usl1.eq.1) x=0.

```

```

if(usl1.eq.1) kl=kl1
write(40,500) ' q1=',q(1), ' q2=',q(2), ' kpi=',kpi
write(40,501) ' usl1=',usl1, ' usl2=',usl2
500 format(3(a5,f6.3))
501 format(2(a6,i3))
write(40,*)'-----
*-----'
write(40,*)| x | U(x) | W(x) | W^(x) | N(x) |
*M(x) | Q(x) |
write(40,*)'-----
*-----'
451 write(40,400) '|,x,',u(m1,i),',w(m1,i),',w1(m1,i),',
*ny(m1,i),',mom(m1,i),',qs(m1,i),'|
x=x+30.
i=i+3
if(x.le.(aa*3.14/kpi)) goto 451
x=aa*3.14/kpi
i=kl
ny(m,i)=-qq(m)*12./h**2*(c1(l+4)*h**2+aa*f(m))
c
i=i+1
x=x+10.
if(x.le.(aa*3.14/kpi)) goto 10
if(usl1.eq.1.and.m.eq.1) kl1=i-1
if(usl2.eq.1.and.m.eq.n) kl2=i-1
if(m.eq.2) kl3=i-1
if(m.ge.n) goto 9
m=m+1
i=1
l=l+6

```

```

x=-aa*3.14/kpi
if(usl2.eq.1.and.m.eq.n) x=0.
goto 10
c
c
write(40,400)' |,x,|',u(m1,i),|',w(m1,i),|',w1(m1,i),|',
*ny(m1,i),|',mom(m1,i),|',qs(m1,i),|'
kl=kl3
if(usl2.eq.1.and.m2.eq.n) kl=kl2
ii=kl
write(40,*) ''
452 write(40,400)' |,x,|',u(m2,ii),|',w(m2,ii),|',w1(m2,ii),|',
*ny(m2,ii),|',mom(m2,ii),|',qs(m2,ii),|'
x=x-30.
ii=ii-3
dlna=-aa*3.14/kpi
if(usl2.eq.1.and.m2.eq.n) dlna=0.
if(x.ge.dlna) goto 452
x=-aa*3.14/kpi
if(usl2.eq.1.and.m2.eq.n) x=0.
ii=1
write(40,400)' |,x,|',u(m2,ii),|',w(m2,ii),|',w1(m2,ii),|',
*ny(m2,ii),|',mom(m2,ii),|',qs(m2,ii),|'
c
m1=m1+2
m2=m2+2
x=-aa*3.14/kpi
i=1
write(40,*) ''
if(m2.le.n) goto 451

```

```

write(40,*)'-----
*-----'
400 format(a2,f5.1,a1,6(f10.6,a1))
close(unit=40)
c if(usl2.eq.1.and.m2.eq.n) kl=kl2
ii=kl
write(40,*) ''
452 write(40,400)' |,x,|',u(m2,ii),|',w(m2,ii),|',w1(m2,ii),|',
*ny(m2,ii),|',mom(m2,ii),|',qs(m2,ii),|'
x=x-30.
ii=ii-3
dlna=-aa*3.14/kpi
if(usl2.eq.1.and.m2.eq.n) dlna=0.
if(x.ge.dlna) goto 452
x=-aa*3.14/kpi
if(usl2.eq.1.and.m2.eq.n) x=0.
ii=1
write(40,400)' |,x,|',u(m2,ii),|',w(m2,ii),|',w1(m2,ii),|',
*ny(m2,ii),|',mom(m2,ii),|',qs(m2,ii),|'
c
m1=m1+2
m2=m2+2
x=-aa*3.14/kpi
i=1
write(40,*) ''
if(m2.le.n) goto 451

stop
end
c

```

c

c

```
subroutine gauss(n,a,b,x,c,g)
```

```
real a(200,200),b(200),x(200),c(200,200),g(200)
```

```
real v,s
```

```
n1=n-1
```

```
do 4 k=1,n1
```

```
if(abs(a(k,k)).gt.0.) goto 2
```

```
k1=k+1
```

```
do 3 m=k1,n
```

```
goto 3
```

```
1 do 7 l=1,n
```

```
v=a(k,l)
```

```
a(k,l)=a(m,l)
```

```
7 a(m,l)=v
```

```
v=b(k)
```

```
b(k)=b(m)
```

```
b(m)=v
```

```
3 continue
```

```
2 g(k)=b(k)/a(k,k)
```

```
k1=k+1
```

```
do 4 i=k1,n
```

```
b(i)=b(i)-a(i,k)*g(k)
```

```
do 4 j1=k,n
```

```
j=n-j1+k
```

```
c(k,j)=a(k,j)/a(k,k)
```

```
4 a(i,j)=a(i,j)-a(i,k)*c(k,j)
```

c

```
m=n
```

```
5 m=m-1
```

```
s=0.  
do 6 l=m,n1  
6  s=s+c(m,l+1)*x(l+1)  
do 20 i=1,n  
20 write(5,*) x(i)  
r=1.  
do 50 l=1,n  
50 r=r*a(l,l)  
100 write(5,*) 'opr=',r  
return  
end
```