

УДК 519.95:518.0:621.391:681.325

В.П. Зінченко, В.В. Борисов

СИНТЕЗ СТРУКТУР І ВЛАСТИВОСТЕЙ СКІНЧЕННОЕЛЕМЕНТНИХ МОДЕЛЕЙ ПЛАНЕРА ЛІТАКА

Вступ

Задачі проектування складних технічних об'єктів (СТО) розв'язуються за допомогою методів аналізу, декомпозиції та синтезу. В [1] показано, що інформаційну технологію (ІТ) проектування СТО, наприклад планера літака (ПЛ), можна реалізувати як послідовне розв'язання незалежних підзадач, для кожної з яких визначено індивідуальні критерії оптимальності та рівні декомпозиції, і в результаті створити ІТ проектування як окремих субоб'єктів, так і СТО в цілому.

Розглядаються теоретичні питання формалізації проектування СТО. Показано, що міри якості однієї і тієї ж підмножини параметрів моделі на різних рівнях деталізації мають бути порівнянні одна з одною, а при переході до більш детальної моделі її якість не повинна погіршуватися.

На прикладі розв'язання задачі моделювання конструкції кесона крила літака пропонуються методи розробки алгоритмів синтезу скінченноелементної моделі (СЕМ) СТО із СЕМ субоб'єктів, що використовують декомпозицію та синтез СЕМ. Показано, що для СЕМ завжди існує кінцевий рівень глибини декомпозиції, нижче якого декомпозиція є неможливою, оскільки стає неможливим визначення функціонального призначення елемента конструкції. На прикладі задачі моделювання конструкції кесона крила літака показано, що для цього рівня декомпозиції може бути визначена відносно невелика кількість алгоритмів створення структур СЕМ, що дає можливість використовувати автоматичні алгоритми. Але для цього треба застосовувати засоби об'єктно-орієнтованої системи керування базою даних, яка дає можливість здійснювати вибір класів об'єктів поза процесом проектування.

У статті запропоновано алгоритм створення СЕМ кесона крила літака. На підставі виконаного аналізу показано, що запропонований алгоритм синтезу розв'язує задачу зменшення тривалості попереднього етапу проектування.

Постановка задачі

Метою статті є розроблення алгоритму інформаційної технології синтезу структур і властивостей скінченноелементної моделі для визначення напружено-деформованого стану конструкції планера літака. Об'єктом дослідження є алгоритм синтезу структури і властивостей скінченноелементної моделі.

Формалізація проектування

Процес моделювання складається з кількох етапів, на яких створюється "груба" модель і перевіряється правильність вибору її основних параметрів. Далі виконується перехід до більш точної моделі, яка має бути узгоджена з більш грубим описом. При цьому модель або залишається на даному рівні деталізації, або переходить на більш докладний рівень деталізації.

При переході на докладніший рівень деталізації необхідно узгодити більш повну модель із моделлю попереднього рівня. В результаті одержуємо безліч "вкладених" одна в іншу моделей. Як зазначається в [2], на кожному з таких рівнів можна робити уточнення моделі, використовуючи алгоритми оптимізації.

Запропонований в [1] формалізований математичний метод дає змогу досить ефективно реалізувати процес побудови моделей [2], зокрема, СЕМ літака. Суть методу полягає в тому, що об'єктом моделювання можуть бути дві множини: E і F , де E – елементи реального СТО, а F – правила зв'язків між елементами E .

Якщо L_1 – це $L_1 - (E_1, F_1) \in L$, де L – система підмножин декартового множення $E \times F$, то E_1 – деякий набір елементів модельованого об'єкта, а F_1 – відповідні правила з F . На сукупності підмножин необхідно визначити функцію μ зі значеннями в деякій повній ґратці C , тобто значення μ – це вектори, компоненти яких характеризують роботу елементів E_1 , "з'єднаних" за правилами з F_1 . Зазначимо, що до цього набору величин можуть надходити як внутрішні показники модельованої системи (жорсткісні параметри, коди матеріалу тощо), так і вимоги, які ставляться до роботи елементів, що розглядаються (мінімальна вага, надійність тощо).

$\rightarrow \{MP\} \rightarrow \{NC\} \rightarrow \{EP\} \rightarrow \{ET\} \rightarrow \{L\} \rightarrow \{C\} \rightarrow ,$

де $\{MP\}$ – параметри матеріалів; $\{NC\}$ – координати вузлів; $\{EP\}$ – властивості SE; $\{ET\}$ – топологія SEM; $\{L\}$ – вузлові навантаження; $\{C\}$ – граничні умови.

У випадку проектування SEM ПЛ E – це множина всіх силових елементів ПЛ, що моделюються сукупністю SE; F – множина правил, які характеризують зв'язки між SE, розмірність яких з'являється з кількістю силових елементів. Таким чином, розмірність вихідних даних $\{NC\}$, $\{ET\}$, необхідних для формування структури SEM, становить $N = km^2$, де m – кількість силових елементів ($\sim 10^4 - 10^5$), а k – константа для даного типу літака. Тривалість створення SEM ПЛ M_i в інтерактивному режимі становить 2–5 років, що не дає можливості реалізувати ітераційну процедуру (2). Отже, розроблення алгоритмів ІТ автоматизованого синтезу структури SEM, безумовно, є актуальним завданням.

Синтез структури і властивостей скінченно-елементної моделі

Розрахунок НДС ПЛ виконується на підставі SEM, яка складається зі стрижневих і плоских SE, для яких коригування жорсткісних параметрів не пов'язане з переміщенням вузлів SEM, чим істотно спрощується розв'язання задачі міцності конструкції. Структура SEM описується за допомогою двох масивів даних: координат вузлів і топологій SE. Властивості SE подаються у вигляді масиву структур, який містить дані про жорсткісні параметри та умовні коди матеріалів [4].

Оскільки, згідно з (1), міри якості однієї й тієї ж підмножини на різних рівнях деталізації мають бути порівнянні, то розмірності даних на кожному рівні декомпозиції SEM також мають бути порівнянні між собою. Крім того, для розроблення ІТ синтезу структури SEM необхідно визначити множину правил/алгоритмів F .

Відповідно до функціонального призначення модельованого об'єкта завжди існує кінцевий рівень глибини декомпозиції, нижче якого декомпозиція є неможливою, оскільки стає немо-

жливим визначення функціонального призначення елемента конструкції. На цьому рівні декомпозиції структура SEM синтезується безпосередньо із SE. При цьому стає неможливо виконати умову (1), оскільки розмірність вектора вихідних даних N залишається досить великою. Вирішити цю проблему можна тільки при використанні автоматичних алгоритмів.

У ході досліджень встановлено, що кінцевим рівнем декомпозиції для SEM ПЛ можна вважати рівень елементів поздовжнього і поперечного наборів [5]. Топологія SEM цих елементів може бути описана невеликою кількістю спеціалізованих алгоритмів, які відповідають класам об'єктів “регулярна нервюра”, “додаткова нервюра”, “посилена нервюра”, “лонжерон”, “регулярний стрингер”, “нерегулярний стрингер”, “обшивка”. Це дає можливість використовувати автоматичні алгоритми створення топологій таких SEM.

Об'єднання двох і більше SEM завжди пов'язане із зміною номерів вузлів E , оскільки дані з локальних масивів координат з'єднаних SEM дописуються до масиву координат синтезованої моделі, в якому вже містяться координати вузлів інших моделей (рис. 1). Для взаємодії SEM необхідно, щоб у їх складі містилися SE з однаковими номерами вузлів. Це можливо тільки при узгодженні топологій з'єднаних SEM на стадії їх формування, де одна з моделей використовується як базова, а друга – як приєднана. Узгодження топологій виражається в коригуванні номерів вузлів у

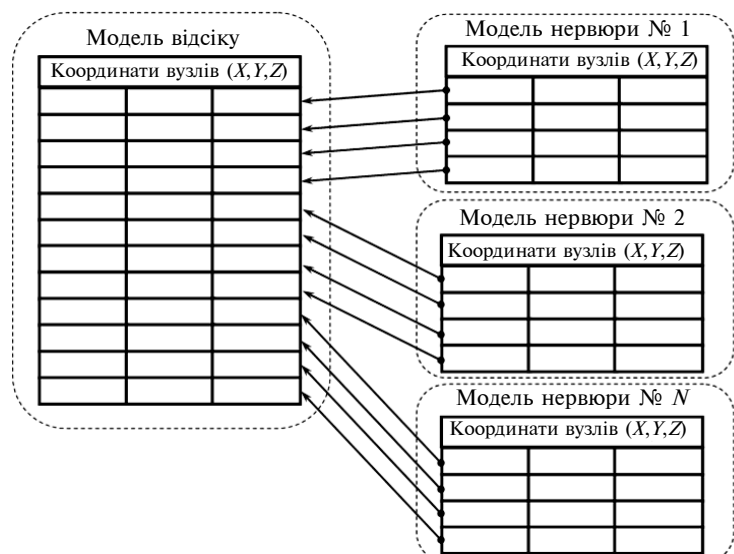


Рис. 1. Схема обміну даними при синтезі топології

приєднуваній СЕ моделі. Це відбувається в процесі її створення через обмін даними з базовою СЕМ.

Технологія з'єднання СЕМ може бути реалізована тільки при використанні спеціалізованих автоматичних алгоритмів обміну даними, кількість яких залежить від кількості класів об'єктів, до яких належать СЕМ. Таким чином, розв'язання задачі синтезу СЕМ СТО із СЕМ субоб'єктів можливе тільки за допомогою ІТ, яка дає змогу використовувати велику кількість спеціалізованих класів алгоритмів. При цьому необхідно забезпечити можливість вибору алгоритмів поза процесом програмування, а також автоматичний обмін даними довільного формату й об'єму між моделями, які не містяться одночасно в оперативній пам'яті (ОП) комп'ютера.

Синтез властивостей СЕМ ПЛ відбувається через обмін даними із СЕМ субоб'єктів, який здійснюється "опитуванням" субоб'єктів. Отримані дані записуються в масиви жорсткостей і кодів матеріалів СЕМ СТО без змін. Номери елементів масивів, з яких треба починати записи, та кількість елементів, що записуються, визначаються під час синтезу структури СЕМ, коли відбувається запис топологій СЕ, та зберігаються у спеціальному масиві даних ПЛ.

Найбільш зручним засобом реалізації автоматичного алгоритму синтезу структур СЕМ є об'єктно-орієнтована система керування базами даних (ОСКБД). Аналіз існуючих ОСКБД [6] показав, що вони розглядають об'єкт виключно як частину прикладної програми, тобто не забезпечують вибір класів алгоритмів поза процесом програмування і автоматичний обмін даними між моделями, які не містяться одночасно в ОП.

Для вирішення цієї проблеми було розроблено ОСКБД "SPACE" [7], яка розглядає об'єкти бази даних (БД) як активні структурні елементи, що містять не тільки структури даних довільного формату, але й відкомпільовані програмні коди. З'єднання даних і методів відбувається одноразово під час формування об'єктів. Аналіз і обробка даних здійснюються за допомогою внутрішньооб'єктного програмного забезпечення (ПЗ). Об'єкти, за винятком головного об'єкта (ГО), формуються тільки за допомогою функцій-членів об'єктів. Таким чином, всі об'єкти, крім головного, є субоб'єктами відносно якогось об'єкта. Класи об'єктів можна вибирати поза процесом програмування під час функціонування ПЗ. Це дає

можливість динамічно формувати структуру ПЗ проекту, що добре узгоджується із методологією проектування ПЛ.

Для вирішення проблеми обміну даними між об'єктами "SPACE" підтримує функції перетину об'єктів, при якому двоє і більше об'єктів можуть мати спільні структури даних, що описуються у вигляді абстрактних типів даних. Це не тільки вирішує проблему обміну даними між об'єктами, які не містяться одночасно в ОП, але і є зручним засобом синхронізації станів СЕМ.

Класи об'єктів ОСКБД "SPACE" зберігаються в спеціальній БД класів (БК), яка формується і підтримується за допомогою генератора класів "SPACE". БК структурується за функціональною ознакою класів із врахуванням спадкування.

Алгоритм синтезу моделі кесона крила

Кесон крила є найважливішим елементом ПЛ. Пропонується автоматичний алгоритм синтезу структури СЕМ кесона крила. Алгоритм реалізується за допомогою ОСКБД "SPACE" і складається з чотирьох частин: алгоритму синтезу структури і властивостей СЕМ кесона; алгоритму синтезу структури і властивостей СЕМ відсіку кесона; алгоритму введення властивостей СЕМ елемента поздовжнього і поперечного набору; алгоритму синтезу структури і властивостей СЕМ стику центроплана й від'ємної частини кесона.

Перша частина алгоритму.

Крок 1. Створити за допомогою ГО БД "SPACE" об'єкт класу "Кесон крила" і активізувати його.

Крок 2. Визначити межі відсіків кесона, виключаючи зони стиків від'ємних частин кесона (ВЧК) з центропланом, і ввести найменування, наприклад, "Ліва ВЧК", "Центроплан", "Права ВЧК".

Крок 3. Вибрати в інтерактивному режимі класи субоб'єктів для СЕМ центроплана і ВЧК.

Крок 4. Активізувати створення субоб'єктів "Ліва ВЧК", "Центроплан", "Права ВЧК".

Крок 5. Активізувати субоб'єкт "Ліва ВЧК".

Крок 6. Активізувати субоб'єкт "Центроплан".

Крок 7. Активізувати субоб'єкт "Права ВЧК".

Крок 8. Інтерактивно ввести найменування субоб'єктів для СЕМ зон стиків центроплана і ВЧК, наприклад, "Лівий стик", "Правий стик", і вибрати класи.

Крок 9. Активізувати субоб'єкт "Лівий стик".

Крок 10. Активізувати субоб'єкт "Правий стик".

Крок 11. Активізувати синтез СЕМ кесона крила.

Крок 12. Кінець.

Друга частина алгоритму.

Крок 1. Інтерактивно визначити структуру відсіку кесона введенням вихідних параметрів елементів поздовжнього і поперечного набору.

Крок 2. Інтерактивно вибрати класи об'єктів для СЕМ елементів поздовжнього і поперечного набору.

Крок 3. Активізувати створення субоб'єктів для СЕМ елементів поздовжнього і поперечного набору.

Крок 4. Послідовно активізувати субоб'єкти для введення властивостей СЕМ елементів поздовжнього і поперечного набору.

Крок 5. Кінець.

Третя частина алгоритму.

Крок 1. Інтерактивно визначити властивості СЕМ елемента набору.

Крок 2. Зберегти властивості СЕМ у БД.

Крок 3. Кінець.

Четверта частина алгоритму.

Крок 1. Вибрати перетини відсіків кесона, які з'єднує ця стикова зона, і ввести поздовжні координати болтових з'єднань.

Крок 2. Активізувати створення СЕМ стикової зони.

Крок 3. Інтерактивно задати властивості СЕМ стикової зони.

Крок 4. Зберегти властивості СЕМ у БД.

Крок 5. Кінець.

Структури СЕМ елементів поздовжнього і поперечного набору синтезуються одночасно зі створенням відповідних субоб'єктів через їх автоматичну активізацію. Параметри структур синтезованих СЕМ елементів передаються в об'єкт класу центроплана або ВЧК для синтезу СЕМ відсіку кесона. Для цього застосовуються абстрактні структури даних таких форматів, які наведені на рис. 2, 3.

```
struct _Rib_Box_Connect
{
// Вихідні дані для формирования СЕМ нервюри:
char RibName[25]; //--> Позначення нервюри
double Z[2]; //--> Становище нервюри відносно
                площини симетрії літака
int NO; //--> Коректування номерів вузлів

// Варіант топології СЕМ нервюри, який передається до відсіку:
int NodeCount; //--> Кількість вузлів
double NodeCoord[300][3]; //--> Координати вузлів
int ElCount; //--> Кількість СЕ
int Element[1000][6]; //--> Параметри СЕ
}
```

Рис. 2. Формат обміну даними з моделлю елемента поперечного набору

```
struct _Stringer_Box_Connect
{
// Вихідні дані:
char StrName[25]; //--> Позначення стрингера
int BoxNodeCount; //--> Кількість вузлів СЕМ відсіку
double BoxNodeCoord[1000][3]; //--> Координати вузлів СЕМ відсіку
int BoxProfileNodeNum[50][100]; //--> Номери вузлів відсіку, розподілені по
                перерізах та дужках перерізів

// Варіант топології СЕМ, яка передається до відсіку:
int ElCount; //--> Кількість СЕ
int Element[1000][6]; //--> Параметри СЕ
}
```

Рис. 3. Формат обміну даними з моделлю елемента поздовжнього набору

```

struct _Rib_FEM_Property
{
    double ElementRigidity[1000][3]; //--> Жорсткості CE
    char MatCode[1000]; //--> Коды матеріалів CE
    char ChangeFlag; //--> Ознака зміни властивостей
}

```

Рис. 4. Формат передачі властивостей скінченноелементної моделі

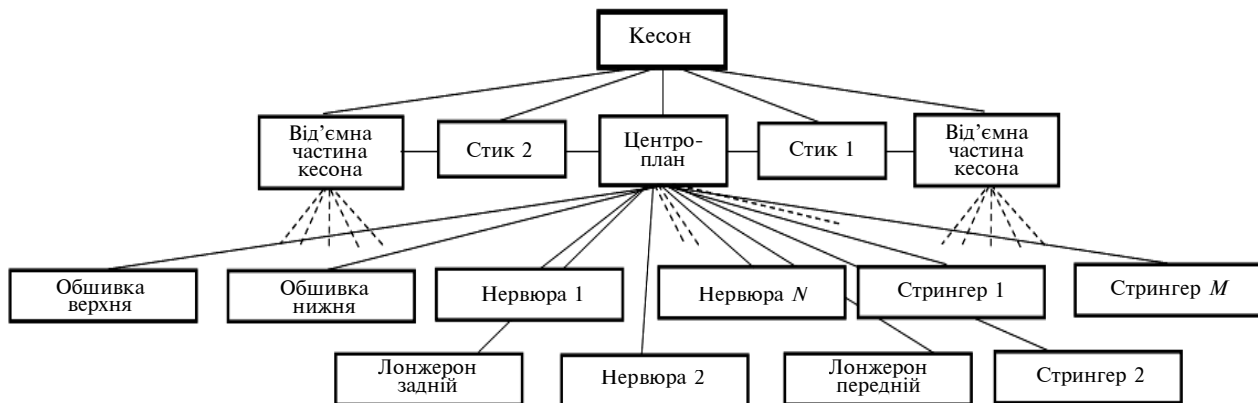


Рис. 5. Структура бази даних кесона крила

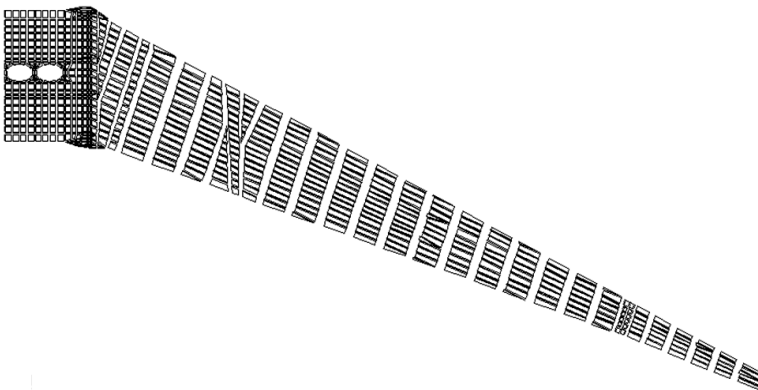


Рис. 6. Скінченноелементна модель кесона крила

Синтез властивостей СЕМ відсіку кесона здійснюється послідовним "опитуванням" суб'єктів, що містять СЕМ елементів поздовжнього і поперечного набору. Властивості СЕМ елементів передаються до об'єкта класу "Центроплан" або "ВЧК" через абстрактні структури даних, які мають формат, наведений на рис. 4.

На відміну від звичайних БД, структура БД проекту постійно змінюється, оскільки її формування безпосередньо пов'язане з процесом оптимізації структури ПЛ. На відміну від існуючих алгоритмів синтезу СЕМ, які не застосовують принцип декомпозиції моделей, запропонований алгоритм дає змогу автоматично формувати структуру БД проекту ПЛ на етапі попереднього проектування (див. рис. 5).

Формування структури БД на етапі попереднього проектування дає можливість скоротити тривалість підготовки вихідних даних для наступного етапу робочого проектування, оскільки після її формування не потрібно повторно вводити жорсткісні параметри деталей і описувати зв'язки між ними.

Алгоритм синтезу дає змогу формувати докладну структуру СЕМ, де відображені всі силові елементи конструкції. Скорочення тривалості циклу формування СЕМ дає можливість використовувати метод скінченних елементів на етапі попереднього проектування. На рис. 6, як приклад, показано СЕМ правої половини кесона крила (для наочності КЕ розсунуті), яка містить 7200 вузлів і 18000 СЕ. У її структурі є всі деталі конструкції кесона. Термін формування такої СЕМ в інтерактивному режимі становить в середньому два роки. Запропонований алгоритм дає змогу виконати це завдання протягом одного місяця.

Висновки

У статті на підставі запропонованого методу формалізації розроблено алгоритм синтезу СЕМ ПЛ, який дає змогу вирішити основну проблему проектування ПЛ – скорочення тривалості проектування. Розроблений алгоритм

зменшує тривалість формування СЕМ ПЛ, яка визначає тривалість етапу попереднього проектування. Наприклад, термін формування СЕМ кесона крила обсягом 18000 СЕ скорочується до одного місяця (для формування СЕМ кесона крила в інтерактивному режимі потрібно в середньому два роки).

Результати досліджень дають можливість створювати оптимальні ІТ або алгоритми з використанням сучасного ПЗ, наприклад Nastran, для CAD/CAM/CAE-систем, які істотно підвищують ефективність процесу проектування СТО, зокрема транспортних літаків.

В.П. Зинченко, В.В. Борисов

СИНТЕЗ СТРУКТУР И СВОЙСТВ КОНЕЧНОЭЛЕМЕНТНЫХ МОДЕЛЕЙ ПЛАНЕРА САМОЛЕТА

Рассмотрены теоретические вопросы формализации проектирования сложных технических объектов. Показано, что для конечноэлементной модели всегда существует конечный уровень декомпозиции, ниже которого она невозможна. Это дает возможность разработать автоматический алгоритм синтеза. Приведен пример автоматического алгоритма синтеза конечноэлементной модели, который существенно сокращает время проектирования.

V.P. Zinchenko, V.V. Borysov

SYNTHESIS OF STRUCTURE AND PROPERTIES OF THE FINITE-ELEMENT MODELS OF THE AIRFRAME

We consider the theoretical issues of formalizing the design of a complex technical facility. Furthermore, we illustrate that there is always the ultimate decomposition level for the finite-element model, and below this level the decomposition is impossible. It enables devising the automatic synthesis algorithm. Finally, we provide the example of the automatic synthesis algorithm of the finite-element model which dramatically decreases the designing process.

1. *Зинченко В.П., Борисов В.В.* Методы и алгоритмы автоматизированного проектирования сложных технических объектов // УСиМ, 2011. – Вып. 1. – С. 46–56.
2. *Зинченко В.П.* Проблемы оптимизации проектных исследований сложных технических систем // XXXV Междунар. симп. “Вопросы оптимизации вычислений”. – К.: Ин-т им. В.М. Глушкова НАН Украины, 2003. – Т. 9. – С. 253–259.
3. *Шимкович Д.Г.* Расчет конструкций в MSC/NASTRAN for Windows. – М.: ДМК Пресс, 2001. – 448 с.
4. *Борисов В.В., Зинченко В.П.* Анализ актуальных проблем информационной технологии декомпозиции и синтеза конечно-элементных моделей // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: Гос. аэроком. ун-т “ХАИ”, 2009. – Вып. 44. – С. 79–91.
5. *Глаголев А.Н., Гильдинов М.Я., Григоренко С.М.* Конструкция самолетов. – М.: Машиностроение, 1975. – 480 с.
6. *Объектные СУБД: состояние и перспективы.* – <http://www.inteltec.ru/publish/articles/objtech/objcond.shtml>
7. *Борисов В.В.* Объектная система управления данными “SPACE” // Тр. IV Междунар. науч.-техн. конф. “Гиротехнологии, навигация, управление движением и конструирование авиационно-космической техники”. – К.: НТУУ “КПИ”, 2007. – Т. 2. – С. 55–61.

Рекомендована Радою факультету авіаційних і космічних систем НТУУ “КПІ”

Надійшла до редакції
21 лютого 2011 року