

飞机结构总体优化设计方法

赵少杰

(中航飞机股份有限公司 西安飞机分公司, 西安 710089)

摘要: 优化设计可以改善结构的应力分布,合理布置材料,从而提高材料的利用率. 通过对全机结构逐层分解,确定优化设计变量、优化区域以及响应约束,并应用 MSC Nastran 中的可行方向法和敏度分析方法,对 MA700 飞机的机翼进行优化设计方法研究,考虑稳定性因素,初步解决长桁尺寸确定的问题,为后续优化设计工作积累经验.

关键词: 强度设计; 优化设计; 敏度分析; 稳定性

中图分类号: V244 **文献标志码:** B

Global optimization design method study of aircraft structure

ZHAO Shaojie

(Xi'an Aircraft Co., AVIC Aircraft Co., Xi'an 710089, China)

Abstract: The material utilization can be improved by optimization design which makes the stress distribution and the material arrangement more reasonable. The variables, optimization regions and the response constraints are determined through decomposition of the whole aircraft structure and the optimization design method of the wing of MA700 is studied with the feasible direction method and sensitivity analysis on the MSC Nastran platform. In the analysis, the stability problem is considered and the stringer size is preliminarily determined which offers some experience for the subsequent optimization design work.

Key words: strength design; optimization design; sensitivity analysis; stability

0 引言

飞机强度设计是飞机总体设计阶段极为重要的环节. 要实现强度设计的目标,需要反复迭代以及运用优化设计等方法,再结合实际工程经验实现.

优化设计是一门新的学科,是运用数学规划方法驱动有限元计算技术进行设计,按照所设定的目标反复迭代,寻求最优化设计方案的过程. 近年来,运用大型通用有限元软件 MSC Nastran 进行优化设计

越来越多,主要有以下2种方式:直接运用优化模块和运用其二次开发自行编写优化算法,然后再驱动所有限元模块进行求解.

程鹏^[1]对 MSC Nastran 软件的优化方法进行论述;范志强等^[2]运用 Nastran 软件对航空发动机整体叶盘进行优化,使质量减轻 45.66%,并使局部应力得到改善;黄国宁等^[3]等对简单机翼梁进行优化,得到令人满意的结果;隋允康等^[4]和李善坡等^[5]运用 PCL 二次开发自行编写优化程序驱动

收稿日期: 2013-05-04

作者简介: 赵少杰(1980—),男,陕西凤翔人,工程师,硕士,研究方向为飞机结构强度, (E-mail) zsj-nuaa@sohu.com

MSC Nastran 软件,进行一些有意义的尝试和应用。

MSC Nastran 在航空业的运用已非常的广泛,但优化模块应用却不多见,现有文献只是对飞机局部零件或者某一受力构件进行优化设计的描述,尚无对飞机全机或部件进行优化的研究.本文利用 MSC Nastran 的优化算法,结合多年的飞机结构强度设计经验,对 MA700 飞机全机结构强度刚度优化进行初步讨论,并以机翼为例进行优化设计计算,为今后优化设计的应用积累经验。

MA700 飞机要求长寿命、轻质量和高可靠性的结构,并且将取得 CAAC,FAA 和 EASA 适航证.为实现结构设计的高标准和严要求,必须开展全机结构优化设计研究。

1 基本理论

在工程应用中,绝大多数优化问题属于带约束的设计优化,对于约束优化,一般有间接法和直接法等 2 种处理方法.直接法对优化变量按照一定方向进行搜索,逐步逼近最优点.直接法理论简单,并利用敏度分析替代搜索方向,易于利用当前的有限元方法数值求解,且经常能得到较为满意的结果.本文采用直接法中的可行方向法进行结构优化设计计算。

1.1 优化描述

优化设计可归结为求解一组设计变量,且满足约束条件,其目标函数最小.在飞机强度设计中,即为找到一个结构设计方案,该方案满足规定的结构设计准则,并且使飞机结构质量最轻。

优化问题可以归纳为以下数学模型

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{设计变量:} \\ X = [x_1 \ x_2 \ \cdots \ x_n]^T \\ \text{约束条件:} \\ g_j(X) = g_j(x_1, x_2, \cdots, x_n) \leq 0, \\ j = 1, 2, \cdots, m \\ h_k(X) = h_k(x_1, x_2, \cdots, x_n) = 0, \\ k = 1, 2, \cdots, l < n \\ \text{目标函数最小:} \\ f(X) = f(x_1, x_2, \cdots, x_n) \end{array} \right. \quad (1)$$

1.2 可行方向法

MSC Nastran 提供改进的可行方向法、序列线性规划法和序列二次规划法等 3 种优化方法,其核心和缺省为改进的可行方向法.可行方向法的基本思想是:在可行域内选择一个初始点 $X^{(0)}$,当确定一个

可行方向 $S^{(k)}$ 和适当的步长 a_k 后,按式(4)进行迭代,逐步逼近最优点。

$$X^{(k+1)} = X^{(k)} + a_k S^{(k)}, \quad k = 0, 1, \cdots \quad (2)$$

MSC Nastran 采用线性规划法求解可行方向,即在满足条件式(3)后,使式(4)最小

$$\begin{cases} (\nabla g_j(X^{(k)}))^T S^{(k)} \leq 0 \\ (\nabla f(X^{(k)}))^T S^{(k)} < 0 \end{cases} \quad (3)$$

$$(\nabla f(X^{(k)}))^T S^{(k)} \quad (4)$$

1.3 敏度分析

用可行方向法计算时,必须对响应的梯度进行求解,敏度分析用以产生有效的约束和目标函数响应设计变量的梯度。

对于静力问题,

$$KU = F \quad (5)$$

求微分得

$$K \frac{\partial U}{\partial x_i} = \frac{\partial F}{\partial x_i} - \frac{\partial K}{\partial x_i} U \quad (6)$$

再应用差分法对刚度矩阵和载荷矩阵的偏导求解,可求得式(6)左端 1 阶位移偏导数.又因

$$\Delta U = \frac{\partial U}{\partial x_i} \Delta x_i \quad (7)$$

可求得位移变化量.在有限元中响应为位移的函数,因此,最后可求得第 i 个设计变量对第 j 个响应的敏度因数

$$\lambda_{ij} = \frac{dr_j}{dx_i} \approx \frac{\Delta r_j}{\Delta x_i} = \frac{r_j(X + \Delta x_i, U + \Delta U) - r_j(X, U)}{\Delta x_i} \quad (8)$$

1.4 优化求解

1.4.1 优化定义流程

MSC Nastran 中优化定义流程见图 1. 首先定义此次作业为优化计算(SOL 200),根据实际问题设定设计变量;再将结构划分为若干优化区域,把设计变量和所划分的区域相关联,则设计变量的变化即为结构某一区域尺寸的变化;再次定义局部结构的设计响应,指定其中一项响应为设计目标,其余响应设定为约束范围;最后设定优化求解参数。

1.4.2 优化求解流程

在优化设计求解时,约束条件的判断依靠设计响应的计算实现.借助现有成熟的有限元计算技术,对近似模型进行数值求解,得到所需的响应和响应灵敏度,为优化算法提供必要的分析数据.优化设计计算流程见图 2,图中虚线框中的计算部分即采用有限元法实现。

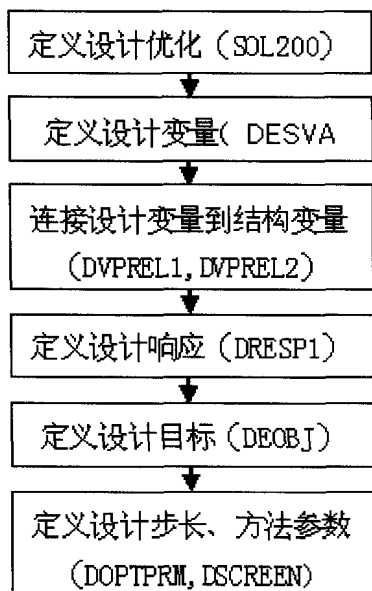


图 1 MSC Nastran 优化设计定义流程

Fig. 1 Definition process flow diagram of MSC Nastran optimization

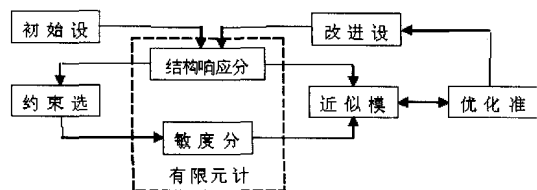


图 2 MSC Nastran 优化设计计算流程

Fig. 2 Analysis process of MSC Nastran optimization design

2 优化设计模型

2.1 优化模型

由于全机结构优化规模很大,设计变量和约束响应很多,必须按照部件层次进行。根据各部件之间的传力关系,分为机翼、尾翼和机身等3大部分进行优化。考虑机翼传力受机身影响较小,当机翼优化时,机身只起提供边界条件的作用,并不参与优化计算。当尾翼优化时,先进行平尾优化设计(平尾优化方法类似于机翼),取得较为满意的结果后再对垂尾进行优化。当机身优化计算时,只需将前面优化完的尾翼用作传力结构,将机身结构设定设计变量进行优化。

对全机结构进行逐步分层,可以得到所有的设计变量,飞机结构层次分解示意图如图3。根据图3,又可以分解为蒙皮、长桁、梁、框、肋和墙等构件,对这些构件进行整理,便可得到必要的设计变量。全机结构优化目标函数、设计变量和约束条件汇总表1。

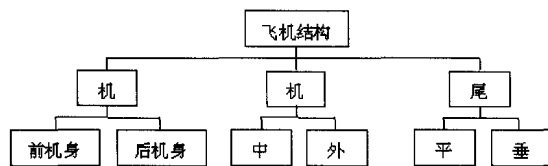


图 3 飞机结构层次分解示意

Fig. 3 Assembly sketch of aircraft structure

表 1 全机结构优化目标函数、设计变量和约束条件汇总表

Tab. 1 Optimization object variables and constraints of whole aircraft

部件	设计变量	约束条件	设计目标
机翼	蒙皮厚度、梁缘条和腹板厚度、长桁截面积、加强肋的缘条和腹板厚度	应力、翼尖挠度和扭转角、屈曲稳定性	结构质量最轻
尾翼	蒙皮厚度和铺层比例、梁缘条和腹板厚度、长桁截面积、加强肋的缘条和腹板	应力、翼尖挠度和扭转角、屈曲稳定性	
机身	机身蒙皮厚度、框缘条和腹板厚度、长桁截面积、门框区及其它大开口加强件厚度	应力、机身法向变形、机身扭转角、机身弯曲变形、屈曲稳定性	

机身门框区、开口区局部蒙皮、槛梁、框和长桁等都要进行细节设计,必须考虑法向变形以保证气密情况。尾翼为全复合材料结构,设计时对 $0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ$ 的铺层比例和厚度进行优化。

2.2 有限元模型

全机结构有限元非常复杂,考虑总体优化需要,建立有限元模型时只考虑总体传力,局部非重要结构不予考虑。网格划分时,节点一般为横向和纵向构件的交点,机翼和尾翼的节点为蒙皮外形、梁轴线、翼肋轴线的交点或蒙皮外形、长桁轴线、翼肋轴线的交点;机身的节点为蒙皮外形、长桁轴线、隔框轴线的交点。单元尽可能划分为四变形单元。模型简化时根据表2选取主结构的简化单元。为便于施加载荷,规定蒙皮单元方向必须向外。

3 机翼优化设计

3.1 模型说明

以机翼为例,采用逐层分解获得机翼优化设计变量和设计区域,应用 MSC Nastran 优化算法进行设计,验证优化方法的正确性。计算模型严格按照规范建立,为减少计算量,考虑对称性,模型只取右机

翼.考虑边界影响,机翼的边界支持附带与机身相连接的构件,并对连接件进行固定约束,对 0 肋进行对称约束.机翼模型计算共有节点 2 061 个,单元 2 923 个.考虑到稳定性优化,长桁简化为梁元,其余均简化为板壳单元,机翼有限元模型示意图 4.

表 2 主结构各部位单元类型
Tab. 2 Element type of main structure

部件	构件	MSC Nastran 单元
机身	框	SHELL
	长桁	ROD
	蒙皮	SHELL
	门框	SHELL
机翼	肋缘条、腹板	SHELL
	长桁	BEAM
	蒙皮	SHELL
	梁缘条、腹板	SHELL
	前缘蒙皮	SHELL
尾翼	肋缘条、腹板	SHELL
	长桁	ROD
	蒙皮	SHELL
	梁缘条、腹板	SHELL
	前缘蒙皮	SHELL

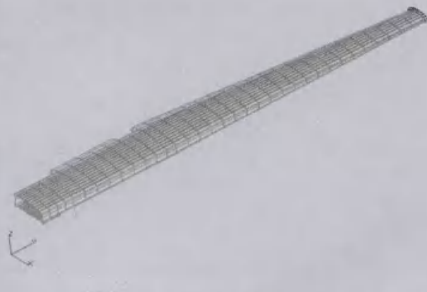


图 4 机翼有限元模型
Fig. 4 Finite element model of wing

优化设计变量为蒙皮厚度、梁缘条和腹板、长桁截面积、加强肋的缘条和腹板.优化设计变量共 70 个,其中,上、下翼面蒙皮优化设计变量各 12 个,上、下翼面长桁优化变量各 14 个,前、后大梁缘条优化设计变量 5 个,梁腹板优化设计变量 5 个,翼肋设计变量 5 个,前缘优化设计变量 3 个.由于机翼构件尺寸未确定,优化变量初始值为假定,结构在初始情况下不一定满足强度要求.优化区域划分示意图 5.由于机翼长桁和蒙皮在承载弯矩时产生同样的作用,求解时约束方程将出现奇异,很难得到最终解;扭转载荷下蒙皮起主要传力作用,经敏度分析后,理

论上长桁面积将被优化设计为 0,结果明显不符合飞机设计思想.出现该现象的主要原因是,优化设计时只考虑静力影响,未考虑稳定性因素,因此,在机翼优化时将稳定性优化作为一种工况进行设计.为保证稳定性优化的准确性,在计算时将长桁简化为梁单元,设定整体壁板长桁高度为设计变量进行优化.

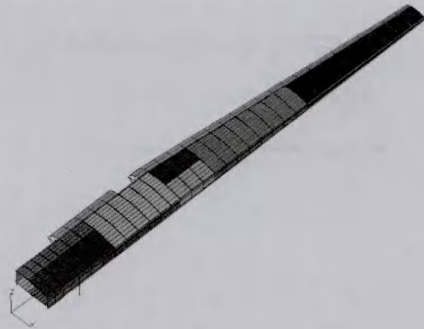


图 5 优化区域划分示意
Fig. 5 Sketch of optimization region distribution

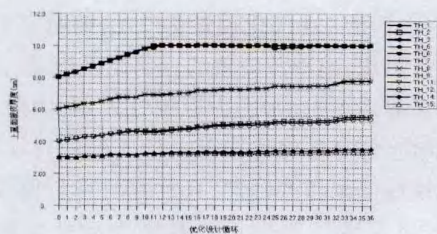
初步优化约束条件定为:拉应力 ≤ 350 MPa,压应力 ≤ 250 MPa,翼尖挠度 $\leq 1\,500$ mm,扭转角 $\leq 4^\circ$,屈曲模态在限制载荷下 ≥ 1.0 .

本文计算所使用的载荷为机翼气动载荷,且舵面载荷直接分配在翼盒上,因此,载荷存在一定的差异,但对研究验证优化算法可行.

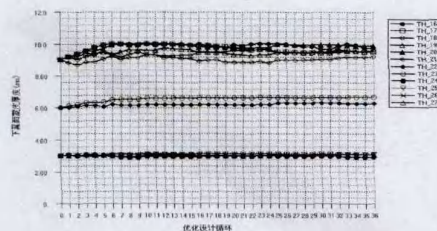
3.2 结果分析

由计算结果可知,优化在 36 步时达到收敛,除个别曲线外,大部分曲线呈增长状态,说明机翼在现有载荷工况下响应水平不能满足设计要求,必须加大承力构件的尺寸以满足强度要求.

上、下翼面蒙皮厚度变化历程见图 6,可知,优化后上翼面蒙皮尺寸大于下翼面.这是因为下翼面约束应力比上翼面约束应力大,并且在稳定性计算时有可能导致上翼面刚度大于下翼面,致使上翼面蒙皮尺寸较大.上、下翼面长桁高度变化历程见图 7,可知,优化后上翼面长桁高度明显高于下翼面.上翼面长桁高度基本上在 50 mm,而下翼面长桁高度大部分在 39 mm,上、下翼面长桁高度初始高度均为 40 mm,优化后上翼面长桁尺寸增大,而下翼面稍有降低.这一情况与蒙皮厚度分布基本相似,原因均为稳定性影响所致.大梁腹板厚度变化历程见图 8,变量序号沿翼展顺序标识.由图 8 可知,优化后大梁腹板厚度沿翼展逐渐变小,材料分布趋势正确,符合力学规律.



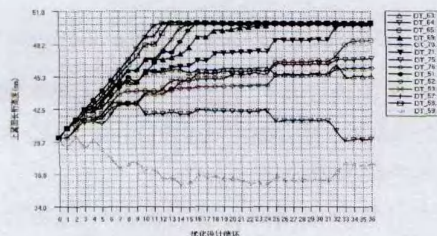
(a) 上翼面



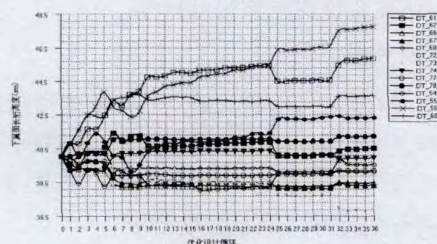
(b) 下翼面

图 6 上、下翼面蒙皮厚度变化历程

Fig. 6 Upper and lower skin thickness change history of wing



(a) 上翼面



(b) 下翼面

图 7 上、下翼面长桁高度变化历程

Fig. 7 Upper and lower stringer height change history of wing

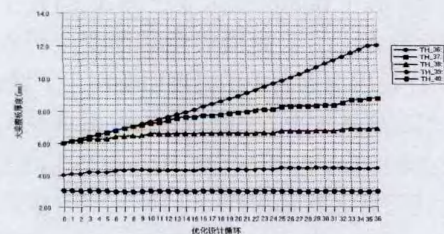


图 8 大梁腹板厚度变化历程

Fig. 8 Spar web thickness change history

优化目标变化历程见图 9, 可知, 本次优化结构在现有载荷情况下质量并没有降低, 反而有所增加,

由优化前 959 kg 增加到优化后的 1 111 kg. 由此可见, 优化过程并不一定是减重过程, 在一定的结构和载荷情况下, 经过反复迭代, 结构质量会有所增加.

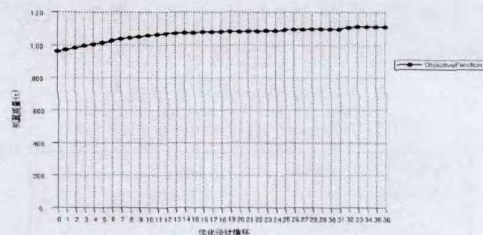
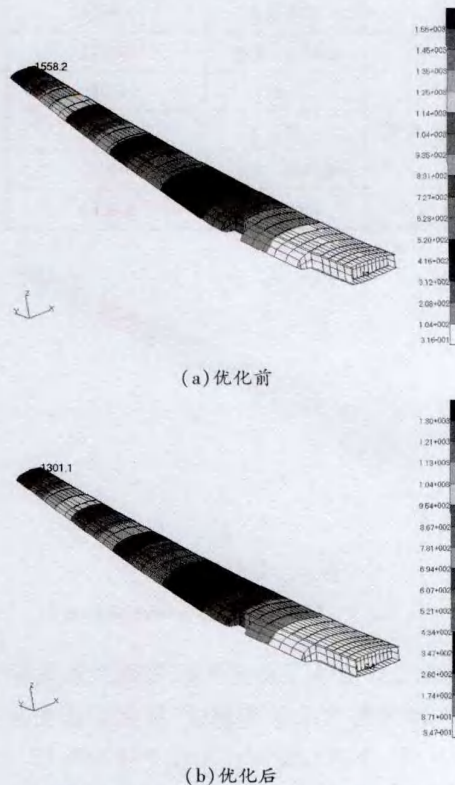


图 9 优化目标变化历程

Fig. 9 The object change history

优化前、后机翼位移计算结果见图 10, 可知, 翼尖位移优化后变形明显小于优化前. 优化前翼尖位移为 1 550 mm, 大于位移约束 1 500 mm; 而优化后位移为 1 301 mm, 满足位移约束.



(b) 优化后

图 10 优化前、后机翼位移计算结果

Fig. 10 The wing displacement result before and after optimization analysis

优化前、后机翼应力计算结果见图 11, 可知, 机翼最大应力明显降低, 由初始的 510 MPa 降低为 356 MPa, 基本上满足应力约束 350 MPa. 蒙皮稳定性模式由优化前的 0.56 提高到 0.97, 基本满足稳定性约束条件.

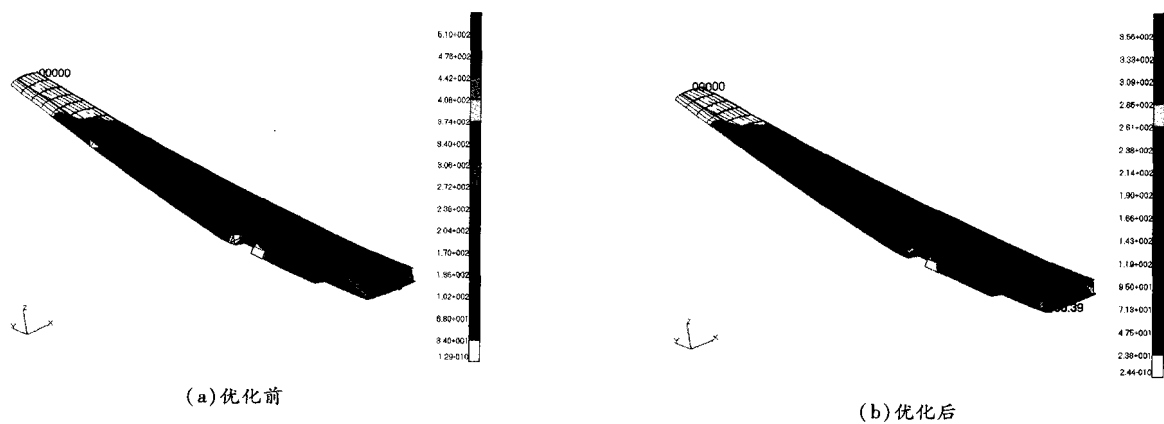


图 11 优化后机翼应力计算结果
Fig. 11 The wing stress result before and after optimization analysis

4 结 论

对全机主传力结构优化设计进行分析和讨论,采用 MSC Nastran 尺寸优化设计,对机翼进行优化设计计算研究,得到以下结论.

(1)优化过程不一定就是减重过程.在某些情况下,结构质量经过优化会有所增加,因此,设计计

- 算时必须要有较为准确的载荷工况.
- (2)对飞机主传力结构进行优化时必须考虑稳定性.如果不考虑稳定性,可能致使优化出现错误的数值结果,使结构不满足传力要求.
- (3)经过对优化结构的分析,证明 MSC Nastran 尺寸优化求解结果趋势正确.

参考文献:

[1] 程鹏. MSC Nastran 优化设计方法的讨论[J]. 航天器工程, 1996(5): 90-97.

[2] 范志强, 马枚, 王荣桥. 航空发动机整体叶盘优化设计[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2000, 13(4): 27-30.

[3] 黄国宁, 陈海, 霍应元. MSC Nastran 优化功能在结构强度设计中的应用[J]. 计算机辅助工程, 2006, 15(S1): 50-52.

[4] 隋允康, 陈继华, 龙连春, 等. 多约束膜结构结构截面优化及在 MSC Nastran 上的程序实现[J]. 力学季刊, 2005, 26(2): 184-489.

[5] 李善坡, 隋允康, 宇慧平. 二维连续体结构形状优化及其在 MSC Nastran 上的二次开发[J]. 计算机辅助工程, 2006, 15(S1): 452-454.

(编辑 陈锋杰)

(上接第 148 页)

参考文献:

[1] 王广伟. 汽车设计[M]. 北京: 机械工业出版社, 2004.

[2] 陈立平, 张云清. 机械系统动力学分析及 Adams 应用教程[M]. 北京: 清华大学出版社, 2005.

[3] 高晋, 宋传学. 橡胶衬套刚度对悬架性能的影响[D]. 长春: 吉林大学汽车工程学院, 2010.

[4] 郑凯, 胡仁喜, 陈鹿民, 等. Adams 2005 机械优化设计高级应用实例[M]. 北京: 机械工业出版社, 2006.

(编辑 武晓英)