

超燃冲压发动机燃烧室新型热结构的优化设计*

王厚庆¹, 何国强², 刘佩进², 艾春安¹

(1. 第二炮兵工程学院, 陕西 西安 710025 2. 西北工业大学 航天学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 为了探寻超燃冲压发动机工程设计的方法, 解决超燃冲压发动机燃烧室严峻的热防护问题, 设计了一种基于碳化硅陶瓷基复合材料的复合结构形式的主动冷却结构方案; 建立了超燃冲压发动机燃烧室热结构设计模型和燃烧室惰性质量估算模型; 基于遗传算法, 以热结构各层厚度、槽宽、肋宽和肋高为待优化参数, 进行了单目标和多目标优化设计。以燃烧室惰性质量最小为目标进行优化设计后, 惰性质量减少了 21.7%, 得到最小惰性质量下的热结构尺寸; 以惰性质量最小、冷却液流量系数最低为目标进行优化设计后, 得到了 Pareto最优前沿及对应的热结构尺寸。

关键词: 超燃冲压发动机; 热结构; 遗传算法; 惰性质量; 冷却液流量系数

中图分类号: V235.231 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2009) 03-0263-05

Optimized design on a new type thermal structure of scram jet combustor

WANG Hou-qing¹, HE Guo-qiang², LU Pei-jin², AI Chun-an¹

(1. The Second Artillery Engineering Coll., Xi'an 710025, China

2. Coll. of Astronautics, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China)

Abstract In order to study some methods of scram jet engineering design, an active cooling thermal structure scheme based on ceramic matrix composite (CMC) is designed for scram jet combustor. Models of thermal structure design and inert mass calculation of scram jet combustor have been built up. Base on Genetic Algorithms, single-objective optimization and multiobjectives optimization have been done for thermal structure; optimized parameters include each layer thickness, trough width, rib width and rib height. According to the results of single-objective optimization, combustor mass is decreased by 21.7% and the thermal structure dimensions under minimum mass are also obtained. According to the results of multiobjectives optimization, a Pareto front is got.

Key words Scram jet; Thermal structure; Genetic algorithms; Inert mass; Coolant mass flow ratio

1 引 言

随着研究的不断深入, 国内外针对超燃冲压发动机的研究工作逐渐由原理研究、性能研究向工程研究转变, 其中设计一种能够满足超燃冲压发动机长时间工作的热防护结构是一项关键性的研究内容。目前研究认为, 利用飞行器自身携带的燃料作为冷却液对超燃冲压发动机进行主动冷却是一种不错的热防护方式。这主要基于两点考虑: 一是发动机内部极高的热载荷使得壁面即使是在采用了耐高温性能优异的复合材料的情况下也无法承受; 二是空气与燃料在有

限长度的发动机内完成混合、燃烧的时间一般在 1ms 量级, 此时需要将燃料通过壁面, 吸收足够的热量, 从而在喷入燃烧室之前就已经气化或裂解为更加容易燃烧的小分子。

目前国内对于超燃冲压发动机主动冷却结构的研究有少量报道^[1~4]。但是在这些研究中对于主动冷却结构尺寸参数的确定带有很大的经验性, 进行的敏感性分析只能给出某个参数变化对冷却效果的影响趋势, 这对于热防护要求很高的超燃冲压发动机来说显然是不够的。本文设计了一种基于陶瓷基复合材料的新型热结构形式, 建立了热结构设计数学模型

* 收稿日期: 2008-06-16 修订日期: 2008-11-03

作者简介: 王厚庆 (1979—), 男, 博士, 讲师, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。E-mail: wayyx@sina.com

和惰性质量估算模型, 基于遗传算法对这种热结构进行单目标和多目标的优化设计。

2 热结构方案及数学模型

2.1 热结构方案

本文设计了基于碳化硅陶瓷基复合材料的复合结构形式的主动冷却结构方案, 如图 1 所示。

利用碳化硅陶瓷基复合材料 (CMC) 的耐高温性能提高燃气侧壁面温度, 从而达到降低壁面热载荷的目的; 由于 CMC 的导热系数相对较高, 利用一层隔热材料提高壁面热阻; 不得不传入结构的热量被冷却通道中的冷却液吸收, 防止热量的积聚。

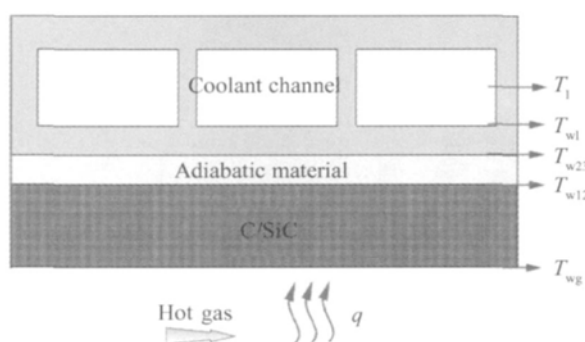


Fig. 1 Scheme of combustor thermal structure

2.2 发动机内流场准一维模型

超燃冲压发动机燃烧室一般设计成一个单纯的扩张通道, 可以将燃烧过程看作纯粹的加热过程, 燃烧室内流体可以简化为一个变截面的加热管流, 加热管流的驱动势方程为

$$\frac{dMa}{Ma} = \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2}{1 - Ma^2} \right) \left[-\frac{dA}{A} + \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2}{2} \right) \frac{dT_t}{T_t} + \frac{\frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \frac{4f dx}{D} + (1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 - kMa^2) \frac{dn}{n}}{2} \right] \quad (1)$$

式中符号的详细解释以及其它物理参数 (压强、密度、静温等) 的微分方程参看文献 [5]。

燃烧室内流体的加热规律如式 (2) 所示, 总加热量由式 (3) 确定。

$$q(x) = \frac{x - x_0}{\mu^2} e^{-\frac{(x-x_0)^2}{2\mu^2}} Q \quad (2)$$

式中 Q 是发动机中燃料释放的总热量; μ 是特征参数, 发动机燃料加热率参数, 通过调整 μ 可以调整加热效率和加热分布; x_0 是加热起点。

$$Q = 0.0676 m_{air} \cdot ER \cdot IHV \cdot \eta \quad (3)$$

式中 m_{air} 为空气捕获量; ER 为化学反应当量比; IHV

为燃料低热值, 这里选用碳氢燃料; η 为燃烧效率。

对内流场准一维数学模型的微分方程组使用 4 阶 Runge-Kutta 法进行积分求解, 得到燃气的一维流动参数。

2.3 热结构传热模型

燃气侧传热模型借助于传统液体火箭发动机内部传热的计算模型。根据湍流边界层的经验, 可以得到一些计算燃气侧传热系数 h_g 的准则关系式, 在液体火箭发动机中应用较多的是 Colburn 得出的下式

$$h_g = C \frac{k}{D} \left(\frac{Re D}{\mu} \right)^{0.8} Pr^{0.34} \quad (4)$$

在不考虑壁面沿发动机流向导热和复合结构各层之间的连接热阻, 则在稳态下壁面的导热属于一维稳态导热问题。冷却液侧对流换热系数受很多因素影响, 主要因素包括燃料种类和性能、冷却通道压力、燃料的物理状态 (液态、气态或者气液共存态) 等。本文采用吸热型碳氢燃料, 总热沉来自于燃料的物理吸热和化学反应吸热, 一般情况下冷却液需要工作在超临界压力状态下。

若冷却液温度低于临界温度, 则整个冷却通道截面内充满单相液体, 这属于单相液体对流换热, 可用下列准则方程 (Sieder-Tate 公式) 确定冷却通道的对流换热系数 [6]

$$Nu_f = 0.027 Re_f^{0.8} Pr_f^{1/3} \left(\frac{\mu_f}{\mu_w} \right)^{0.14} \quad (5)$$

式中下标为 f 的表示定性温度为冷却液平均温度, 下标为 w 的表示定性温度为冷却液侧壁面温度。则冷却液侧的对流换热系数表示为

$$h_b = \frac{Nu_f \lambda_f}{d_e} \quad (6)$$

式中 λ_f 为冷却液的导热系数, 是冷却液温度和压力的函数; d_e 为冷却通道的水力直径。

实际很多情况下要求燃料作为冷却液其温度必须超过临界温度达到化学反应吸热的裂解温度, 但是冷却通道出口处冷却液的温度一般不超过 1 000 K, 本文设定冷却液出口温限为 950 K。

由于冷却液工作在超临界压力状态下, 此时冷却液不会出现气液共存的状态而直接转变为气体, 并逐渐开始裂解, 此时冷却液侧的对流换热系数 h_b 由下式计算

$$h_b = \frac{0.029 C_p \mu^{0.2}}{Pr^{2/3}} \left(\frac{G}{d_e^{0.2}} \right) \left(\frac{T_1}{T_{w1}} \right)^{0.55} \quad (7)$$

式中 G 为单位面积的冷却液质量流量; T_1 为冷却液

的平均温度; T_w 为冷却液侧的壁面温度。

传热计算时需要将肋的效应考虑进去, 假设肋不改变传热面积和平均液壁温度, 而将传热量的变化归结于对流换热系数的变化, 即

$$h_1 = \eta_b h_b \quad (8)$$

式中 η_b 为冷却通道肋效应因子。

由于冷却液在流动过程中温度及状态将发生明显的变化, 这对冷却液物性的影响是很大的, 从而影响了冷却液侧的对流换热系数, 所以需要考虑冷却液物性随温度的变化特性, 本文参考文献 [2] 的研究方法对冷却液物性进行计算。则总传热量如下式所示

$$q_\Sigma = \frac{T_{sw} - T_1}{1/h_g + \sum (\delta_i/\lambda_i) + 1/h_1} \quad (9)$$

式中 T_{sw} 为燃气的绝热壁温, δ_i 和 λ_i 分别为第 i 层壁面的厚度与材料的导热系数。

将燃烧室沿流向分成若干段, 对每一段进行传热的耦合求解, 获得每一段的冷却液温度、壁面各层温度, 直到燃烧室出口。吸收热量后, 下一段单元冷却液温度升高 dT , 计算公式如下式所示

$$dT_1 = 2(a_x + b_x) q_\Sigma \theta dx / (m_1 C_{p1}) \quad (10)$$

式中 a_x , b_x 分别为某段计算单元对应的发动机宽度与高度; dx 为计算步长; θ 为化学反应吸热因子, 用来考虑由于化学反应吸热对温升的影响。

2.4 燃烧室惰性质量估算模型

根据上文提出的热结构方案, 超燃冲压发动机燃烧室可以看作是梯形体三层薄壁结构, 如图 2 所示, 其质量等于各层质量之和, 即

$$m_{\text{combustor}} = \rho_1 V_1 + \rho_2 V_2 + \rho_3 V_3 \quad (11)$$

$$V_1 = [l_1 (h_0 + 2\delta_1 + 0.5l_1 \tan\alpha_1) + l_2 (h_0 + 2\delta_1 + l_1 \tan\alpha_1 + 0.5l_2 \tan\alpha_2)] \cdot (w_0 + 2\delta_1) - [l_1 (h_0 + 0.5l_1 \tan\alpha_1) + l_2 (h_0 + l_1 \tan\alpha_1 + 0.5l_2 \tan\alpha_2)] w_0 \quad (12)$$

$$V_2 = [l_1 (h_0 + 2\delta_1 + 2\delta_2 + 0.5l_1 \tan\alpha_1) + l_2 (h_0 + 2\delta_1 + 2\delta_2 + l_1 \tan\alpha_1 + 0.5l_2 \tan\alpha_2)] \cdot (w_0 + 2\delta_1 + 2\delta_2) - [l_1 (h_0 + 2\delta_1 + 0.5l_1 \tan\alpha_1) + l_2 (h_0 + 2\delta_1 + l_1 \tan\alpha_1 + 0.5l_2 \tan\alpha_2)] (w_0 + 2\delta_1) \quad (13)$$

$$V_3 = [l_1 (h_0 + 2\delta_1 + 2\delta_2 + 2\delta_3 + 2h_R + 0.5l_1 \tan\alpha_1) + l_2 (h_0 + 2\delta_1 + 2\delta_2 + 2\delta_3 + 2h_R + l_1 \tan\alpha_1 + 0.5l_2 \tan\alpha_2)] (w_0 + 2\delta_1 + 2\delta_2 + 2\delta_3 + 2h_R) - [l_1 (h_0 + 2\delta_1 + 2\delta_2 + 0.5l_1 \tan\alpha_1) + l_2 (h_0 + 2\delta_1 + 2\delta_2 + 0.5l_2 \tan\alpha_2)] (w_0 + 2\delta_1 + 2\delta_2 + 2\delta_3 + 2h_R) \quad (14)$$

$$2\delta_2 + l_1 \tan\alpha_1 + 0.5l_2 \tan\alpha_2)] (w_0 + 2\delta_1 + 2\delta_2) - 0.5n_c w_c h_R (l_1 + l_2 + l_1/\cos\alpha_1 + l_2/\cos\alpha_2) \quad (14)$$

式中 ρ_i , V_i ($i = 1, 2, 3$) 分别为复合结构各层密度和体积, n_c 为主动冷却通道的数量, 其它相关参数的物理意义见图 2。

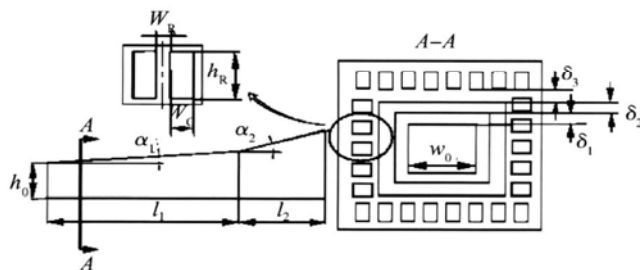


Fig. 2 Model of combustor mass calculation

3 优化方法及结果分析

质量特性是所有发动机及飞行器设计所研究的重要内容之一, 降低惰性质量是设计者一直努力追求的目标。遗传算法是基于自然选择和基因遗传学原理的智能优化算法, 它能在复杂空间进行全局优化搜索, 对搜索空间基本上不需要限制性假设 (如连续、可微及单峰等), 对于待优化参数无法显式表达的复杂目标函数和约束条件的问题有非常强的适用性^[7]。

采用遗传算法对热结构进行优化设计, 单目标优化设计的目标为燃烧室惰性质量最小, 多目标优化设计的目标为燃烧室惰性质量最小和冷却液流量系数最低。热结构待优化设计的参数包括热结构各层厚度 δ_i 、槽 (冷却通道) 宽 w_c 、肋宽 w_R 和肋高 h_R 。超燃冲压发动机的物理模型为两段不同扩张角的单边扩张通道, 设计点为飞行马赫数等于 6 飞行高度为 25 km, 燃烧室的主要构型参数与工作参数为: 燃烧室长 2 500 mm (其中内喷管长 500 mm)、入口宽 200 mm, 入口高 100 mm, 两个单边扩张角分别是 3° 和 7° , 化学反应当量比为 1, 燃烧效率设为 80%, 冷却液初始温度为 300 K, 单目标优化中冷却液流量系数设为 1。其中冷却液流量系数表示为冷却液流量占发动机燃烧需要的燃料流量 (即发动机能够提供的最大冷却液流量) 的比例, 用来评价冷却液流量的相对大小。

以燃烧室惰性质量最小为目标的优化设计问题的数学表述如下式所示

$$\begin{aligned}
& \min m_{\text{combustor}}(\delta_b, w_C, w_R, h_R) \\
& \text{s.t. } T_{\text{L,out}}(\delta_b, w_C, w_R, h_R) \leq 950 \text{ K} \\
& T_{\text{w,g,max}}(\delta_b, w_C, w_R, h_R) \leq 2000 \text{ K} \\
& 0.001 \text{ m} \leq \delta_b \leq 0.01 \text{ m} \\
& 0.005 \text{ m} \leq w_C \leq 0.02 \text{ m} \\
& 0.002 \text{ m} \leq w_R \leq 0.01 \text{ m} \\
& 0.001 \text{ m} \leq h_R \leq 0.02 \text{ m} \\
& S_{\text{c,max}} < [\sigma]
\end{aligned} \quad (15)$$

式中 $S_{\text{c,max}}$ 为壁面最大组合应力。遗传算法采用实数编码技术, 群体大小为 50, 交叉概率 0.9, 变异概率 0.05, 终止“代”数 100。

单目标优化前后热结构的结构参数及其它数据如表 1 所示。

可见优化后, 燃烧室热结构各几何尺寸在约束范围内得到了最优配置, 充分利用了冷却液的吸热能力, 降低了壁面最高温度, 大大降低了燃烧室的惰性质量(下降了 21.7%)。

实际上发动机燃烧需要的燃料不能完全用来冷却发动机壁面, 因为除了发动机, 飞行器其它一些部件也需要燃料的冷却, 所以燃烧室的冷却液流量系数应该小于 1。冷却液流量系数越小, 则可以用来冷却飞行器其它关键部件的冷却液就越多, 对于飞行器整个系统而言, 热防护的可靠性就越高。以燃烧室惰性质量最小、冷却液流量系数 ϕ_1 最低为目标的多目标优化设计数学表述如下式所示, 约束条件同式 (15)

$$\min m_{\text{combustor}}(\delta_b, w_C, w_R, h_R), \phi_1 \quad (16)$$

采用非支配排序遗传算法 NSGA-II 实数编码, 群体大小为 50, 交叉概率 0.99, 变异概率 0.05, 终止

“代”数 100。

表 2 给出了三个 Pareto 非劣解, 获得了待优化参数、冷却液出口温度、最大壁面温度、最大壁面组合应力、冷却液流量系数、燃烧室质量等参数的取值, 且与约束条件吻合得很好。非劣解 1 的冷却液流量系数为 0.8, 比非劣解 2 流量系数小 12.1%, 但是惰性质量却增加了 22.0%; 非劣解 2 的流量系数为 0.91, 比非劣解 3 流量系数大 21.3%, 但是其惰性质量却小 27.1%。所以在没有其它决策条件的情况下无法判定哪个解是最优的, 这体现了多目标优化的特点。以质量最小, 冷却液流量系数最低为目标的优化设计的 Pareto 最优前沿如图 3 所示, 随着流量系数的增加, 燃烧室可以达到的最小惰性质量逐渐降低, Pareto 最优前沿的两端体现了最小惰性质量设计和最低冷却液流量系数设计, 在实际的设计中往往会采用权衡的设计, 在 Pareto 最优前沿中选择某个折衷的方案, 综合考虑惰性质量和冷却液流量系数这两个设计因素。

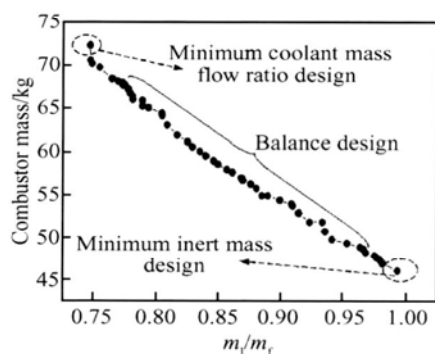


Fig. 3 Pareto front of two-objectives optimized design

Table 1 Results of single-objective optimized design

	δ_1 /mm	δ_2 /mm	δ_3 /mm	w_C /mm	w_R /mm	h_R /mm	$T_{\text{L,out}}$ /K	$T_{\text{w,g,max}}$ /K	$S_{\text{c,max}}$ /MPa	$m_{\text{combustor}}$ /kg
Pre-optimization	2	2	2	15	2	4	904.8	1952.0	115.0	61.2
After-optimization	2.1	1.5	1.0	16.7	2.1	1.3	949.7	1537.0	117.0	47.9

Table 2 Three noninferior solutions of two-objectives optimized design

Parameters	δ_1 /mm	δ_2 /mm	δ_3 /mm	w_C /mm	w_R /mm	h_R /mm	$T_{\text{L,out}}$ /K	$T_{\text{w,g,max}}$ /K	$S_{\text{c,max}}$ /MPa	ϕ_1	m_{comb} /kg
Result 1	1.3	3.5	1.0	10.5	2.0	1.0	950.0	1879.3	103.1	0.80	64.4
Result 2	1.4	2.4	1.0	10.5	2.0	1.0	950.0	1691.3	112.7	0.91	52.8
Result 3	1.2	4.4	1.0	10.5	2.0	1.1	943.3	2000.0	98.3	0.75	72.4

4 结 论

(1) 针对超燃冲压发动机燃烧室极大的热载荷,

设计了一种基于碳化硅陶瓷基复合材料的复合结构形式的主动冷却结构方案, 可以用来有效的解决燃烧室的热防护问题。 (下转第 313 页)

提高。由此可以说明单一工况点的气动优化设计是存在一定的不足的,对变工况特性的控制能力不佳。从上文进行的单工况点优化设计来说,对于 7 变量的三维优化设计问题,只需 64 次的流场计算,约 180 个小时机时即可获得较满意的优化设计,该三维优化系统的良好性能得到了很好的验证。

5 结 论

本文以基于控制点的 B 样条曲线为手段对风扇转子进行了参数化,以较少的设计变量对三维叶片进行了控制,为下一步的数值优化做好了准备。

应用改进拉丁超立方体实验设计选取样本点;采用三维粘性流场求解程序进行样本点的流场计算;进行回归分析,建立响应面模型;采用遗传算法/模拟退火算法进行寻优的方法对 NASA Rotor 67 转子进行了积叠优化设计,获得具有总压较明显提高的转子叶片,但由于优化设计在单一工况点下进行,因此变工况性能不佳,也说明多工况优化设计是必须进行的。

参考文献:

- [1] June Chung, Ki D Lee. Shape optimization of transonic compressor blades using quasi-3D flow physics [R]. *ASME 2000-GT-489*.

- [2] Ernesto Benini. Three-dimensional multiobjective design optimization of a transonic compressor rotor [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2004, 20(3).
- [3] Dr Shahrokh Shahpar. A comparative study of optimization methods for aerodynamic of turbomachinery blades [R]. *ASME 2000-GT-523*.
- [4] Chan-Sol Ahn, Kwang-Yong Kim. Aerodynamic design optimization of an axial flow compressor rotor [R]. *ASME 2002-GT-30445*.
- [5] Dawes W N. Numerical techniques for viscous flow calculations in turbomachinery bladings [R]. *Von Karman Institute for Fluid Dynamics Lecture Series*, 1986-02.
- [6] Bakwin B S, Lomax H. Thin layer approximation and algebraic model for separated turbulent flows [R]. *AIAA 78-0257*.
- [7] Strazisar A J. Laser anemometer measurement in a transonic axial flow fan rotor [R]. *NASA TP-2879*, 1989.
- [8] 薛亮, 韩万金. 基于遗传算法与近似模型的全局气动优化方法 [J]. *推进技术*, 2008, 29(3). (XUE Liang, HAN Wan-jin. Global aerodynamic optimization method using genetic algorithms and surrogate model [J]. *Journal of Propulsion technology*, 2008, 29(3).)

(编辑: 郭振伶)

(上接第 266 页)

(2)建立了超燃冲压发动机燃烧室热结构的传热模型,建立了以待优化结构尺寸为参数的燃烧室惰性质量估算模型。

(3)以燃烧室惰性质量最小为目标进行优化设计后,惰性质量与优化前相比降低了 21.7%;以惰性质量最小、冷却液流量系数最低为目标进行多目标优化设计后,获得了 Pareto 非劣解集的最优前沿, Pareto 最优前沿给出了最小惰性质量设计和最低冷却液流量系数设计,以及权衡考虑惰性质量和冷却液流量系数这两个因素的设计结果。

参考文献:

- [1] 郑力铭, 孙冰. 超燃冲压发动机二维热环境数值模

- 拟 [J]. *航空动力学报*, 2007, 22(5): 823~828.
- [2] 蒋劲. 超燃冲压发动机燃烧室再生冷却研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2006.
- [3] 孙冰, 郑力铭. 超燃冲压发动机支板热环境及热防护方案 [J]. *航空动力学报*, 2006, 21(2): 336~341.
- [4] 任加万, 谭永华. 冲压发动机燃烧室热防护技术 [J]. *火箭推进*, 2006, 32(4): 38~47.
- [5] 左克罗 M J, 霍夫曼 J D. 气体动力学 [M]. 王汝勇译. 北京: 国防工业出版社, 1984.
- [6] 杨世铭, 陶文铨. 传热学 [M]. 北京: 高等教育出版社, 1998.
- [7] 周明, 孙树栋. 遗传算法原理及应用 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1999.

(编辑: 梅 瑛)