

基于损伤容限设计的机体金属材料力学性能综合表征与评价

Synthetic Characterization and Evaluation of Mechanical Properties
for Airframe Metal Based on Damage Tolerance Design

张纪奎, 程小全, 酆正能

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

ZHANG Ji-kui, CHENG Xiao-quan, LI Zheng-neng

(School of Aeronautic Science and Engineering,

Beihang University, Beijing 100191, China)

摘要: 随着结构耐久性和损伤容限设计概念的引入, 机体结构设计选材越来越注重材料的损伤容限特性。考虑到材料的使用应力, 提出用稳定裂纹扩展阶段 $da/dN-3\Delta K/\sigma_b$ 曲线来表征材料的损伤容限特性。对航空常用金属材料的分析结果表明, 采用这种表征方法能较为全面地反映材料的损伤容限特性。建立了材料使用应力与疲劳寿命和裂纹扩展寿命的关系图, 此图可以用来综合评价材料的静强度、疲劳和损伤容限特性, 提高选材的准确性, 也可由结构设计要求提出材料的性能指标来指导新材料的研制。

关键词: 损伤容限; 疲劳; 性能表征; 选材方法; 结构设计

中图分类号: TB332 文献标识码: A 文章编号: 1001-4381(2010)07-0049-05

Abstract: The airframe material selection criterion has paid more attention to the damage-tolerant properties with the establishment of durability and damage-tolerance design principle. Considering the actual bearing stress, the damage-tolerance properties can be characterized by the $da/dN-3\Delta K/\sigma_b$ curves during crack stationary propagation stage. The damage tolerance properties of the airframe metals are compared by using this method. The compared results show that this characterization could characterize the damage-tolerance properties of materials more comprehensively. The curves of stress *vs.* total fatigue life and crack propagation are plotted to evaluate the synthetic mechanical properties, and to enhance the accuracy of materials selection. On the other hand, the relationship between material properties and design requirements are established through these curves, this could guide the new material research and development.

Key words: damage tolerance; fatigue; properties characterization; materials selection; structure design

现代飞机结构不但要求质量轻、强度和刚度好、制造简单、成本低, 而且要满足长寿命和高可靠性、维修简便等设计要求。这些设计目标对材料性能的要求各不相同, 有时候甚至是矛盾的。传统的设计方法更多的是依靠设计经验, 强调飞机的一两个设计目标来选择材料, 其他的设计要求则依靠结构实验来满足, 这种选材方法费时费力, 且很难保证选材的准确性和经济性。如何在满足各项设计目标的前提下选择合适的材料是飞机结构设计的关键问题。

此外每一种新设计的飞机, 都有 6% ~ 10% 的新材料需要开发和研制。以往的材料研究往往只考虑材

料某一方面的性能提高, 材料各性能之间的相互匹配则考虑较少, 即缺乏综合的评价指标或表征体系来指导材料地发展。随着飞机结构设计要求多样化和综合化, 有必要探讨考虑各种工程设计要求下提出材料的综合性能指标和表征体系, 从而为新材料的研制指明要求和发展方向。

本工作结合飞机结构设计思想的演变与结构设计选材的发展, 提出材料损伤容限特性的表征方法, 进而发展了一种能综合表征和评价材料静强度、疲劳和损伤容限特性的方法, 可为结构设计选材以及新材料研制提供依据。

1 飞机结构设计思想演变与机体结构材料发展

飞机的设计思想来源于飞机的使用实践,对飞机不断提出的更高、更新的要求促使飞机设计思想不断地发展和演变。飞机结构设计在经历了静强度与静动强度设计的过程后,到 20 世纪 60 年代增加抗疲劳(安全寿命)设计,70 年代提出结构耐久性和损伤容限设计,以确保结构的安全性和可靠性。结构设计概念和准则的变化,必然导致结构选材判据和材料研制方向和指标的变化^[1]。

现代飞机重要零部件均采用损伤容限设计。这就要求材料不仅有高强度,而且还应有较高的抗疲劳和损伤容限特性。目前钛合金由于其高强度、低密度和优良的损伤容限性能,在很多应用上已经代替合金钢。例如 A380 钛用量从 5%~7% 增加到 10%,仅吊舱和起落架就增加了 2%,其吊舱的主要结构实现了全钛设计。A380 上应用的 T±6Al-4V 都经过 β 退火处理,以提高其断裂韧性和降低裂纹扩展速率^[2]。A380 还首次将新型钛合金 VST55531 用于机翼和吊舱之间的连接装置,该钛合金具有优异的断裂韧性和高强度^[3]。

随着复合材料和钛合金的发展,铝合金在大型飞机上的用量有所减少,但超高强度高韧性铝合金用量却增加了,7150-T77,2524-T3,7055-T77 等具有高强度、优良的疲劳特性和抗腐蚀特性的第四代铝合金已经在 B777 和 C17 等大型飞机中广泛应用,代替了原来的 2024 和 7075 等铝合金,成为航空铝合金应用的主力^[4,5]。具有优良综合性能的新型 7085 铝合金已经制成特大锻件应用于 A380 机翼主梁结构^[6]。

由此可见,目前机体结构材料除了考虑传统的静强度和疲劳特性外,损伤容限特性也成为材料选择必须考虑的主要因素之一。

2 机体结构设计现有选材指标与方法分析

传统的飞机结构设计选材只包含两个方面的基本要素:材料的静强度及刚度、材料的疲劳性能。在保证飞机安全和使用可靠的前提下,应尽量提高结构效率,减轻结构重量。因此应尽量选择强度(σ_b)、刚度(E)高而密度(ρ)低的材料。强度比(σ_b/ρ)和刚度比(E/ρ)是评价材料强度和刚度特性的主要性能指标。疲劳是结构材料在交变载荷作用下出现的破坏。一般采用 $S-N$ 曲线反映材料的基本疲劳强度特性,也可以用指定循环次数下的疲劳极限(σ_{-1})作为疲劳特性的选材指标。

随着结构完整性和损伤容限概念的提出,材料的

选择判据增加并强调以下两个新的要素:断裂韧性和裂纹扩展特性。含裂纹材料的静强度以平面应变断裂韧性 K_{IC} 为选材判据。 K_{IC} 是材料固有特性。当材料处于平面应力状态时,材料断裂性能与厚度有关,用 K_c 表示。含裂纹材料的疲劳特性用疲劳载荷作用下裂纹扩展特性 $da/dN-\Delta K$ 曲线表示,其中: da/dN 为裂纹扩展速率, ΔK 为应力强度因子变化幅值。

综上所述,目前机体结构材料的选材指标包含材料的静强度、疲劳和损伤容限特性。而且材料性能之间并不是独立的,设计选材应该考虑到材料性能性能之间的相互影响关系。例如,无论是钛、钢或铝,总的趋势都是 K_{IC} 随 σ_b 的提高而降低。考虑到静强度与断裂韧性之间的矛盾,英法联合研制的“协和号”客机以 K_{IC}/σ_b 作为重要选材依据来评价材料的综合性能。也有学者^[7-9]建立了考虑到多个设计目标时材料性能的综合评价的模型和方法。这些模型将材料性能对设计目标的影响程度数值化,从而得到候选材料的影响因子矩阵,以此矩阵的行列式的值作为材料性能优劣的评判标准。这种方法只能适用于可用单个数值表示的材料特性如强度、刚度、密度、断裂韧性等,对与寿命和安全性关系密切的以曲线形式表示的裂纹扩展 $da/dN-\Delta K$ 曲线和疲劳 $S-N$ 曲线还存在一定难度。

3 机体结构材料损伤容限特性表征与评价

结构损伤容限设计主要是利用材料的缓慢裂纹扩展特性和含裂纹结构的剩余强度。目前设计选材采用断裂韧性来评估含裂纹材料的剩余强度,已经取得了广泛应用和比较一致的认识,但对于裂纹扩展特性的评价仍没有形成统一的指标和方法。

裂纹缓慢扩展特性主要取决于裂纹稳定扩展的 $da/dN-\Delta K$ 曲线变化特性。对于工程可检裂纹,其稳定裂纹扩展阶段所对应的 da/dN 约在 $10^{-3} \sim 10^{-5}$ mm/次之间,此阶段 $da/dN-\Delta K$ 关系可以用来衡量材料的裂纹扩展特性,相同 da/dN 时 ΔK 较大者裂纹扩展特性较好。图 1 为航空常用金属材料铝合金(LY12-CZ)、钛合金(TC4 和 TA15)、超低间隙损伤容限型钛合金(TC4ELI 和 TA15ELI)以及合金钢(30CrMnSiNi2A)在应力比 $R=0.1$ 时双对数坐标下 $da/dN-\Delta K$ 关系在稳定裂纹扩展阶段 $da/dN=10^{-3} \sim 10^{-5}$ mm/次之间的裂纹扩展特性的对比(其中 TA15ELI 和 TC4ELI 性能数据由中科院金属所提供,其他材料数据来自文献^[10])。从图 1 看几种材料均具有较好的缓慢裂纹扩展特性,其中铝合金的裂纹扩展特性最差,其他几种材料在相同 ΔK 时的 da/dN 均小

于铝合金; 超低间隙钛合金的裂纹扩展特性优于普通钛合金, 与合金钢相当。但这并不能说明合金钢和钛合金的损伤容限特性好于铝合金。因为钛合金和合金钢的工作应力比铝合金高, 这意味着在正常设计应力工作时钛合金的 da/dN 大。事实也是如此, 在航空结构中铝合金结构已广泛采用损伤容限设计, 而钛合金和合金钢结构则仍普遍采用安全寿命设计方法。由此可见, 采用稳定裂纹扩展阶段的 $da/dN-\Delta K$ 关系并不能全面反映材料的损伤特性。

一般结构大部分工作应力在 $\sigma_b/3$ 左右, 因此对材料的裂纹扩展特性进行评价时, 等幅载荷的最大应力通常取 $\sigma_b/3$ 。现将图 1 的横坐标转换成 $3\Delta K/\sigma_b$, 得到图 2 所示 $da/dN-3\Delta K/\sigma_b$ 曲线, 即当工作应力为 $\sigma_b/3$ 时裂纹扩展速率 da/dN 与裂纹长度的平方根 $a^{0.5}$ 之间的关系曲线。由图 2 可知, 当三种材料作用与静强度比值相同的应力时铝合金的裂纹扩展特性要好于普通钛合金和合金钢; 而在相同裂纹扩展速率时, LY12-CZ 所允许的裂纹长度较长, 说明 LY12-CZ 的损伤容限特性比 TA15 和 TC4 好; 采用 β 热处理的超低间隙钛合金 TC4ELI 和 TA15ELI 的裂纹扩展特性稍好于铝合金, 说明超低间隙钛合金也适用于进行结构损伤容限设计。此外, $da/dN=10^{-3}$ mm/周时对应的 $(3\Delta K/\sigma_b)^2$ 值在一定程度反映了进入快速扩展时的临界裂纹长度。因此, 材料的 $da/dN-3\Delta K/\sigma_b$ 能从使用应力下的裂纹扩展速率和失稳扩展时的临界裂纹长度两个方面更为全面地反映材料的损伤容限特性。

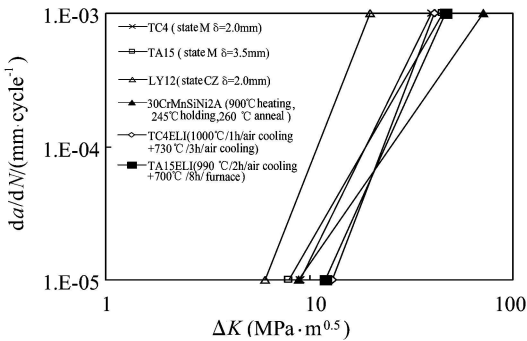


图 1 机体结构材料稳定裂纹扩展阶段

$da/dN-\Delta K$ 曲线

Fig. 1 $da/dN-\Delta K$ curves of airframe metal

materials at crack stationary propagation stage

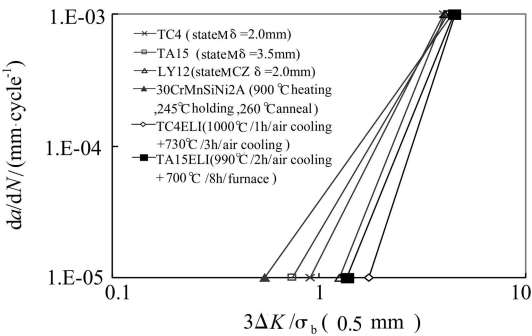


图 2 机体结构材料稳定裂纹扩展阶段

$da/dN-3\Delta K/\sigma_b$ 曲线

Fig. 2 $da/dN-3\Delta K/\sigma_b$ curves of airframe metal

materials at crack stationary propagation stage

4 机体结构材料综合力学性能表征与评价

飞机结构要满足强度、疲劳、耐久性和损伤容限等结构设计要求。这些设计要求是通过材料的静强度、疲劳、断裂韧性和裂纹扩展特性来满足的, 并且这些材料性能并不是相互独立的, 他们之间存在着相互制约的关系。材料损伤容限特性改善必然影响到其静强度、疲劳等其他方面的特性。

表 1 为 HT1 和 HT2 两种不同热处理制度 TA15ELI 的静强度、断裂韧性、疲劳裂纹扩展 Paris 公式和 $S-N$ 曲线等基本力学性能比较。由表 1 难以综合评价材料的静力、疲劳和损伤容限特性, 无法保证设计选材的准确性。

为了综合评价两种热处理制度 TA15ELI 的静强度、疲劳和损伤容限特性, 根据表 1 数据绘制如图 3 所示的结构使用应力、疲劳寿命和裂纹扩展寿命(工程可检初始裂纹 a_0 扩展至临界裂纹 a_c 的寿命)的关系图。图 3 中横坐标分为上下两种形式, 上部横坐标为用对数坐标表示的疲劳寿命, 下部横坐标为 $a_0 \sim a_c$ 的裂纹扩展寿命。纵坐标为疲劳等幅交变载荷 ($R=0.1$) 的最大应力 σ_{max} 。这样, 图 3 就包含疲劳寿命和裂纹扩展寿命两系列曲线, 其中实线表示典型载荷状况 ($K_t=3, R=0.1$) 下的疲劳 $S-N$ 曲线; 虚线表示典型裂纹形式和载荷状态(中心穿透裂纹, $R=0.1$) 下由初始可检裂纹 a_0 到临界裂纹 a_c 的扩展寿命与最大应力的关系, 由表 1 中 Paris 公式积分得到。其中 a_0 取决于检测水平, 本工作计算中取 2mm; a_c 则与使用应力、断裂韧性和裂纹形状等因素有关。

表 1 两种热处理制度 TA15ELI 基本力学性能

Table1 Basic mechanical properties of Ti alloys TA15ELI processed by two different heat-treatment conditions

Heat-treatment	σ_b /MPa	$\sigma_{0.2}$ /MPa	K_{IC} / (MPa \cdot m $^{0.5}$)	Paris formula	Fatigue $S-N$ curve
HT1	1053	996	83	$da/dN=5.28\times10^{-8}\times(\Delta K)^{2.74}$	See fig. 3
HT2	980	900	111	$da/dN=1.76\times10^{-8}\times(\Delta K)^{2.85}$	See fig. 3

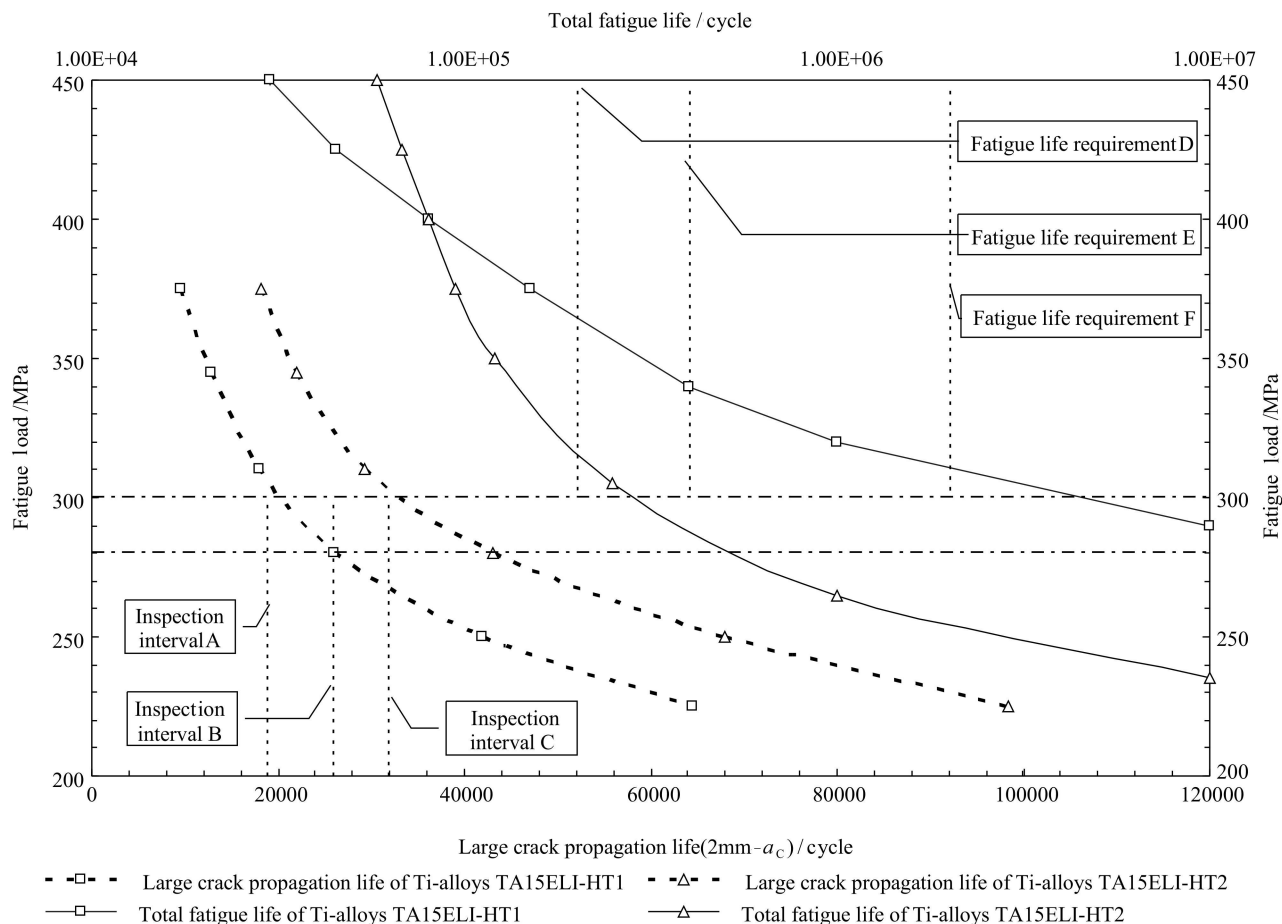


图3 钛合金使用应力与疲劳寿命和裂纹扩展寿命关系曲线

Fig. 3 Application stress vs total fatigue life and crack propagation life of Ti-alloys TA15ELI

结合表1和图3可见,热处理制度HT1得到的TA15ELI静强度高,在高应力水平时的疲劳性能优于热处理制度HT2得到的TA15ELI,但在中低应力水平时,其疲劳和损伤容限特性不如热处理制度HT2得到的TA15ELI。本工作以下面4种设计情况为例说明如何由图3指导设计选材和新材料的研制:

- ①检修周期要求为A,疲劳寿命要求为F;
- ②检修周期要求为C,疲劳寿命要求为D;
- ③设计应力水平由300MPa下降到280MPa;
- ④检修周期要求为B,疲劳寿命要求为E。

设计情况①对应于可检性较好的部位,此部位检修周期较短(要求为A)而疲劳寿命较长(要求为F),选用热处理制度为HT1的TA15ELI可满足设计要求。

设计情况②对应于可检性较差的部位,此部位对检修周期的要求C比较高,并因此牺牲了一定的疲劳寿命(要求为D),选用热处理制度为HT2的TA15ELI可以满足设计要求。

设计情况③对应于飞机中的某些重要部位,常采

用降低应力水平的方法保证其安全性。由图3可见,当应力水平由300MPa下降到280MPa时,热处理制度为HT1的TA15ELI疲劳寿命大于 10^7 ,可视为无限寿命。此时,检修周期也可相应的延长1/4左右。虽然热处理制度为HT2的TA15ELI疲劳寿命和检修周期也相应延长,但其改善幅度不如热处理制度为HT1的TA15ELI明显,因此在这种情况下应该选用热处理制度为HT1的TA15ELI。

图3除了可以提高设计选材的准确性以外,还可以由设计要求来指导新材料的研制。设计情况④对应于可检性一般的部位,此部位对检修周期(要求为B)和疲劳寿命(要求为E)的要求均较高。由图3来看,热处理制度为HT1的TA15ELI裂纹扩展寿命太短,而热处理制度为HT2的TA15ELI疲劳寿命太短,两种热处理制度TA15ELI均不能满足设计要求。但情况③的疲劳寿命要求和裂纹扩展寿命要求均落在HT1和HT2两种热处理制度得到的TA15ELI性能范围之内,满足结构设计要求材料的热处理制度可通过对HT1和HT2两种热处理制度的调整得到。如

果希望获得较好的疲劳特性,则热处理制度更接近 HT1;反之,如果要提高损伤容限特性,则热处理制度更接近 HT2。

5 结论

(1)考虑到材料的工作应力,提出用稳定裂纹扩展阶段 $da/dN-3\Delta K/\sigma_b$ 关系表征材料的损伤容限特性。对航空常用金属材料铝合金、合金钢和钛合金的对比分析结果表明,采用 $da/dN-3\Delta K/\sigma_b$ 关系曲线能从工作应力下的裂纹扩展速率和失稳扩展时的临界裂纹长度两个方面较为全面地反映材料的损伤容限特性。

(2)建立了材料使用应力与疲劳寿命和裂纹扩展寿命的关系图,此图可以用来综合评价材料的静强度、疲劳和损伤容限特性,从而提高结构设计选材的准确性。另一方面也可由结构设计要求提出材料的力学性能指标来指导新材料的研制,使新材料的研制更具有针对性。

参考文献

[1] 曹春晓. 选材判据的变化与高损伤容限钛合金的发展[J]. 金属学报, 2002, 38A: 4- 11.

[2] DURET N. Titanium for damage tolerance applications on A380 [A]. Ti-2003 Science and Technology [C]. Hamburg: DGM ,

2003.

[3] JEROME P. A380 结构的先进材料和技术 未来发展的技术平台 [J]. 航空维修与工程, 2003, 6: 50- 52.

[4] 杨守杰, 戴圣龙. 航空铝合金的发展回顾与展望 [J]. 材料导报, 2005, 19(2): 76- 80.

[5] HEINZ A, HASZLER A, KEIDEL C, et al. Recent development in aluminum alloys for aerospace application [J]. Materials Science and Engineering: A, 2000, 280(1): 102- 107.

[6] 曹春晓. 一代材料技术, 一代大型飞机 [J]. 航空学报, 2008, 29 (3): 701- 706.

[7] VEMLATA R. A material selection model using graph theory and matrix approach [J]. Materials science and engineering: A, 2006, 431(1- 2): 248- 255.

[8] CHAN WK, TONG TK L. Multi-criteria material selections and end-of-life product strategy: Grey relational analysis approach [J]. Materials & Design, 2007, 28(5): 1539- 1546.

[9] SHANIAN A, SAVADOGO O. A material selection model based on the concept of multiple attribute decision making [J]. Materials & Design, 2006, 27(4): 329- 337.

[10] 吴学仁. 飞机结构金属材料力学性能手册: 第 2 卷 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1996. 141- 142.

基金项目: 北京航空航天大学凡舟基金资助项目(20060502)

收稿日期: 2009-07-01; 修订日期: 2010-04-18

作者简介: 张纪奎(1979—), 男, 讲师, 博士, 主要从事结构损伤容限设计和复合材料设计工作, 联系地址: 北京航空航天大学飞机设计研究所 (100191), E-mail: zjk@buaa.edu.cn

(上接第 48 页)

置较高,从而使熔体在较低的黏度下充模,但是,随着温度增加,影响注射时间的效果变得不明显了,因此,升高注射温度要注意对成型质量的影响。

(3)微注射的注射压力高于传统注射,注射压力增加,缩短注射时间,和注射温度类似,压力增加,注射时间下降的程度也越来越小。因此,合理地制定注射压力不仅可以降低对注射机的要求,也可以降低制品的内应力。

(4)通过正交优化,可得对该齿轮运用不同材料进行的模拟,得出各聚合物材料对微注塑成型的适用性,聚合物材料对微注塑成型的适用性: ABS> PP> PC。

参考文献

[1] 杨卫民. 微注射成型技术国际最新发展与应用 [J]. 塑料制造, 2009, 8: 49- 56.

[2] SHEN Y K, WU W Y. An Analysis of the three-dimensional micro-injection mold [J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2002, 29(3): 423- 431.

[3] SHEN Y K, SHIE Y J, WU W Y. Extension method and numeri-

cal simulation of micro-injection molding [J]. Int Comm Heat Mass Transfer, 2004, 31(6): 795- 804.

[4] GEIGER M, KLEINER M. Microforming [J]. Annals of the CIRP, 2001, 50(2): 445- 462.

[5] HU B H, TONG K K, NIU X P. Design and optimization of runner and gating systems for the die casting of thin walled magnesium telecommunication parts through numerical simulation [J]. Journal of Materials Processing Technology, 2000, 105: 128 - 133.

[6] 唐志玉. 塑料模流变学设计 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1991. 5- 8.

[7] 崔令江. 正交优化及其实际应用. 重型汽车 [J], 1994, (4): 21- 22.

[8] 龚浏澄. 塑料成型加工实用手册 [M]. 北京: 科学技术出版社, 1990. 102- 300.

基金项目: 江苏大学“现代模具技术”科技创新团队资助(江大校[2008] 18 号); 中国博士后基金(20090451174) 资助项目

收稿日期: 2009-10-20; 修订日期: 2010-04-25

作者简介: 戴亚春(1969—), 男, 副教授, 硕士, 研究方向为模具 CAD/ CAE/ CAM、模具优化设计、微成形研究等, 联系地址: 江苏大学机械学院机制系(212013), E-mail: yc69@ujs.edu.cn