

# 应变比对定向凝固高温合金 DZ125 低循环疲劳行为影响的研究

Study on Influence of Strain Ratio on Low Cycle Fatigue Behavior of Directionally Solidified Superalloy DZ125

刘金龙, 石多奇, 杨晓光, 包宇, 王井科

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

LIU Jin-long, SHI Duo-qi, YANG Xiao-guang, BAO Yu, WANG Jing-ke

(School of Jet Propulsion, Beihang University, Beijing 100191, China)

**摘要:** 对定向凝固镍基高温合金 DZ125 在 850℃ 和 980℃ 应变控制的低循环疲劳 (LCF) 行为进行研究。对比分析应变比  $R = -1$  和  $R = 0$  情况下的应力-应变迟滞环、循环平均应力以及断裂循环次数(寿命)的差异。结果表明: 在所研究的两个温度水平下, 相同应变范围条件下应变比  $R = -1$  和  $R = 0$  的低循环疲劳寿命差别不大。利用扫描电子显微镜对不同应变比作用的试样断口进行观测, 初步分析裂纹萌生理。

**关键词:** 高温合金; 定向凝固; 低循环疲劳; 应变比

中图分类号: V252 文献标识码: A 文章编号: 1004-4381(2010)12-0047-04

**Abstract:** The low cycle fatigue (LCF) behaviors of a directionally solidified nickel-based superalloy DZ125 at 850℃ and 980℃ were investigated. The effect of strain ratio ( $R = -1, 0$ ) on the stress-strain hysteresis loop, cyclic mean stress evolution and fatigue lives was analyzed. The results indicated that the scatter of fatigue life for  $R = -1$  and  $R = 0$  was small enough to be neglected at 850℃ and 980℃. The fracture cross section was observed using scan electronic microscopic (SEM) to analyze the crack initiation mechanism.

**Key words:** superalloy; directionally solidified; low cycle fatigue; strain ratio

镍基定向结晶高温合金 DZ125 是我国目前综合性能比较优秀的涡轮叶片材料之一, 是国产涡扇发动机高压涡轮转子叶片的主要服役材料。在过去的 20 多年里, 针对该合金力学性能及其表征技术, 国内开展了大量的研究工作<sup>[1]</sup>, 主要集中在蠕变<sup>[2]</sup>、低循环疲劳<sup>[3]</sup>、热机械疲劳<sup>[3-6]</sup>、带孔板疲劳蠕变交互作用<sup>[7,8]</sup>、本构关系与寿命预测技术<sup>[9,10]</sup> 等方面。但是, 关于轴向加载的对称和非对称疲劳载荷作用下的力学性能差异, 仅见于材料手册给出的一些零散数据<sup>[11]</sup>, 尚不是很系统。

本工作开展了 DZ125 合金纵向取样试件在应变比  $R = -1$  和  $R = 0$  条件下低循环疲劳 (Low Cycle Fatigue, LCF) 实验, 研究应变疲劳条件下对称和非对称循环加载对合金疲劳行为的影响, 包括应力-应变迟滞曲线、循环平均应力演化规律、寿命特征以及微观失效模式和裂纹萌生理, 有助于更加全面和深入地把握 DZ125 合金的高温低循环疲劳行为, 为建立理论模型提供物理基础。

## 1 试样制备及实验方法

### 1.1 试样的制备

定向凝固镍基高温合金的主要化学成分(质量分数/%) : C 0.07~0.12, Cr 8.4~9.4, Co 9.5~10.5, W 6.5~7.5, Mo 1.5~2.5, Al 4.8~5.4, Ti 0.7~1.2, Ta 3.5~4.1, B 0.01~0.02, Hf 1.2~1.8, 余量为 Ni。实验母合金采用真空感应炉熔炼, 浇铸成直径为 20mm 的圆形试棒, 再经机械加工成实验用试样, 试样的工作截面直径为 10mm, 标距长度为 25mm, 并且要求晶粒的生长方向为试样的轴向。实验前沿试样的轴向方向用粒度为 2000 的 SiC 砂纸细磨, 以排除试样表面加工缺陷的干扰。

### 1.2 低循环疲劳实验方案

为增加实验结果的可信性, 高温低循环疲劳试验分别在 shimadzu (岛津) 实验机和 MTS 实验机上进行。实验温度为 850℃ 和 980℃, 实验环境为实验室静态空气介质, 实验采用轴向应力控制的拉伸-卸载方

式, 实验载荷采用应变控制, 850℃时总应变范围  $\Delta\epsilon$  在 1.0% ~ 1.6% 之间, 980℃时总应变范围  $\Delta\epsilon$  在 0.6% ~ 1.6% 之间, 加载波形为三角波, 试件为纵向取

样, 控制应变速率为  $0.005\text{s}^{-1}$ , 失效判据为试件断裂, 实验载荷如图 1 所示。重点对比应变比  $R = -1$  和应变比  $R = 0$  的实验结果。

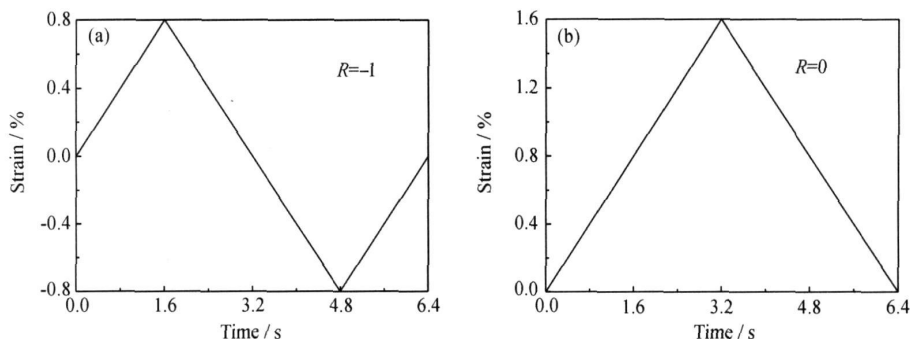


图 1 实验载荷谱 (a)  $R = -1$ ; (b)  $R = 0$

Fig. 1 Load waveform (a)  $R = -1$ ; (b)  $R = 0$

### 1.3 微观观察

用 FEI QUANTA 400 扫描电子显微镜对试样断口以及剖面进行观察与分析, 以确定裂纹的萌生和扩展模式, 从微观角度分析应变比对 DZ125 合金低循环疲劳行为影响的机制。

## 2 结果与分析

### 2.1 循环应力-应变分析

对温度为 850℃和 980℃, 应变为 1.6% 条件下对

称( $R = -1$ )和非对称( $R = 0$ )的迟滞回线进行两个方面的对比分析。一是看迟滞环的形状, 二是看迟滞环包围的面积。图 2 为 850, 980℃的  $R = -1$  和  $R = 0$  的应力-应变曲线。对比发现, 对称和非对称迟滞环的形状比较接近, 包围的面积也很接近, 这样从能量的观点来看, 每个循环所需要的能量是接近的。

### 2.2 平均应力分析

选取温度为 850℃, 应变范围为 1.6% 条件下的对称( $R = -1$ )循环和非对称( $R = 0$ )循环的平均应力进行分析。图 3 为 850℃应变范围为 1.6% 时的  $R = -1$

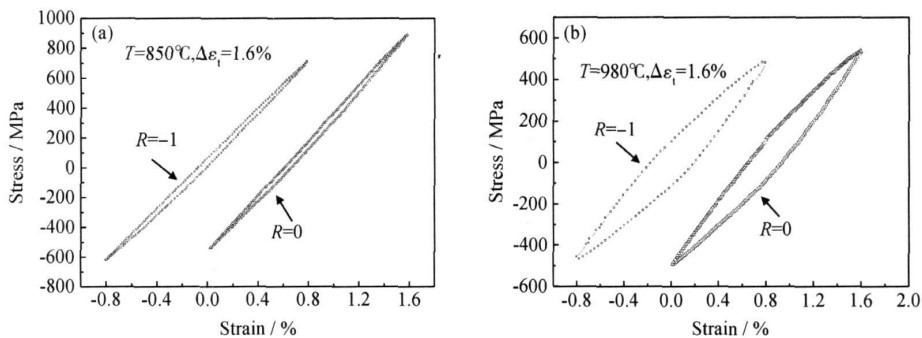


图 2 850℃(a) 和 980℃(b) 的  $R = -1$  和  $R = 0$  的应力-应变曲线

Fig. 2 The stress-strain curves of  $R = -1$  and  $R = 0$  at 850℃ (a) and 980℃ (b)

和  $R = 0$  的平均应力曲线。可以看出: (1)  $R = 0$  的曲线与  $R = -1$  的曲线相比, 有更大的平均应力作用; (2)  $R = 0$  的曲线初始平均应力很大, 随着循环次数的增加, 平均应力开始阶段下降很快, 而后趋于稳定; (3)

$R = -1$  的曲线也有平均应力的作用, 这说明 DZ125 合金表现出轻微的拉压不对称现象, 随着循环次数的增加,  $R = -1$  的曲线平均应力缓慢下降, 平均应力渐渐趋于 0, 直至断裂。

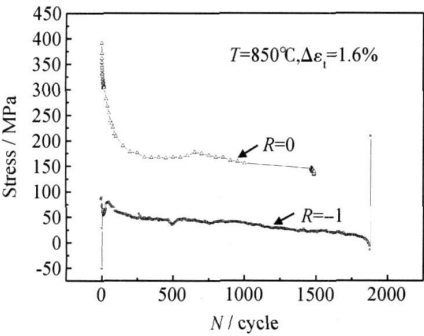


图3 850℃的R= - 1和R= 0的平均应力曲线

Fig. 3 The mean stress curves of R= - 1 and R= 0 at 850℃

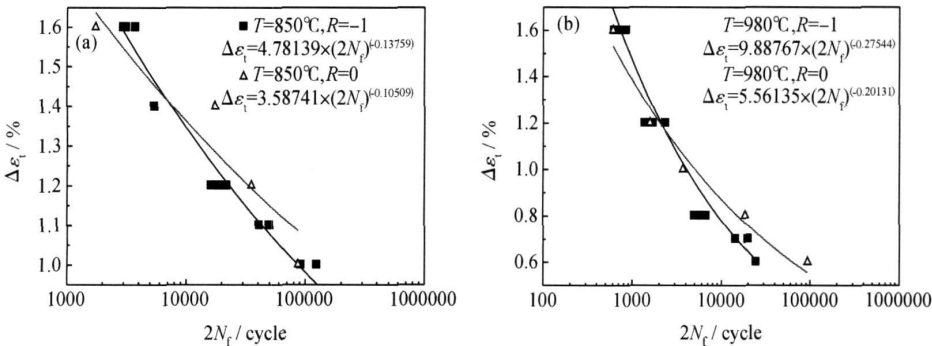


图4 850℃(a)和980℃(b)时R= - 1和R= 0的寿命对比

Fig. 4 The fatigue life of R= - 1 and R= 0 at 850℃ (a) and 980℃ (b)

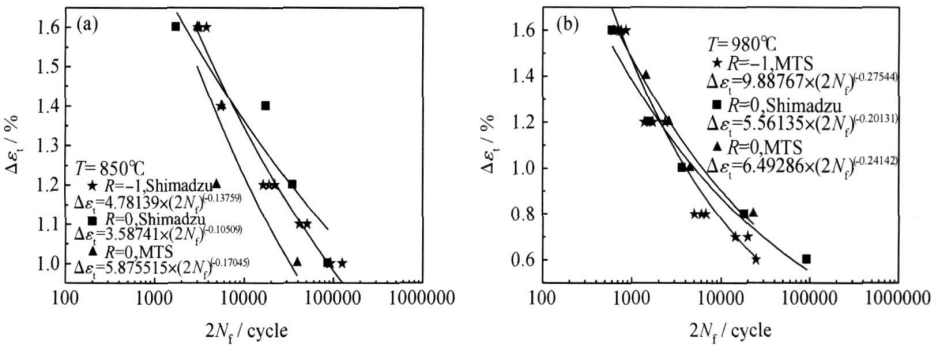


图5 岛津和MTS实验机分别做的850℃(a)和980℃(b)时R= - 1和R= 0的寿命对比

Fig. 5 The fatigue life of R= - 1 and R= 0 at 850℃ (a) and 980℃ (b) tested in Shimadzu and MTS machine

似的结果,如图5所示。因此得出,对于DZ125定向凝固材料,在850℃和980℃对称(R= - 1)和非对称(R= 0)的寿命是一致的。

2.4 微观机理分析

实验温度T= 850℃和应变范围Δε= 1.0%的实验件进行R= 0(非对称循环)和R= - 1(对称循环)的微观对比分析。图6为应变比R= 0的微观照片,图7为应变比R= - 1的微观照片。可以看出:(1)应变比R= - 1和R= 0情况下,裂纹萌生的方式并没有发生太大变化,从图6(a)及图7(a)看出裂纹萌生于表面及

2.3 疲劳寿命分析

根据低循环疲劳实验结果绘制疲劳寿命曲线,并用公式 $\Delta\epsilon = a(2N_f)^{b[12]}$ 进行拟合,图4为850,980℃时R= - 1和R= 0的寿命对比。通过对比发现,不论在850℃还是980℃,R= - 1和R= 0的寿命都基本一致。

但是按通常理解,同样的应变范围情况下,R= 0情况下因为有平均应力的作用,寿命会短一些。但图4所做的数据,R= 0的曲线和R= - 1的曲线交叉,R= - 1和R= 0的寿命基本一致。因此,为保证结论可靠性,又用MTS实验机做了另一组R= 0的实验,在850℃和980℃岛津实验机和MTS实验机得到类

亚表面夹杂处,从图6(b)看出裂纹萌生于碳化物;(2)从图6(a)和图7(a)对比观察看出,R= 0时表面裂纹密度比R= - 1时的表面裂纹密度大。

3 讨论

综上所述,DZ125合金在850℃和980℃时,应变比R= - 1和R= 0的低循环疲劳寿命是一致的,但按照通常理解,非对称循环因为有平均应力的作

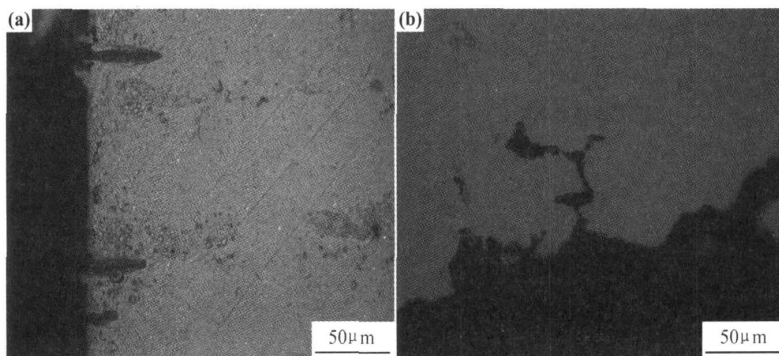


图 6 应变比  $R=0$ ,  $T=850^{\circ}\text{C}$ ,  $\Delta\epsilon_t=1.0\%$  的微观照片 (a) 表面裂纹; (b) 裂纹萌生于碳化物

Fig. 6 Micrographs at  $T=850^{\circ}\text{C}$ ,  $R=0$ ,  $\Delta\epsilon_t=1.0\%$  (a) surface cracks; (b) cracks initiate at carbides

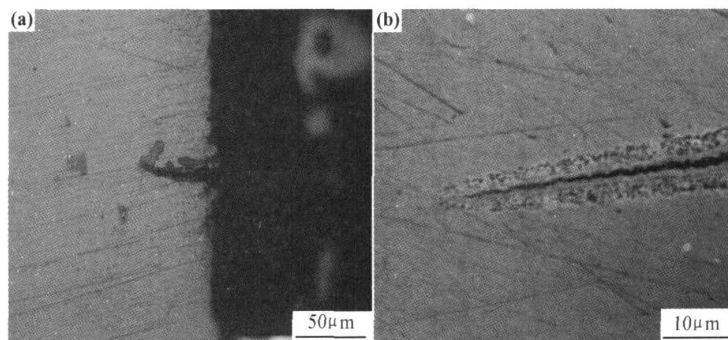


图 7 应变比  $R=-1$ ,  $T=850^{\circ}\text{C}$ ,  $\Delta\epsilon_t=1.0\%$  的微观照片 (a) 表面裂纹; (b) 表面裂纹尖端

Fig. 7 Micrographs at  $T=850^{\circ}\text{C}$ ,  $R=-1$ ,  $\Delta\epsilon_t=1.0\%$  (a) surface cracks; (b) crack tip

用, 疲劳寿命会比对称循环更短, 分析其原因, 这可以从宏观力学观点和微观机理来解释。从宏观力学观点来看, 相同温度、相同应变范围情况下, 对称循环 ( $R = -1$ ) 和非对称循环 ( $R = 0$ ) 的每一个疲劳循环所需要的能量是很接近的, 因此从实验开始到试件断裂所消耗的总能量也是接近的。从平均应力来看,  $R = 0$  的平均应力在开始阶段从高应力水平很快下降到低的应力水平并保持稳定, 因此平均应力的影响并不是主导因素。所以  $R = -1$  和  $R = 0$  的低循环疲劳寿命是一致的。从微观机理来看, 当应变比  $R = -1$  变到  $R = 0$  时, 平均应力表现为平均拉应力,  $R = 0$  时所形成的平均拉应力可以促进裂纹的张开从而加速氧化作用的渗透, 增大氧化损伤, 但  $R = 0$  时的平均拉应力在较长时间内维持在较低的应力水平, 平均应力作用并不明显, 使得氧化损伤不能成为主导, 疲劳损伤仍是主导因素。而且当应变比  $R = -1$  变为  $R = 0$  时, 裂纹萌生方式没有发生明显改变。这也就解释了  $R = -1$  和  $R = 0$  时疲劳寿命相差不是很大的现象。

## 4 结论

(1) 在  $850^{\circ}\text{C}$  和  $980^{\circ}\text{C}$ , 对称循环 ( $R = -1$ ) 和非对称循环 ( $R = 0$ ) 的疲劳寿命是一致的。

(2) 当对称循环 ( $R = -1$ ) 变为非对称循环 ( $R = 0$ ) 时, 由于平均拉应力的存在, 促进了氧化渗透, 氧化损伤的作用增大, 但裂纹萌生方式没有发生明显改变。

(3) 在连续循环无保持实验条件下, 无论对称循环 ( $R = -1$ ) 和非对称循环 ( $R = 0$ ), 在  $980^{\circ}\text{C}$  和  $850^{\circ}\text{C}$ , 应变范围与实验的对数寿命都接近线性关系。

## 参考文献

- [1] 陈荣章, 余力, 张宏伟, 等. DZ125 定向凝固高温合金的研究 [J]. 航空材料学报, 2000, 20(4): 14-19.
- [2] 戴福隆, 尚海霞, 林国松, 等. 定向结晶材料高温蠕变规律研究 [J]. 力学学报, 2002, 34(2): 186-191.
- [3] 于慧臣, 李影, 张国栋, 等. 一种定向凝固镍基高温合金的高温低循环疲劳行为 [A]. 第九届全国热疲劳学术会议论文集 [C]. 吉首: 中国金属学会第九届全国热疲劳会议组织委员会, 2007.

## 参考文献

- [1] GOULETTE M J. The future costs less-high temperature materials from an aero-engine perspective [A]. KISSINGER R D, DEY D J, ANTON D L, et al. Superalloys 1996 [C]. Warrendale: TMS, 1996. 3- 8.
- [2] SETH B B. Superalloys- the utility gas turbine perspective [A]. POLLOCK T M, KISSINGER P D, GREEN K A, et al. Superalloys 2000 [C]. Warrendale: TMS, 2000. 3- 16.
- [3] WALSTON W S. Coating and surface technologies for turbine airfoils [A]. GREEN K A, POLLOCK T M, HARADA H, et al. Superalloys 2004 [C]. Warrendale: TMS, 2004. 579- 588.
- [4] 郑亮, 肖程波, 唐定中, 等. 高 Cr 铸造 Ni 基高温合金 K4648 的显微组织 [J]. 中国有色金属学报, 2009, 19(4): 662- 669.
- [5] 郑亮, 肖程波, 唐定中, 等. 高 Cr 铸造镍基高温合金 K4648 凝固行为的研究 [J]. 稀有金属材料与工程, 2008, 37(9): 1539- 1544.
- [6] LOVELL C E, LEVINE S R, GRISAFFE S J. Environmental effects and surface protection of high temperature alloy: a review NASA- Lewis programs [A]. Proceedings of the 1974 Gas Turbine Materials in the Marine Environment Conference [C]. Maine: ASM, 1974. 35- 55.
- [7] KAUFMAN M. Examination of the influence of coatings on thin superalloy sections [R]. NASACR- 121115, 1972.
- [8] CLELLAND J, TAYLOR A F, WORTLEY L. Material and coating developments in support of future marine aero gas turbine for the Royal Navy [A]. Proceedings of the 1974 Gas Turbine Materials in the Marine Environment Conference [C]. Maine: ASM, 1974. 397- 432.
- [9] HAN Y F, XING Z P, CHATURVEDI M C, et al. Oxidation resistance and microstructure of Ni-Cr-Al-Y coating on Ni<sub>3</sub>Al based alloy [J]. Mater Sci & Eng, 1997, A239- 240: 871- 876.
- [10] GOWARD G W. Progress in coatings for gas turbine airfoils [J]. Surf Coating Techn, 1998, 108- 109: 73- 79.
- [11] LEVINE S R. Cyclic furnace and high-velocity oxidation of an aluminide-coated high strength nickel alloy B-1900 [R]. NASA TM X-2370, 1971.
- [12] GOWARD G W, BOONE D H, GIGGINS C S. Formation and degradation mechanisms of aluminide coating on nickel-base superalloy [J]. Trans ASM, 1967, 60 (2): 228- 241.
- [13] REDDEN T K. Ni-Al coating-base metal interactions in several nickel-base alloys [J]. Trans AIME, 1968, 242 (8): 1695 - 1702.
- [14] ZHENG Y, CAI Y, MO L, et al. Formation of Si-containing barrier in Al-Si coatings and its effect on protective capability of superalloy [J]. Journal of Mater Eng, 1991, (1): 39- 46.
- [15] 张春晓, 李树索, 韩雅芳. 防护涂层对 Ni<sub>3</sub>Al 基合金 IC6AE 微观组织和抗腐蚀性能的影响 [J]. 航空材料学报, 2006, 26(3): 41- 46.
- [16] , , . 32 , [M]. : , 2006. 87- 89.
- 收稿日期: 2010-01-12; 修订日期: 2010-09-10
- 作者简介: 郑运荣 (1941- ), 男, 研究员, 主要从事高温材料显微组织方面的研究, 联系地址: 北京市 81 信箱 54 分箱 (100095), E-mail: yunrongzheng@126.com
- (上接第 50 页)
- [4] 张国栋, 刘绍伦, 何玉怀, 等. 相位角对定向合金 DZ125 热/机械疲劳行为与寿命影响的实验研究 [J]. 航空动力学报, 2003, 18(3): 383- 387.
- [5] 张国栋, 刘绍伦, 何玉怀, 等. 定向合金 DZ125 热/机械疲劳寿命预测模型评估 [J]. 航空动力学报, 2004, 19(1): 17- 22.
- [6] 张国栋, 于慧臣, 何玉怀, 等. 试样尺寸对定向合金 DZ125 热机械疲劳寿命的影响 [J]. 材料工程, 2007, (5): 28- 35.
- [7] 周天朋, 杨晓光, 侯贵仓, 等. DZ125 带小孔构件低循环/保载疲劳试验与分析 [J]. 航空动力学报, 2007, 22(9): 1527- 1531.
- [8] 周天朋, 杨晓光, 石多奇, 等. DZ125 光滑试样与小孔构件低循环/保载疲劳寿命建模 [J]. 航空动力学报, 2008, 23(2): 276- 280.
- [9] 张克实, 杨士杰, 周柏卓. 定向凝固涡轮叶片的晶体热粘塑性变形与损伤分析 [J]. 航空动力学报, 2004, 19(6): 762- 770.
- [10] 石多奇, 杨晓光, 于慧臣. 一种镍基单晶和定向结晶合金的疲劳寿命模型 [J]. 航空动力学报, 2010, 25(8): 1871- 1875.
- [11] 北京航空材料研究院. 航空发动机设计用材料数据手册 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2009.
- [12] CHU Z, JINJIANG Y, XIAOFENG S, et al. High temperature low cycle fatigue behavior of a directionally solidified Ni-base superalloy DZ951 [J]. Materials Science and Engineering A, 2008, 488(1- 2): 389- 397.
- 收稿日期: 2009-10-16; 修订日期: 2010-06-08
- 作者简介: 刘金龙 (1982- ), 男, 博士生, 从事航空发动机热端部件高温合金结构疲劳强度分析, 联系地址: 北京航空航天大学动力学院航空推进系 (100191), E-mail: ljl@sjp.buaa.edu.cn