DOI: 10.3901/JME.2019.13.045

定向凝固镍基高温合金 DZ125 疲劳裂纹 扩展速率研究*

施 伟¹ 杨晓光^{1,2,3} 杨迪迪¹ 苗国磊⁴ 石多奇^{1,2}

(1. 北京航空航天大学能源与动力工程学院 北京 100191;

2. 先进航空发动机协同创新中心 北京 100191;

3. 南昌航空航天大学飞行器工程学院 南昌 330063;

4. 成都航利(集团)实业有限公司 成都 611936)

摘要: 选择定向凝固镍基高温合金 DZ125 为研究对象, 选用紧凑拉伸(Compact tension, CT)试样, 并根据 ASTM-E647 标准采用卸载柔度法分别开展室温以及高温(760 °C、850 °C)条件下的疲劳裂纹扩展试验。主要研究了温度以及材料取向对于裂纹扩展速率的影响, 试验结果表明: 高温使得裂纹扩展速率明显增加; 但材料取向在高温下对裂纹扩展速率的影响较弱。同时高温导致部分试样裂纹扩展路径出现不严格垂直于载荷施加方向的现象。最后结合 Paris 扩展模型, 拟合相关结果, 建立系数 C 以及指数 m 与温度的关系, 进一步比较讨论温度以及取向对 DZ125 裂纹扩展影响。

关键词: 定向凝固; 疲劳; 裂纹扩展速率; 柔度法; 高温

中图分类号: V231

The Study on the Fatigue Crack Growth of Nickel Based Directional Solidification Superalloys DZ125

SHI Yi¹ YANG Xiaoguang^{1,2,3} YANG Didi¹ MIAO Guolei⁴ SHI Duoqi^{1,2}

(1. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191;

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191;

3. School of Aircraft Engineering, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063;

4. Chengdu Holy Industry & Commerce Corp. LTD, Chengdu 611936)

Abstract: The nickel based directional solidification superalloys DZ125 is chosen as the study object. The compact tension (CT) specimens are used and the fatigue crack growth experiments are conducted at room temperature and high temperature (760 °C and 850 °C) respectively based on the unloading compliance method according to the ASTM-E647 standard. The influence of temperature and material orientation on fatigue crack growth rate are mainly investigated. The test results show that: elevated temperature increases the crack growth rate significantly, while the influence of material orientation on the rate is limited at elevated temperature. Meanwhile high temperature results in the deflection in some of the specimens, which means the crack growth path was not perpendicular to the loading direction. Finally, combined with the Paris propagation model, the relationship of coefficient C and exponent m between the temperature were established by regressing the corresponding results to further discuss the temperature and orientation effect.

Key words: directional solidification superalloys; fatigue; crack growth rate; compliance method; high temperature

0 前言

现代航空发动机的发展目标不断朝着高性

能、长寿命和高可靠性方向发展。而这也对航空发动机热端部件提出了更为苛刻的工作条件。定向凝固镍基高温合金 DZ125 因其在高温下优异的力学性能被广泛应用到先进航空发动机涡轮叶片中。但叶片实际服役过程中呈现处环境温度高(大于其材料熔点温度的 60%), 载荷复杂(包含循环载

* 国家自然科学基金(51775019)和国家重点基础研究发展计划(2015CB057401)资助项目。20180721 收到初稿, 20181126 收到修改稿

荷, 保载以及过载等形式)的特点, 而这些因素会加剧部件失效。为了保障航空发动机服役安全, 研究叶片材料服役条件下的疲劳裂纹扩展行为有重要意义。

疲劳裂纹扩展受到两方面因素影响, 一部分为内部因素, 例如材料内部微观结构^[1], 另一部分属于外部因素如保载^[2]、应力比^[3]、频率^[4-5]、环境^[6-7]及温度^[8-9]等。而这些因素主要表现为: ① 改变材料自身的力学性能; ② 由高温下保载产生的蠕变损伤; ③ 高温引起的氧化作用。实际服役过程中叶片的工作环境温度变化较广, 因此本研究中针对高温选取叶片服役典型温度。

对于 DZ125 这类各项异性材料, 材料取向也可能产生影响。但关于取向的作用, 目前还尚有争议。DEFRENSE 等^[10]以及 AI 等^[11]研究工作表明取向 [010] 与 [110] 在 950 °C 下疲劳裂纹扩展速率有将近一个数量级的差异, 并且认为这一差异可能由闭合效应引起。另一方面, CHAN 等^[12-13]研究发现在高温 950 °C 下当取向从 [001] 转换到 [110] 时, 裂纹扩展速率无差异。HE 等^[14]研究了高温以及不同取向对镍基定向凝固高温合金 PW1484 裂纹扩展的影响, 并指出高温对于裂纹扩展速率的作用有限。YOON 等^[15]对定向凝固 GTD-111 的研究发现在 649 °C, 761 °C 以及 871 °C 取向的相关程度较弱。

国内目前针对 DZ125 高温裂纹扩展行为研究较少, 仅航空材料手册中包含该材料纵向(L)取向在 850 °C 下的裂纹扩展速率曲线, 对横向(T)方向的扩展数据空白。因此本文针对定向凝固镍基高温合金 DZ125, 开展高温以及取向对裂纹扩展的影响研究, 并且利用 Paris 扩展方程中的参数进一步分析温度与取向对裂纹扩展速率的影响。

1 材料和试验

1.1 材料及试样

DZ125 合金是我国目前性能水平最高的定向凝固镍基铸造高温合金之一^[16], 在高温下具有良好的力学性能以及抗蠕变性能, 目前被应用于先进航空发动机涡轮叶片。其热处理工艺为: 1 180 °C, 2 h+1 230 °C, 3 h, 空冷+1 100 °C, 4 h, 空冷+870 °C, 20 h, 空冷, 其化学成分如表 1 所示。

表 1 DZ125 合金化学成分(%)

Ni	C	Cr	Co	W	Mo
Bal	0.096	8.77	9.88	7.29	2.00
Al	Ti	Ta	B	Hf	
5.13	1.03	3.70	0.015	1.42	

本文中选用 CT 试样开展裂纹扩展试验研究, 试样从尺寸为 600 mm×2 000 mm×20 mm 的定向凝固 DZ125 板料上进行切割, 并定义裂纹扩展方向平行于定向凝固方向的 CT 试样为 T 试样, 反之裂纹扩展方向垂直于定向凝固方向的试样标记为 L 试样, 如图 1 所示。CT 试样设计基于 ASTM-E647^[17] 标准, 具体尺寸如图 2 所示, 初始切口尺寸为 8 mm。

图 1 紧凑拉伸试样切割示意图

图 2 疲劳裂纹扩展试样

1.2 试验方法

室温与高温下疲劳裂纹扩展试验均使用柔度法测量。柔度法作为一种间接测量方法, 测试原理基于试件柔度于裂纹长度的关系。也就是说随着裂纹长度的增加, 试件抵抗外载荷的能力减弱, 表现出刚度下降柔度上升。根据线弹性范围内假设, V/P 存在线性关系^[18], 试验中应用引伸计获取试件在载荷 P 的作用下, 一端所产生的张开位移 V , 在已知弹性模量情况下, 利用量纲一参数 $\frac{BEV}{P}$ 可知其裂纹长度, 具体公式如下

$$U_x = \left\{ \left[\frac{BEV_x}{P} \right]^2 + 1 \right\}^{-1} \quad (1)$$

$$a/W = C_0 + C_1 U_1 + C_2 U_2^2 + C_3 U_3^3 + C_4 U_4^4 + C_5 U_5^5 \quad (2)$$

在测试前先测量每个试样实际加工的切口尺寸以及厚度, 并且适当修正弹性模量值。

1.3 试验

疲劳裂纹扩展速率试验依据 ASTM-E647 标准的要求进行, 试验分别在室温与高温空气环境下进

行, 试验机使用 MTS-370 电液伺服疲劳试验机。试验采用正弦波加载方式, 频率为 10 Hz, 应力比 $R=0.1$ 。为了消除加工对 CT 切口附近的影响, 所有试样先在室温下进行预制裂纹, 完成后将试样刀口重新切割以适用于标距段为 15.2 mm 直径为 5 mm 的高温引伸计的安装, 如图 3 所示。

图 3 疲劳裂纹扩展试验系统

为保证柔度法测量的准确性, 在引伸计安装完毕后需确认载荷—位移曲线是否为线性关系, 如图 4 所示。若不满足线性关系则会造成计算得到的裂纹长度存在误差。试验过程中, 试样通过电阻炉进行加热, 试件中心温度通过热电偶测量, 并且控制其与试验设定温度的误差在 $\pm 5^\circ\text{C}$ 以内。当裂纹长度达到 25 mm 后试验终止。应力强度因子计算公式依据标准中所给出, 为了更真实表现裂纹扩展数据^[19], 扩展速率处理方式采用割线法获得。

$$\Delta K = \frac{\Delta P}{B\sqrt{W}} \frac{(2+\alpha)}{(1-\alpha)^{3/2}} \times (0.886+4.64\alpha-13.32\alpha^2+14.72\alpha^3-5.6\alpha^4) \quad (3)$$

图 4 载荷与位移曲线

2 结果与分析

2.1 试验数据有效性

柔度法属于间接测量方法, 为了确保试验数据的有效, 本文利用数据手册中公开的 850°C 下 $R=0.1$ 针对 L 方向的试验数据进行对比, 结果如图 5 所示。在低、中应力强度因子范围内, 试验数据与手册中的结果吻合度较高; 而在中高应力强度因子范围下, 两组平行试验结果也基本接近。图 5 中设有 $\pm 20\%$ 的误差线, 大部分数据落在此区域中, 表明试验结果分散性较小。

图 5 850°C 试验结果对比

2.2 裂纹扩展路径

试验中对试件施加的为 I 型载荷, 室温下裂纹扩展路径按照垂直于加载方向扩展, 如图 6 所示。但高温下部分试样出现了裂纹扩展路径的偏转, 如图 7 所示。对于 L 试样而言, 分别在 760°C 、 850°C 下出现 10° 以及 13° 的偏转。也就是说裂纹扩展类型不是纯 I 型, 而是出现了 I、II 型复合的特点。对于 T 试样而言, 在高温下裂纹路径虽产生偏转则并不如 L 明显。在 760°C 下, T 试样裂纹呈现 4° 偏转, 而在 850°C 下裂纹则几乎无偏转。考虑到 T 试样出现的偏转较小, 且该角度也属于 E647 中规定的有效范围, 故认为 T 试样裂纹偏转可忽略。综上

(a) 室温-L

(b) 室温-T

图 6 室温试验件裂纹扩展路径

所述,不同的取向表现出不同的裂纹扩展形式。高温使得 L 试样产生 I, II 型复合的裂纹扩展形式,但 T 试样却不受温度的影响发生改变。

图7 高温试验件裂纹扩展路径

2.3 温度的影响

由图8所示对于不同取向而言,均可发现随着温度的上升裂纹扩展速率增加。在较低以及中等应力强度因子范围内,高温下的裂纹扩展速率大约是室温下裂纹扩展速率的10倍。另外,即使仅有90 °C

图8 温度对于裂纹扩展的影响

的温度差也能使得裂纹扩展速率有明显提升。但值得注意的在较高的应力强度因子区域,760 °C下裂纹扩展速率曲线有向室温下曲线“倾斜”的趋势,而在850 °C下这一行为并不明显。850 °C下的裂纹扩展曲线在各个应力强度因子范围均表现为高于室温以及760 °C。在高应力强度因子范围内出现扩展速率减小现象主要是由于高温带来的氧化诱发闭合效应。对于T方向而言,不同温度下的裂纹扩展曲线差异与L方向近似。对于DZ125而言,与室温下相比,材料自身抵抗外界载荷的能力变弱。同时高温下还伴随有氧化化的发生,使得高温下表现出来的裂纹扩展规律与室温存在明显不同。对于高温试样,在高应力强度因子区域裂纹扩展曲线斜率有所降低也是与环境因素相关。

2.4 取向的影响

图9所示为L方向与T方向试样分别在室温、760 °C以及850 °C下的裂纹扩展行为。在室温下能够明显观察到两种取向的裂纹扩展速率存在明显差异,从数值上来说从低应力强度因子到高应力强度因子区间,L方向的扩展速率大约是T方向扩展速率的3~5倍。随着应力强度因子的增加,两者间的速率差异逐步减小。然而在高温下,取向对于裂纹扩展速率的影响则明显减弱。对于760 °C而言,在低、中应力强度因子区域,L与T方向裂纹扩展速率相近,但在高应力强度因子区域L方向的裂纹扩展速率则明显高于T方向。但对于更高温度850 °C而言,在整个应力强度因子范围内L与T方向的裂纹扩展速率基本一致。总体而言,L方向的裂纹扩展速率高于T方向扩展速率,但取向之间的差异随着温度的上升出现减小的趋势。这一结论与文献中的一些结果也相近^[14-15],尽管YOON等^[15]没有指出室温下情况,但是在他的研究结果中可以发现室温下L与T取向的结果存在明显差异,且也是L方向扩展速率大于T方向。

图 9 取向对裂纹扩展速率的影响

2.4 裂纹扩展速率模型

为了进一步表征温度、取向对于裂纹扩展速率的影响, 首先应用 Paris 公式对试验数据进行拟合

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m \quad (3)$$

在双对数坐标系中, 公式(3)表示为

$$\log\left(\frac{da}{dN}\right) = \log(C) + m \log(\Delta K) \quad (4)$$

拟合结果如表 2 所示。所有试验结果对应的回归系数均在 0.95 以上, 表明线性拟合度较好。

表 2 Paris 公式拟合结果

温度 /°C	L 试样			T 试样		
	<i>C</i>	<i>m</i>	<i>r</i>	<i>C</i>	<i>m</i>	<i>r</i>
室温	2.305×10^{-11}	4.741 8	0.99	2.013×10^{-11}	4.534	0.98
760	1.054×10^{-9}	3.857 8	0.97	1.5536×10^{-8}	3.061 7	0.97
850	2.071×10^{-9}	3.812	0.99	3.792×10^{-9}	3.568	0.99

由拟合结果可知系数 C 随着温度的升高而增大, 室温与高温下相差可达两个数量级, 而指数 m 则随温度的升高而减小。但是 760 °C 下 T 试样的 C ,

m 并不符合这个规律, 如图 10 所示。Paris 公式中的系数 C 与指数 m 均与材料、载荷、温度等相关⁰。但是这些因素并没有在公式中显示表达。因此基于上述对温度以及取向影响的定性分析, 本文试图在 Paris 参数中显示表达出温度的影响, 分别建立系数 C , 指数 m 与温度的关系。

图 10 Paris 拟合参数与温度关系

对指数 m 而言总体规律是随着温度的上升而下降, 以 L 试样为例, 在 760 °C 以及 850 °C 下, 指数 m 的变化较小, 斜率减小。因此将指数 m 与温度倒数进行拟合, 以室温 T_0 (20 °C, 293K) 作为基准, 拟合结果如图 11 所示, 其线性回归系数为 0.999 7。故针对 L 方向指数 m 可表达为

$$m = m_0 + C_1 \frac{T_0}{T} \quad (5)$$

其中 $m_0 = 3.495 3$, $C_1 = 1.246 8$ 。若温度进一步增加, 则指数 m 逐步趋向于 m_0 , 也就意味着在双对数坐标系下斜率逐步减小。由图 8 可见, 温度上升曲线的斜率也是出现减小。类似地对 T 试样得到的结果进行拟合, 结果如图 12 所示。正如之前指出的 760 °C 下对应的参数点的规律有所不同, 故此拟合

得到的回归系数较低, 仅为 0.867 4。但是从图 8b 及图 9b 中发现, 760 °C T 方向与同温度的 L, 以及同方向的其他温度曲线相比, 有双线性段特征, 因此对该条件下扩展曲线进行分段拟合, 如图 13 所示, 可发现拟合系数存在一个数量级的差异, 而指数 m 则有明显增加, 且符合温度升高 m 值单调下降的规律。将重新得到的 m 值与温度拟合可得较好的线性规律, 回归系数达 0.99。同时对比 L 试样与 T 试样的系数 m_0 分别为 3.495 3 与 3.257 8, L 比 T 的数值略大, 也符合前面分析结果高温下 L 扩展速率略高于 T。并且由于 m 与温度的倒数成正比, 因此低温下 L 与 T 试样的差值更大, 这也符合 L 的扩展速率与 T 的差距在室温下更大。

图 11 L 试样对应指数 m 与温度的拟合

图 12 T 试样对应指数 m 与温度的拟合

考虑到高温环境对疲劳裂纹扩展速率带来显著的影响, 对系数 C 同样进行包含温度的拟合。有学者^[21-22]提出将 Arrhenius 项代入扩展速率方程

$$\frac{da}{dN} = A \Delta K^m \exp\left(-\frac{Q_0}{RT}\right) \quad (6)$$

式中 Q_0 ——激活能 J/mol;

R ——气体常数 8.31J/(mol · K)。

图 13 760 °C-T 试样扩展速率曲线分段拟合

因此系数 C 与温度的关系式可表示为

$$C = C_0 \exp\left(-\frac{Q_0}{RT}\right) \quad (7)$$

因此分别对 L 以及 T 的系数 C 进行拟合, 结果如图 15 所示, 回归系数均在 0.99 以上。并且根据公式(7)可得 L 与 T 试样 Q_0 为 13.96, 16.68 kJ/mol, 该值属于 REED^[23]针对镍基高温合金激活能列出的范围

图 14 更新后 T 试样对应指数 m 与温度的拟合

图 15 系数 C 与温度拟合关系

0~300 kJ/mol。从结果来看 T 试样的激活能略高于 L, 表明在相同温度下 T 需要更多的能量才进行扩展, 因而 T 的扩展速率也略低于 L 试样。

3 结论

本文利用柔度法对定向凝固镍基高温合金 DZ125 两种取向开展了室温、760 °C 以及 850 °C 下的裂纹扩展速率研究, 得到如下结论。

(1) DZ125 在高温下 L 取向试样裂纹扩展路径会出现偏转, 而室温以及高温下取向 T 扩展路径仍按照 I 型方式扩展。

(2) 温度对 DZ125 裂纹扩展速率作用明显, 在低, 中应力强度因子区域, 760, 850 °C 的裂纹扩展速率比室温几倍的差距, 但是在高应力强度因子区域, 高温下的扩展速率有向室温倾斜趋势。

(3) 取向对 DZ125 裂纹扩展速率有限, 且室温下的影响程度大于高温下。室温、760、850 °C 均表现处 L 试样扩展速率略大于 T 试样。

(4) 利用 Paris 公式对各试验条件下系数 C 以及指数 m 拟合, 并分别与温度倒数建立指数以及线性关系, 均具有较高的回归系数。但是对 760 °C 下 T 试样曲线仅适用于低中应力强度因子范围内。

参 考 文 献

- [1] GABB T P, TELESMA J, KANTZOS P T, et al. Effects of high temperature exposures on fatigue life of disk superalloys[C]//NASA Glenn Research Center. 10th International Symposium on Superalloys. Sep. 19-23, 2004, U.S.A.: TMS, 2014: 269-274.
- [2] YANG Hongqin, BAO Rui, ZHANG Jianyu, et al. Crack growth behaviour of a nickel-based powder metallurgy superalloy under elevated temperature[J]. International Journal of Fatigue, 2011, 33(4): 632-641.
- [3] NA S, YOON D, KIM J, et al. An evaluation of the fatigue crack propagation rate for powder metallurgical nickel-based superalloys using the dcpd method at elevated temperatures[J]. International Journal of Fatigue, 2017, 101: 27-35.
- [4] BOUARD J L, GALLERNEAU F, PAULMIER P, et al. A phenomenological model to predict the crack growth in single crystal superalloys at high temperature[J]. International Journal of Fatigue, 2012, 38(5): 130-143.
- [5] TELESMA J, SMITH T M, GABB T P, et al. Relationship between unusual high-temperature fatigue crack growth threshold behavior in superalloys and sudden failure mode transitions[J]. Materials Science & Engineering A, 2017, 708.
- [6] JIANG Rong, BULL D J, PROPARENTNER D, et al. Effects of oxygen-related damage on dwell-fatigue crack propagation in a P/M Ni-based superalloy: From 2d to 3d assessment[J]. International Journal of Fatigue, 2017, 99: 175-186.
- [7] TELESMA J, GABB T P, GHOSN L J. Separating the influence of environment from stress relaxation effects on dwell fatigue crack growth in a nickel-base disk alloy[C]//Mark Hardy. the 13th International Symposium of Superalloys. U.S.A. Sept. 16, 2016; Wiley, 2016: 549-560.
- [8] LEE S Y, LIAW P K, LU Y L, et al. Elevated-temperature creep-fatigue crack-growth behavior of nickel-based HAYNES® R-41, HAYNES® 230® and HASTELLOY® X alloys[C]//Reed. The 11th International Symposium on Superalloys. Sept. 14, 2008, U.S.A. Wiley, 2008: 509-514.
- [9] ROZMAN K A, KRIZIC J J, HAWK J A. Fatigue crack growth behavior of nickel-base superalloy haynes 282 at 550-750 °C[J]. Journal of Materials Engineering & Performance, 2015, 24(8): 2841-2846.
- [10] DEFRESNE A, REMY L. Fatigue behaviour of cmsx 2 superalloy [001] single crystals at high temperature i: Low cycle fatigue of notched specimens[J]. Materials Science & Engineering A, 1990, 129(1): 45-53.
- [11] AI S H, LUPINC V, ONOFRIO G. Influence of precipitate morphology on high temperature fatigue crack growth of a single crystal nickel base superalloy[J]. Scripta Metallurgica Et Materialia, 1993, 29(11): 1385-1390.
- [12] CHAN K S, HACK J E, LEVERANT G R. Fatigue crack growth in mar-m200 single crystals[J]. Metallurgical and Materials Transactions A, 1987, 18(4): 581-591.
- [13] CHAN K S, LEVERANT G R. Elevated-temperature fatigue crack growth[J]. Metallurgical and Materials Transactions A, 1987, 18(4): 593-602.
- [14] HE Xiaohua, ZHANG Yangyang, SHI Huiji, et al. Influence of orientation and temperature on the fatigue crack growth of a nickel-based directionally solidified superalloy[J]. Materials Science & Engineering A, 2014, 618: 153-160.
- [15] YOON K B, PARK T G, SAXENA A. Elevated temperature fatigue crack growth model for DS-GTD-111[J]. Strength Fracture & Complexity, 2006, 4(1): 35-40.
- [16] 《工程材料实用手册》委员会. 工程材料实用手册. 第 2 卷, 变形高温合金, 铸造高温合金 [M]. 2 版. 北京: 中国标准出版社, 2002.

- Practical Handbook of Engineering Materials Committee. Practical handbook of engineering materials. Volume 2, deformed superalloy casting superalloy[M]. 2nd ed Beijing: China Standard Press, 2002.
- [17] Standard A. E647. Standard test method for measurement of fatigue crack growth rates[S]. Annual Book of ASTM Standards, Section Three: Metals Test Methods and Analytical Procedures, 2002.
- [18] 方钦志, 张石山, 赵明喤, 等. 疲劳裂纹扩展柔度法测量系统研究[J]. 实验力学, 2000, 15(1): 110-114.
FANG Qinzhi, ZHANG Shishan, ZHAO Minghao, et al. Research on the measuring system for fatigue crack growth investigation by compliance method[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2000, 15(1): 110-114.
- [19] ZHANG Yangyang, SHI Huiji, GU Jialin, et al. Orientation and temperature dependences on fatigue crack growth (fcg) behavior of a ni-base directionally solidified superalloy[C]// International Conference on Fracture, June 16-21, 2013, Beijing, China: Siemens, 2013: 2537-2546.
- [20] GOMEZ M P, ANDERSON W E A. A rational analytic theory of fatigue[J]. Trend in Engineering, 1961, 1: 13.
- [21] YOKOBORI T, YOKOBORI A T, KAMEI A. Dislocation dynamics theory for fatigue crack growth[J]. International Journal of Fracture, 1975, 11(5): 781-788.
- [22] FINDLEY K O, EVANS J L, SAXENA A. A critical assessment of fatigue crack nucleation and growth models for ni- and ni, fe-based superalloys[J]. International Materials Reviews, 2011, 56(1): 49-71.
- [23] STARINK M J, REED P A S. Thermal activation of fatigue crack growth: analysing the mechanisms of fatigue crack propagation in superalloys[J]. Materials Science & Engineering A, 2008, 491(1-2): 279-289.
-
- 作者简介: 施祎, 女, 1993 年出生, 博士研究生。主要研究方向为镍基高温合金裂纹扩展。
E-mail: shiyi_sepe@buaa.edu.cn
杨晓光(通信作者), 男, 1962 年出生, 博士, 教授, 博士研究生导师。主要研究方向为航空发动机结构强度。
E-mail: yxg@buaa.edu.cn