GH4061合金涡轮球壳模锻成形工艺及微观组织分析

苗金武 于泓权 李 元 许方山 张 静

(西安航天发动机有限公司,西安 710100)

文 摘 涡轮球壳作为液体火箭发动机的关键件,影响着火箭发射的成败。而采用传统自由锻工艺生产的涡轮球壳性能一直无法满足设计要求,基于此本文提出采用模锻工艺进行涡轮球壳成形,通过对GH4061微观组织及涡轮球壳成形过程仿真模拟,系统地研究了GH4061合金最佳成形温度及临界变形量参数规律和涡轮球壳成形过程的应变分布特点。结果表明:GH4061合金最佳成形温度为1000℃,最佳变形量为20%~40%。涡轮球壳采用挤压模锻工艺生产,坯料在模具中充填完整,不存在缺肉、夹杂、裂纹等缺陷,端面平正,飞边分布均匀,各尺寸及性能满足锻件要求。成形过程中变形量最小的位置在涡轮球壳下端面,晶粒尺寸ASTM 5~6级。

关键词 GH4061,涡轮球壳,模锻成形

中图分类号:TG316.3

DOI:10.12044/j.issn.1007-2330.2021.Z1.009

Die Forging Process and Microstructure Analysis of GH4061 Alloy Turbine Spherical Shell

MIAO Jinwu YU Hongquan LI Yuan XU Fangshan ZHANG Jing (Xi'an Space Engine Company Limited, Xi'an 710100)

Abstract Turbine spherical shell is a key component of liquid rocket launching power, which affects the success or failure of rocket launch. However, the performance of the turbine spherical shell produced by the traditional free forging process has not been able to meet the design requirements. Based on the use of die forging process to form the turbine spherical shell in this paper, by simulating the microstructure of GH4061 and the forming process of the turbine spherical shell, the optimal forming temperature and critical deformation parameter law of GH4061 alloy, the forming process of the turbine spherical shell the optimal forming temperature of GH4061 alloy is 1 000 $^{\circ}$ C, and the optimal deformation is 20% to 40%. the turbine spherical shell is produced by die forging process. The blank is completely filled in the die without defects, the end face is flat, the flash is exenly distributed, and the size and performance meet the requirements of forgings. The position with the least amount of deformation during the forming process is on the lower end surface of the turbine shell, and the grain size is ASTM 5 to 6.

Key words GH4061, Turbine spherical shell, Forging

0 引言

涡轮球壳作为液体火箭发动机中涡轮泵的主要 部件,在工作过程中承受着严苛的工作状况(大应 力、高温差、富氧燃气腐蚀等),这对于涡轮球壳材料 的综合力学性能提出了更高要求^[1]。GH4061合金是 一种新型的沉淀强化型铁镍基变形高温合金,主成 分与 IN718合金相似,与 IN718合金相比,GH4061合 金调低了 Fe含量、适量添加 V、Cu 元素和稀土元素, 一方面可以改善合金的抗富氧燃烧能力,另一方面 改善了750℃的高温力学性能,具有良好的低温抗氢 脆和高温抗氧化抗腐蚀性能,从而更好地适应航天 用涡轮球壳工况需求^[2-6]。GH4061合金主要相:基 体 γ 、15%- γ' Ni₃(Nb,A1)、 γ'' (Ni₃Nb)、0.75%-(TiNb)C、M7C3、 δ (Ni₃Nb)、Laves,该合金通过获得细 晶(8~10级)实现强化^[7-8]。表1为GH4061合金主 要化学成分。

收稿日期:2021-08-09

第一作者简介:苗金武,1964年出生,研究员,首席工艺师,主要从事液体火箭发动机材料及工艺技术研究工作。E-mail:2819705273@qq.com 通信作者:于泓权,1993年出生,工程师,主要从事液体火箭发动机材料及工艺技术研究工作。E-mail:yhqhit@163.com

表1 GH4061合金主要化学成份 Tab.1 Main chemical composition of GH4061 alloy

					% (W)
С	Cr	Mo	Nb	Ti	Al
≤0.05	14.5 ~ 18.5	3.0 ~ 5.0	4.0 ~ 5.5	0.2 ~ 1.0	0.5 ~ 1.3
Fe	V	Cu	Mn	Si	Zr
12 ~ 16	0.3 ~ 0.6	0.1 ~ 1.0	≤0.5	≤0.5	≤0.1

图1所示为涡轮球壳零件图,涡轮球壳开口直径 484 mm,高度312 mm,壁厚20 mm,为典型薄壁深腔 结构。由于GH4061合金存在热塑性较差、锻造温度 范围窄、成形过程易产生裂纹等问题,该零件一直采



用自由锻饼生产,这种成形方式工艺难度小,但所需 成形温度较高,导致锻件力学性能较差,晶粒尺寸 ASTM 0~1级(要求晶粒尺寸 ASTM 5级及以上),难 以满足零件要求。基于此本文开展涡轮球壳模锻成 形工艺研究,结合涡轮球壳的形状结构及模锻成形 工艺特点,系统研究成形温度及变形量对GH4061合 金晶粒尺寸影响,采用Deform 对涡轮球壳成形过程 进行仿真模拟,探讨涡轮球壳成形过程应力-应变分 布特征,揭示涡轮球壳模锻成形过程中微观组织及 成形工艺参数与性能的关联性,拟为涡轮球壳生产 过程精确控制变形组织及性能提供依据。



(b) 涡轮球壳的主视图

图 1 涡轮球壳的零件图 Fig. 1 Parts drawing of the turbine spherical shell

1 GH4061合金成形温度及变形量对晶粒尺寸影响

1.1 成形温度对晶粒尺寸影响

GH4061合金的微观组织受热变形工艺影响较 大,影响晶粒尺寸的主要因素为变形温度和变形量。 一方面,晶粒长大的驱动力是晶粒长大前后总的界 面能差。细晶粒的晶界多,界面能高,粗晶粒的晶界 少,界面能低。所以细晶粒长大成为粗晶粒是使金 属自由能下降的自发过程。晶粒长大是通过晶界迁 移来完成,由于晶界迁移的过程就是原子的扩散过 程,所以温度越高,晶粒长大速度就越快。GH4061 合金再结晶温度980℃,当合金加热温度大于 1 020 ℃时,合金主要强化相γ'Ni₃(Nb,A1)和弱强化 项 γ ″ (Ni,Nb)、(TiNb)C、M7C3基本溶解,晶界迁移 及并购迅速,晶粒长大加快;另一方面,GH4061合金 不能通过锻后热处理进行晶粒尺寸调控,只能通过 精确控制热加工变形量进行充分动态再结晶过程从 而获得均匀细晶组织,热加工后合金内保留的未完 全再结晶组织在后续的热变形或热处理过程中也很 难实现完全再结晶,因此控制GH4061合金成形过程 的成形温度和变形量则至关重要[9~10]。

宇航材料工艺 http://www.yhclgy.com 2021年 增刊 I

图 2(b)~图 2(f)为 GH4061 合金在不同温度下 保温 90 min 后的微观组织,表 2为 GH4061 不同保温 时间晶粒尺寸。由图 2(a)原始棒材微观组织可以发 现,热轧棒材原始组织基本为等轴晶,晶粒分布比较 均匀,晶粒尺寸为 ASTM 6级左右。由图 2(b)和(c) 可知,棒材加热过程中晶粒开始长大,当加热 1 000 ℃时仅有少部分晶粒发生长大,微观组织中主 要以细晶为主,晶粒尺寸为 ASTM5.5级左右。当加 热到1 005 ℃时,长大的晶粒数量增多,大晶粒占微 观组织中主要部分,晶粒尺寸为 ASTM 5级左右。由 图 2(d)~图 2(f)可知,随着加热温度的继续升高,晶 粒继续长大,但长大速度变慢。当加热到1 020 ℃ 时,微观组织中主要以粗晶为主,晶粒尺寸为 ASTM 4.0级左右。

表 2 GH4061不同保温时间晶粒尺寸 Tab. 2 Grain size of GH4061 at different holding time

					0
原始 棒料	1 000 °C	1 005 °C	1 010 °C	1 015 °C	1 020 °C
6级	5.5级	5级	4.6级	4.4级	4.0级

— 53 —



图 2 GH4061不同保温时间微观组织 Fig. 2 Microstructure of GH4061 at different holding time

1.2 变形量对晶粒尺寸影响

图 3 为 GH4061 合金在 1 000 ℃不同变形量后的微 观组织,由图 3(a)所示,当变形量为 20% 时,原始组织 中大晶粒未完全破碎,只有少部分晶粒发生动态再结 晶。当变形量为 40% 时,原始组织中大晶粒破碎充分, 动态再结晶体积分数增加,未发生动态再结晶的晶粒 离散分布。由于变形过程中产生的大量位错在晶界处 聚集,造成晶界处晶格畸变增加,在晶界和孪晶界处先 达到动态再结晶所需的临界应变生成再结晶晶粒,使 - 54 - 得变形晶粒在晶界处呈锯齿状分布^[11]。随着变形量增加,试样变形过程获得的变形能增加,内部温度升高, 再结晶晶粒长大,动态再结晶体积分数增加。因此在 涡轮球壳模锻成形过程中要控制变形量,当变形量过 小时,原始组织中晶粒无法破碎,发生动态在晶界体积 分数较小,无法达到细晶的效果。当变形量过大时,原 始组织发生动态再结晶充分,但由于变形产生的热量 较高导致再结晶后的晶粒继续长大。综上,涡轮球壳 模锻成形温度为1000℃,变形量控制在20%~40%。

宇航材料工艺 http://www.yhclgy.com 2021年 增刊 [



图 3 GH4061不同变形量的微观组织 Fig. 3 Microstructure of GH4061 with different deformation

2 涡轮球壳模锻成形过程模拟

2.1 涡轮球壳锻件图设计

图4为涡轮球壳锻件图,锻件图设计为在零件图尺 寸外增加锻造余量及拔模斜度,并在内底上下端面增 加凹坑,可以增加此处的变形量,减少变形死区。涡轮 球壳模锻成形过程分为预锻和终锻两个过程,分别在



(a) 涡轮球壳锻件剖面图图 4 涡

两套模具内进行成形。成形过程的模拟采用Deform/3D-Forming分析模块材料模型选用符合Mises 屈服准则的Plastic 模型,材料温度为1000℃。模具材料模型为刚体,温度为350℃,模具与坯料之间为面接触,接触应力模型为剪切摩擦,摩擦因数为0.5。模具与坯料间的传热系数为5W·(m²·K)⁻¹。



(b) 涡轮球壳锻件主视图

图4 涡轮球壳锻件图

Fig. 4 Turbine spherical shell forging diagram

2.2 预锻成形过程模拟

图5为涡轮球壳预锻第一火成形过程,第一火次 成形过程主要是将棒料下压,并将棒材下端面与模 具贴靠。由图5(a)应变分布图可知,棒材下压过程 与传统棒料镦粗过程变形相同,变形首先发生在棒 料心部,这是由于上下模具与坯料端面之间存在着 摩擦力以及热交换,使坯料端面成为困难变形区,而 愈靠近中心位置,摩擦以及温度降低越小^[12-13],所以 变形首先发生在棒料的中心处。随着上模具继续下 压,坯料下端面与两侧逐渐与模具接触,第一火成形 结束。棒料高度尺寸由400 mm降低到260 mm,整体 变形量为35%,但从图5(b)应变分布可以发现,第一 火成形后棒料上下端面变形较小,变形量不到10%, 对于这部分材料未达到动态再结晶的临界变形量, 宇航材料工艺 http://www.yhclgy.com 2021年 增刊 I 很难进行动态回复再结晶过程,成形后的微观组织 晶粒尺寸较大。

图6为涡轮球壳第二火成形过程,第二火成形采用 冲头进行预压。由图6(b)所示,随着冲头的向下运动, 坯料下端面与模具下模腔完全贴合,周围材料随着冲 头向上反挤,变形的材料主要集中在冲头周围。冲头 下端材料在轴向受到压应力,径向受到拉应力,表层金 属和心部金属在二者的相互作用下发生不均匀变形。 由图6(c)和(d)可知,随着冲头的继续下压,材料受到 轴向压应力变形主要发生在冲头圆角处,由于模具下 端面完成充形,圆角处金属在周围金属的径向力作用 下向两侧流动,两侧金属堆积形成向上的轴向力,形成 反挤。通过第二火的预压成形,可以有效的减少第一 火成形过程形成的变形死区。

— 55 —



图 5 预锻第一火成形过程图 Fig. 5 The first fire forming process diagram of the pre-forging



图6 预锻第二火成形过程图

Fig. 6 The second fire forming process diagram of the pre-forging

2.3 终锻成形过程模拟

图7(a)为涡轮球壳终锻成形过程应变分布,通过 在终锻模具上下模具增加凸台,可以增大涡轮球壳上 面端面的变形量,减少变形死区。变形过程与预锻第 二火成形过程相似,随着凸模的向下运动,凸模下端金 属受到轴向压应力作用,冲头圆角处金属在轴向分力 的作用下不断流动,冲头周围金属较心部金属先发生 轴向延伸变形,且变形量较大,心部金属在冲头周围金 属的带动下也沿轴向流动,形成反挤,且距离表层距离 增加轴向延伸变形减小。图7(b)为涡轮球壳成形过程 时间-载荷曲线,可以发现三火次成形过程成形力逐渐 增加,最大成形力为25000 t。

为探究涡轮球壳在成形过程中棒料各位置变形情 - 56 -- 况,分布在棒料轴线位置和边缘处各取12个点进行追踪,成形过程中应变变化曲线如图8(c)和(d)所示。由图8(c)可以发现,在涡轮球壳预锻第一火和第二火成 形过程中,棒料轴线处12个点位的应变值一直在增加, 其中7点位变形量最大,该点位处于棒料中心位置,而 1点位和12点位变形量最小,在棒料上下端面。随着 终锻成形,1点位和12点位应变值明显增加,这是由于 终锻上下模具凸台的作用,终锻结束各点位的等效应 变值均在0.88以上。由图8(d)可以发现,棒料边缘处 材料在第一火成形过程中变形量都比较小,而在第二 火成形及终锻成形过程除11点和12点外,变形量都显 著增加,通过涡轮球壳成形过程可以发现11点和12点 为涡轮球壳下端面圆角处,在第一火成形过程棒料在

宇航材料工艺 http://www.yhclgy.com 2021年 增刊 I

凹模内成形完成,后续变形量比较小。



图 7 终锻成形应变分布及载荷曲线 Fig. 7 Final forging forming strain and load curve



Fig. 8 Strain distribution at different points in the forming process

3 涡轮球壳成形过程分析

图9涡轮球壳成形工艺流程图,加热1参数为800℃ 保温90 min+1000℃保温280 min,2火次成形,加热2 参数为800℃保温90 min+1000℃保温200 min,1火次 成形,成形设备采用50000 t液压模锻机。

图 10 为涡轮球壳成形后的锻件,图 10(a)(b)为 宇航材料工艺 http://www.yhclgy.com 2021年 增刊 I



图9 涡轮球壳成形工艺流程图



预锻第一火镦饼和第二火预压,成形效果与仿真模 拟结果基本相同,第一火成形后下端面与模具贴合 较好,基本完成成形。第二火成形后侧壁突出位置 基本成形,仅圆角处未充填完整,端面外侧存在大圆 角。图10(c)为终锻成形后的锻件,由图可知,成形 后坯料在模具中充填完整,不存在缺肉、夹杂、裂纹等缺陷,端面平正,飞边分布均匀,各尺寸满足锻件图要求。第一火成形力10800t,第二火成形力17600t,终锻成形力24800t,与模拟结果基本相同。



Fig. 10 Turbine spherical shell forgings

图11为涡轮球壳下端面微观组织,沿涡轮球壳 下端面直径方向取两点进行微观组织观察,图11(a) 为近圆心处,图11(b)为远圆心处,通过两张图片对 比可以发现,近圆心处晶粒组织相对细小,由于模具 下端凸台的作用,增大涡轮球壳下端面变形量,促进 动态再结晶过程。而远圆心处由模拟结果可知,在 第一火成形过程中就基本与模具贴合,后续的变形量相对较小,动态再结晶不充分,晶粒尺寸相对较大。通过对晶粒尺寸判定,图11(a)近圆心处ASTM 6级,图11(b)远圆心处ASTM 5级,均满足锻件晶粒度ASTM 5.0级的要求。



图 11 涡轮球壳下端面微观组织

Fig. 11 The microstructure of the lower end surface of the turbine spherical shell

4 结论

(1)GH4061合金晶粒尺寸随着保温温度的升高 逐渐增大,在1000℃时晶粒长大速度较慢,为 GH4061合金适宜锻造温度。在1000℃温度下 GH4061发生动态再结晶临界变形量为20%,当变形 量大于40%时,应防止变形热效应导致心部组织粗 化,所以涡轮球壳在大吨位油压机上多火次成形每 火次最佳变形量选取范围20%~40%; (2)GH4061合金在锤上及电动压力机上成型加 热温度不大于1020℃;有利于热变形过程及动态再 结晶过程遗传微量的原生主强化相和弱强化相,有 利于组织细化和提高力学性能;

(3)涡轮球壳模锻成形过程中,棒材下端面变形 量最小,在第一火成形后基本与模具下端面完成贴 合,后续变形量较小。成形后涡轮球壳下端面晶粒 尺寸ASTM 5~6级;

— 58 —

(4)涡轮球壳采用模锻工艺生产,终锻成形后坯 料在模具中充填完整,不存在缺肉、夹杂、裂纹等缺陷,端面平正,飞边分布均匀,各尺寸满足及性能锻 件要求。

参考文献

[1] 白东安. 长征系列发动机涡轮泵的研制概况[J]. 火箭推进,2000(2):1-10.

BAI D A. General situationg of development of turbopumps for long march series engines [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2000(2):1-10

[2] NEDASHKOVSKII K I, ZHELEZNYAK O N, GROMYKO B M, et al. Effectof low temperatures on mechanical and physical properties of high-strength nickel alloy ÉK61-ID and stainless maraging steel ÉK49-VD [J]. Met. Sci. Heat Treat. , 2003, 45: 233.

[3] KENNEDY R L, CAO W D. New development in wrought in 718-type [J]. Acta Metall., 2005, 18: 39

[4]谢锡善,董建新,付书红等.γ"和γ相强化的Ni-Fe基 高温合金 GH4169的研究与发展[J].金属学报,2010,46: 1289.

XIE X S, DONG J X, FU H S, et al. Research and developmengt of γ'' and γ' strengthened Ni–Fe base superalloy GH4169[J]. Acta Metallurgica Sinica, 2010, 46:1289.

[5] 查小琴, 惠卫军, 雍岐龙等. 钒对中碳非调质钢疲 劳性能的影响 [J]. 金属学报, 2007, 43: 719.

ZHA X Q, HUI W J, YONG Q L, et al. Effect of vanadium on the fa-tigue properties of microalloyed medium-carbon steel [J]. Acta Metallurgica Sinica, 2007, 43: 719.

[6] 刘正东,程世长,包汉生,等. 钒对 T122 铁素体耐 热钢组织和性能的影响 [J]. 特殊钢, 2006, 27(1): 7.

LIU Z D, CHENG S C, BAO H S, et al. Effect of vanadium on struc-ture and properties of ferrite heat resistant steel T122 [J]. Special Steel, 2006, 27(1): 7.

[7] 陈国良. 高温合金学 [M]. 北京: 冶金工业出版社, 1988: 166-198.

CHEN G L. Superalloys [M]. Beijing: Metallurgical Industry Press, 1988: 166-198.

[8] 李文清, 刘锦岩. 高温合金晶界间隙相 [M]. 北京: 冶金工业出版社, 1990: 22-23.

LI W Q, LIU J Y. Interstitial phase of superalloy grain boundary [M]. Beijing: Metallurgical Industry Press, 1990: 22-23.

[9] 庄景云,杜金辉,杜群. GH4169 合金及其锻件晶粒 形貌的特点[J]. 钢铁研究学报,2003,15(7):44-48

ZHUANG J Y, DU J H, DU Q. Characteristics of grain morphology of GH4169 alloy and its forgings[J]. Journal Of Iron and Steel Research, 2003, 15(7):44–48.

[10] 齐广霞,万晶晶,陈晓峰,等. GH4169 合金叶片制 坯过程中的微观组织数值模拟[J]. 锻压技术,2013(1): 167-171.

QI G X, WAN J J, CHEN C F, et al. Numerical simulation of the microstructure of GH4169 alloy blade during billet making [J]. Forging and Stamping Technology, 2013(1):167–171.

[11]谢锡善,董建新,付书红,等.γ"和γ'相强化的 Ni-Fe 基高温合金 GH4169 的研究与发展 [J].金属学报,2010, 46:1289.

XIE X S, DONG J X, FU S H, et al. Research and development of γ " and γ' strengthened Ni–Fe base superalloy GH4169 [J]. Acta Metallurgica Sinica, 2010, 46: 1289.

[12] 崔忠圻, 覃耀春. 金属学与热处理[M]. 北京:机械 工业出版社, 2007.

CUI Z Q, TAN Y C. Metal science and treatment [M]. Beijing: China Machine Press, 2007.

[13] 李春峰. 金属塑性成形工艺及模具设计[M]. 北京: 高等教育出版社,2007.

LI C F. Metal plastic forming process and die design [M]. Beijing: Higher Education Press, 2007.