

某型起动机高温合金整体涡轮材料的改进与分析

Improvement and Analysis of the High-Temperature Alloy Integral Turbine Material of Starter

徐光¹ 徐佳龙¹ 高飞¹ 王占勇²

1 海军驻南京地区航空军事代表室 2 海军航空工程学院青岛分院

摘 要: 针对某型起动机高温合金整体涡轮断裂故障率高的情况, 本文从国内外涡轮材料的发展趋势和应用现状出发, 介绍了一种新型涡轮材料, 并通过对比新旧材料的性能证明了材料改进的可行性和有效性。

关键词: 高温合金; 整体涡轮; 材料; 性能

Keywords: high-temperature alloy; integral turbine; material; performance

0 引言

燃气涡轮起动机相当于一台微型涡轴发动机, 主要用于起动飞机发动机, 其动力涡轮是起动机的关键零件。某型起动机要求起动时动力涡轮转速从0升至64000r/min, 停车后动力涡轮转速从64000r/min降至0。因此, 动力涡轮材料要具有很好的机械性能和抗疲劳性能。

某型起动机的整体涡轮材料为K418B。零件为高温合金整体无余量精铸件, 37个叶片沿圆周均布。在使用中, 动力涡轮均发生了一阶振动疲劳断裂故障, 其中50台起动机在外场使用过程中

有19台发生动力涡轮叶片断裂, 尽管采用改进毛坯铸造方法提高了动力涡轮的抗热冲击和抗振动疲劳性能, 故障率有所降低, 但在使用中仍发生了13起动力涡轮叶片断裂故障。

针对频繁出现的动力涡轮叶片断裂故障, 改进涡轮材料成为了防止涡轮叶片断裂的首选方法。

1 国内外高温合金整体涡轮材料的发展状况

上世纪70年代, 国外整体叶盘常用合金材料为IN713LC、Mar-M246等

常规材料。随着发动机使用温度和转速的提高, 常规合金材料已不能满足发动机的性能需要。上世纪80年代初, 美国Howmet公司成功开发了整体叶盘GX细晶工艺, 并且发现Mar-M247等定向合金材料不仅具有良好的定向柱晶性能, 而且还具有优良的等轴晶性能。采用该型合金铸造整体叶盘, 能显著提高轮盘的强度、低周疲劳性能和承温能力, 降低了叶盘的设计重量, 提高了叶盘的工作转速, 延长了叶盘的工作寿命, 该工艺已在美军F-16、YF-22A等战斗机上得到了广泛的应用。

5) 主动维护。应用电子技术和计算机软件技术对液压系统进行监测和管理, 有利于提高液压系统工作效率、降低故障发生率等。

的液压系统进行了对比分析, 为我国发展大型客机项目的液压系统设计提供借鉴, 同时也指出当前民用飞机液压系统的发展趋势。

AST

[2] 苏致国. 波音737飞机在液压系统上的改进分析[J]. 中国民航学院学报, 1987(2).

[3] 王占林. 飞机高压液压能源系统[M]. 北京航空航天大学出版社, 2004.

5 结论

介绍了当前民用客机中150座级最为畅销的空客A320系列和波音737系列的液压系统结构及特点, 并对其二者

参考文献

[1] 张建波, 朴学奎. 空客A320液压系统研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2012(2): 53~55.

作者简介

常海, 工程师, 主要从事民机液压系统设计相关工作。

表1 国内整体叶盘常用铸造高温合金典型数据

合金	σ_b , MPa			$\sigma_{0.2}$, MPa		
	室温	750℃	900℃	室温	750℃	900℃
K418	900	995	670	760	775	455
K418B	935	880	630	760	675	/
K417	990	/	745	765	425	640
K424	1010	995	715	755	795	610

根据表1中的数据(其中 σ_b 为抗拉强度极限, $\sigma_{0.2}$ 为屈服强度极限),在750℃左右工作的叶盘,采用K418、K418B合金比较合适;在900℃左右工作的叶盘,采用K417和K424合金比较合适,但K417铸造性能较差;目前,国内还没有研制出能胜任1000℃以上工作温度的高强度整体叶盘用高温合金,在一定程度上制约了高性能小型起动机的研发。

2 K418B与K447A高温合金材料性能数据对比

对于小型起动机高温合金整体涡轮材料的迫切需求,北京航空材料研究院决定使用适合于更恶劣情况的高强度整体叶盘材料——改进型材料K447A高温合金。

2.1 材料成分

K447A合金材料和原使用的K418B合金材料成分对比情况如表2所示。

2.2 拉伸性能

拉伸性能通常用强度和塑性指标衡量。

1) 拉伸强度指标

抗拉强度极限是指材料试件在拉力作用下能抵抗断裂的最大应力,以 σ_b 表示,如拉伸试验曲线图中最高点b对应的强度极限,常用单位为MPa。

屈服强度极限是指材料试件在承受拉力时,当载荷不再增加,但试件仍继续发生明显的塑性变形,这种现象称为屈服,产生屈服时的应力称为屈服强度极限,相应于拉伸试验曲线图中的点称为屈服点。工程上有许多材料没有明显的屈服点,通常规定材料试件上的标距长度产生0.2%塑性变形的应力作为条件屈服强度极限,以 $\sigma_{0.2}$ 表示。屈服强度极限指标常用于试件不产生明显塑性变形的的设计依据。

2) 拉伸塑性指标

材料试件塑性以拉伸试验时的试件标距长度延伸率 δ (%)和断面收缩率 ψ (%)表示。

延伸率 δ 是指拉伸试验时试件拉断后,将试件断口对合起来后的标距长度 L_1 与试件原始标距长度 L_0 之差与 L_0 之比,

即 $\delta = [(L_1 - L_0)/L_0] \times 100\%$ 。在实际拉伸试验时,同一材料试件、不同规格的延伸率会有不同,因此一般需特别标注,最常用的圆截面试件,其初始标距长度为试件直径5倍时测得的延伸率表示为 δ_5 。

断面收缩率 ψ 是指拉伸试验时试件拉断后,原横截面积 F_0 与断口细颈处最小截面积 F_1 之差与 F_0 之比,即 $\psi = [(F_0 - F_1)/F_0] \times 100\%$ 。实用中对于最常用的圆截面试件通常可通过测量直径进行计算, $\psi = [1 - 2(D_1/D_0)] \times 100\%$ 。式中 D_0 为试件原直径, D_1 为试件拉断后断口细颈处最小直径。 δ 和 ψ 值越大,表明材料的塑性越好。

3) 材料试件

通过大量试验,K447A合金材料和K418B合金材料不同温度的拉伸性能数据对比情况见表3、表4所示。

2.3 合金高温持久性能

高温持久强度是高温材料试件设计选材的重要依据,它是指测定材料试件在某一温度下受恒定载荷作用时,在规定的持续时间内不引起断裂的最大应力的一种性能试验。具体方法是,保持某一恒定温度,对一组材料试件分别选取不同的应力进行试验,直到断裂为止,得出一组试验持续时间,然后在双对数坐标纸上画出应力与持续时间的关系曲线,从而求出规定时间下的应

表2 K447A合金和K418B合金材料成分(wt%)

元素		C	Cr	Co	W	Mo	Ta	Al	Ti	Hf	B	Zr	Ni
含量	1 [#]	0.13—0.17	8.0—8.8	9.0—11.0	9.5—10.5	0.5—0.8	2.8—3.3	5.3—5.7	0.9—1.2	1.2—1.6	0.01—0.02	0.03—0.08	余
	2 [#]	0.03—0.07	11.0—12.50	—	—	3.8—5.2	1.5—2.5	5.5—6.5	0.4—1.0	—	0.005—0.015	0.05—0.15	余
元素		Fe	Mn	Si	Nb	Cu	S	P	Pb	Ag		Se	
含量	1 [#]	0.50	0.20	0.20	0.10	0.05	0.01	0.01	0.0005	0.0005		0.0001	
	2 [#]	0.50	0.25	0.50	—	0.50	0.015	—	—	—		—	
元素		Te		Tl		Bi	Sn	As	Sb				
含量	1 [#]	0.00005		0.00005		0.00005	0.001	0.001	0.001				
	2 [#]	—		—		0.0002	—	—	—				

备注:1#指K447A材料,合金锭符合Q/6S2236-2009标准;2#指K418B材料,合金锭符合YJ2004-II技术条件。

表3 K447A合金不同温度的拉伸性能

实验 温度/℃	$\sigma_{0.2}$	σ_b	δ_5	ψ
	MPa		%	
20	855	1072	9.7	11.7
760	900	1080	8.9	9.2
870	677	888	10.5	8.7
900	588	814	9.0	9.8
950	463	682	7.3	7.9
980	435	604	7.8	9.1
1000	336	530	7.7	7.6

表4 K418B合金不同温度的拉伸性能

实验 温度/℃	$\sigma_{0.2}$	σ_b	δ_5	ψ
	MPa		%	
20	779	939	8.40	11.65
600	708	863	8.30	18.35
700	691	843	6.75	17.55
750	705	879	7.75	17.40
800	731	856	9.2	18.95
850	617	802	10.2	15.2
900		630	13.5	29.0
1000	260	365	23.0	27.0

力,即持久强度。

持久塑性是采用材料试件在断裂后的延伸率 δ 和断面收缩率 ψ 表示。它是指材料试件在温度、应力共同作用下,在规定的持续时间内的塑性性能。它不仅与温度有关,而且还与材料的缺口敏感性、低周疲劳性能和抗裂纹发展能力等有关。

通过试验, K418B合金材料与K447A合金材料在不同温度下的持久性能数据对比如表5、表6所示。

2.4 合金硬度

材料试件对其他硬度更大的物体压入表面的抵抗能力称为硬度,或者说是材料对局部塑性变形的抵抗能力。因此,硬度与强度有一定的关系。材料试件试验的测定方法为布氏硬度。

布氏硬度(代号HB)是用直径为D的淬硬钢球在规定负荷P的作用下压入试件表面,保持一段时间后卸去载荷,在试件表面将会留下表面积为F的压痕,以试件的单位面积上能承受负荷的大小表示该试件的硬度: $HB=P/F$ 。在实际应用中,通常直接测量压坑的直径,并根据负荷P和钢球直径D从布氏硬度数值表

上查出布氏硬度值(显然,压坑直径越大,硬度越低,表示的布氏硬度值越小)。布氏硬度与材料的抗拉强度之间存在一定的关系: $\sigma_b \approx KHB$, K为系数。

通过试验, K418B与K447A高温合金材料硬度测试数据对比如表7所示。

2.5 疲劳数据

材料疲劳是指在循环应力或循环应变作用下,在一处或几处逐渐产生局部永久性累积损伤,经一定循环次数后产生裂纹或突然发生完全断裂的过程。疲劳破坏具有在时间上的突发性,在位置上的局部性以及对环境缺陷的敏感性等特点。

通过试验, K447A高温合金材料与K418B疲劳数据对比如表8所示。

综上所述得出, K447A的拉伸、持久、硬度性能明显高于K418B,尤其是疲劳寿命高出达4倍。

3 更换后的使用情况

3.1 超转转速

对首批加工的K447A材料动力涡轮均按79000r/min转速进行了超转试验,并通过荧光检查合格。而K418B材料动力涡轮的超转转速为68000 r/min。

3.2 试验考核及领先试用情况

K447A材料动力涡轮通过了湿热、盐雾等相关试验。安装于该型起动机后,通过了1008次考核,目前已在外场进行装机试用,试用情况良好。

4 结束语

经过大量性能数据的检测对比分析和试验验证,该型起动机整体涡轮材料由原来的K418B改进为K447A,是可行的。这项改进提高了产品的可靠性和性能寿命,降低了产品

表5 K418B合金持久性能

试验温度/℃	试验应力/MPa	寿命/h	延伸率/ $\delta\%$	断面收缩率/ $\psi\%$
760	724	10	7.9	9.9
	620	812	7.5	7.3
	530	163	2.3	/
980	200	11	18.4	19.5
	150	51	12.8	/

表6 K447A合金持久性能

试验温度/℃	试验应力/MPa	寿命/h	延伸率/ $\delta\%$	断面收缩率/ $\psi\%$
760	724	108	3.6	7.3
	620	638	4.2	6.8
980	235	43	3.3	13.2
	200	95	9.6	14.5
1040	127	50	6.4	15.0

表7 K447A与K418B合金硬度测试数据对比

材料	硬度(均值)	检测标准
K447A	40.1~41.5	HB5172-96
K418B	33.0~36.0	HB5172-96

表8 K447A与K418B合金疲劳数据对比

性能	K418B	K447A
密度(g/cm^3)	8.0	8.54
弹性模量(GPa)	200	206
泊松比(无量纲)	0.3	0.22
承温能力	<900℃	<1038℃
1034MPa应力427℃下的疲劳次数	最低6379	最低39288
	平均21857	平均86369

的使用和维修成本,提高了飞机发动机的良好率,具有很好的社会效益。【AST

参考文献

[1] 汤鑫,曹腊梅,李爱兰,盖其东,刘发信. 高温合金整体叶轮铸造技术的研究进展[J]. 航空材料学报,2005, 25(3):57-62.

[2] 汤鑫. 高温合金整体叶轮控品铸造工艺及其应用研究[J]. 机械工程学,2004(1): 17-19.

[3] MacIntyre CA, Agarwalp N. Development of fine grain cast Mar-M247 axial and radial turbine wheels[J]. Advanced Aerospace Materials Technology, warrendale, PA: Society of Automotive Engineers Inc, 1984:35-45.