某型航空发动机涡轮机匣选材论证分析

傅依顺,沈　毅,姜曦灼,廖连芳
(中航工业沈阳发动机设计研究所,沈阳 110015)

傅依顺(1967),男,自然科学研究员,从事航空发动机结构设计工作。

收稿日期:2011-08-03

摘要:以某型航空发动机高、低压涡轮机匣选材为例,对温度、强度和寿命进行了计算分析,并结合生产成本、材料供应状况和工艺成熟度,提供了涡轮机匣材料选择的方法。分析结果表明: GH4169 合金比较适合作为航空发动机涡轮机匣材料。

关键词:航空发动机;涡轮机匣;选材;GH4169 合金

Demonstration of Material Selection for an Aeroengine Turbine Frame

FU Yi-shun, SHEN Yi, JIANG Xi-zhuo, LIAO Lian-fang
(**AVIC Shenyang Engine Design and Research Institue, Shenyang 110015, China**)

Abstract: Take material selection of an aeroengine high and low pressure turbine casing as an example, the temperature, strength and life of the frame with different materials were calculated and analyzed. The advice of material selection for the turbine casing were proposed with the manufacture cost , material source and TRL. The results show that GH4169 alloy is more suitable for aeroengine turbine casing.

Key words: aeroengine; turbine casing; material selection; GH4169 alloy

0　引言

高推重比发动机涡轮机匣要承受较高的温度、内外壁压差,并且要传递发动机的轴向力、扭矩和机动载荷等,同时又要具有较轻的质量,所以其设计具有一定难度,要充分考虑下列基本要求:合理地选择耐高温材料,保证零件在高温下安全可靠地工作;既要保证机匣具有足够的刚性, 又要使得机匣质量轻,并便于与转子的装配;要使机匣相互之间有很好的热定心功能,转、静子之间能保持良好的同心度;具有良好的加工性能和较高的性价比。在某型发动机高、低压涡轮机匣的方案设计中, 对照中国高温合金基础,初步决定从 GH761、GH4169 和 GH901 合金中选用 1 种机匣材料。

本文主要对温度、强度和寿命进行了计算分析,并对生产成本、材料供应状况和工艺成熟度进行了比较分析,最后给出某型航空发动机涡轮机匣选材的建议。

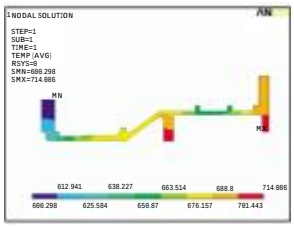
1　3 种材料涡轮机匣强度、寿命计算分析

根据发动机结构设计准则,针对 GH761、GH4169 和 GH901 合金 3 种材料,分别对高、低压涡轮机匣在设计(1A)、最大气动(2A)和最大热负荷状态(5A)下的温度场、应力和位移进行计算分析。

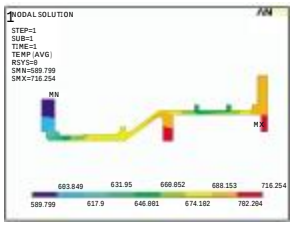
1.1　高压涡轮机匣温度场、应力和变形

1.1.1　高压涡轮机匣温度场

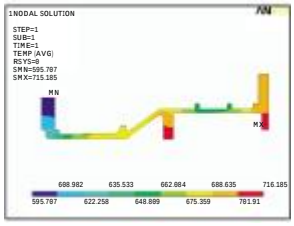
对由 GH761、GH4169 和 GH901 合金加工的高压涡轮机匣,在设计和最大气动以及最大热负荷状态下分别进行了温度场计算,在此仅给出在设计状态下 3 种材料对应的温度场,如图 1 所示(温度单位:K)。在其它状态下与在设计状态下的情况相



(a) GH4169 合金



(b) GH761 合金



(c) GH901 合金

图 1　3 种材料设计状态温度场

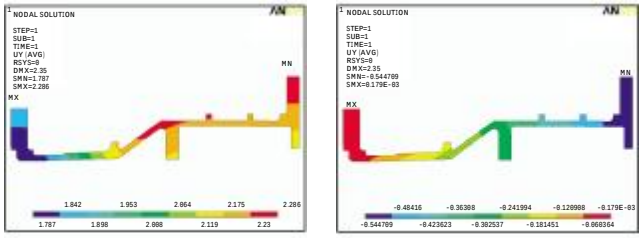
似,故略去,3 种材料对应的设计和最大气动以及最大热负荷状态下的温度范围见表 1。

表 1 3 种材料对应各状态下的温度范围 K

材料	设计状态	最大气动状态	最大热负荷状态
GH761	589.80~716.30	637.49~780.52	661.90~851.76
GH4169	600.28~714.09	647.38~777.72	677.62~848.76
GH901	595.71~715.19	643.01~779.63	672.15~851.11

1.1.2 高压涡轮机匣应力和变形

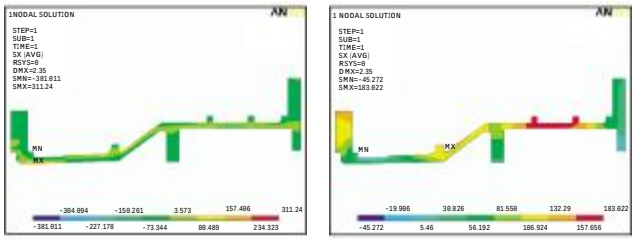
对由 GH761、GH4169 和 GH901 合金加工的高压涡轮机匣，在设计和最大气动以及最大热负荷状态下分别进行了应力和位移计算，现仅给出 GH4169 材料在设计状态下的径向(半径)和轴向位移,如图 2 所示;在设计状态下的径向、轴向和周向的应力如图 3 所示。在其它状态下的位移和应力变化与在设计状态下的相似，故略去。3 种材料对应的设计、最大气动和最大热负荷状态下的位移和应力范围见表 2、3。



(a) 径向位移 (b) 轴向位移

图 2 GH4169 合金设计状态位移

(a) 径向应力



(b) 轴向应力 (c) 周向应力

图 3 GH4169 合金设计状态应力

1.1.3 3 种材料高压涡轮机匣计算结果分析和寿命估算

(1)3 种材料径向位移最大值比较见表 4。从表中可见,GH4169 和 GH761 合金的径向位移计算结果比较接近,GH901 比 GH761 合金的径向位移稍大。

表 2 各状态位移最大值 mm

材料	方向	设计状态	最大气动状态	最大热负荷状态
GH761	径向	2.327	2.792	3.178
	轴向	-0.543	-0.651	-0.841
GH4169	径向	2.286	2.809	3.176
	轴向	-0.545	-0.663	-0.850
GH901	径向	2.399	2.877	3.228
	轴向	-0.564	-0.677	-0.863

表 3 各状态应力范围 MPa

材料	方向	设计状态	最大气动状态	最大热负荷状态
GH761	径向	-261.0 ~ 182.1	-357.6 ~ 254.6	-177.8 ~ 150.4
	轴向	-490.7 ~ 401.2	-665.3 ~ 546.6	-319.2 ~ 313.6
	周向	-189.4 ~ 250.0	-238.1 ~ 410.5	-146.5 ~ 178.6
GH4169	径向	-185.7 ~ 135.5	-278.0 ~ 202.4	-147.5 ~ 118.4
	轴向	-381.0 ~ 311.2	-556.2 ~ 455.1	-259.4 ~ 274.0
	周向	-45.3 ~ 183.0	-51.8 ~ 301.3	-53.8 ~ 109.3
GH901	径向	-238.7 ~ 170.5	-313.2 ~ 229.3	-160.6 ~ 133.2
	轴向	-454.8 ~ 370.8	-601.4 ~ 493.4	-281.1 ~ 289.7
	周向	-155.0 ~ 227.0	-164.5 ~ 369.7	-103.5 ~ 147.7

表 4 径向位移最大值比较 mm

材料	位移 / 位移差	设计状态	最大气动状态	最大热负荷状态
GH761	径向位移	2.327	2.792	3.178
GH4169	位移差	-0.041	0.017	-0.002
GH901	位移差	0.072	0.085	0.050

(2)由 3 种材料加工的高压涡轮机匣均可以满足强度要求。

(3)按最苛刻的“0—2A—0”循环估算高压涡轮机匣低循环疲劳寿命。利用 S-N 曲线,分别计算出由 GH4169 和 GH901 合金加工的高压涡轮机匣的疲劳寿命分别为 8×10^4 和 2.5×10^4 周;由于 GH761 合金的数据不全，无法给出由其加工的机匣的疲劳寿命，但其疲劳性能要好于 GH901 合金的。由 3 种材料加工的高压涡轮机匣均可满足 3×10^3 h 设计寿命要求。

1.2 低压涡轮机匣温度场、应力和变形

1.2.1 低压涡轮机匣温度场计算结果

对由 GH761、GH4169 和 GH901 合金加工的低压涡轮机匣,在设计和最大气动以及最大热负荷状态下分别进行了温度场计算,由于其温度场与高压涡轮机匣的情况相似,故略去,现给出 3 种材料对应的设计和最大气动设计最大热负荷状态下的温度范围,见表 5。

表 5　3 种材料对应各种状态的温度范围　　K

材料	设计状态	最大气动状态	最大热负荷状态
GH761	686.74~765.36	696.57~815.93	698.87~881.05
GH4169	687.31~762.34	697.10~812.96	699.06~879.15
GH901	687.06~764.26	696.85~815.22	698.97~881.10

1.2.2　低压涡轮机匣应力和变形

对由 GH761、GH4169 和 GH901 合金加工的低压涡轮机匣,在设计和最大气动以及最大热负荷状态下分别进行了应力和位移计算,由于其位移与高压涡轮机匣的情况相似,故略去,现给出 3 种材料对应的设计和最大气动以及最大热负荷状态下的位移和应力范围见表 6、7。

表 6　各种状态位移最大值　　mm

材料	方向	设计状态	最大气动状态	最大热负荷状态
GH761	径向	2.629	3.020	3.239
	轴向	-0.728	-0.799	-1.014
GH4169	径向	2.596	3.023	3.232
	轴向	-0.713	-0.791	-1.008
GH901	径向	2.695	3.094	3.286
	轴向	-0.747	-0.818	-1.030

表 7　各种状态应力范围　　MPa

材料	方向	设计状态	最大气动状态	最大热负荷状态
GH761	径向	-96.97 ~ 57.99	-178.90 ~ 108.50	-195.50 ~ 138.20
	轴向	-211.50 ~ 194.00	-392.70 ~ 356.00	-471.40 ~ 452.30
	周向	-71.70 ~ 160.30	-100.30 ~ 255.40	-209.40 ~ 182.60
GH4169	径向	-78.76 ~ 39.98	-137.70 ~ 58.61	-141.60 ~ 71.20
	轴向	-171.50 ~ 165.40	-317.80 ~ 302.90	-365.70 ~ 370.90
	周向	-49.63 ~ 143.80	-54.55 ~ 225.70	-100.30 ~ 120.00
GH901	径向	-84.45 ~ 45.40	-155.10 ~ 84.63	-162.60 ~ 104.10
	轴向	-186.90 ~ 174.80	-346.70 ~ 320.40	-401.50 ~ 394.50
	周向	-56.76 ~ 152.60	-60.09 ~ 242.90	-146.40 ~ 134.80

1.2.3　低压涡轮机匣计算结果分析和寿命估算

(1)径向位移最大值比较见表 8。从表中可见,GH4169 和 GH761 合金的径向位移计算结果比较接近,GH901 比 GH761 合金的径向位移稍大。

表 8　径向位移最大值比较　　mm

材料	位移 / 位移差	设计状态	最大气动状态	最大热负荷状态
GH761	径向位移	2.629	3.020	3.239
GH4169	位移差	-0.033	0.007	-0.007
GH901	位移差	0.066	0.074	0.047

(2)由 3 种材料加工的低压涡轮机匣均可以满足强度要求。

(3)按最苛刻的“0—2A—0”循环估算低压涡轮机匣低循环疲劳寿命。利用 S-N 曲线,计算出由 GH4169 和 GH901 合金加工的低压涡轮机匣的疲劳寿命均为 10^5 周以上;由于 GH761 合金的数据不全,无法给出由其加工的机匣的疲劳寿命,但其疲劳性能要好于 GH901 合金的。由 3 种材料加工的的低压涡轮机匣均可满足 3000 h 的设计寿命要求。

2　3 种材料机匣的质量和成本

零件质量是航空发动机的质量指标,在设计过程中必须进行权衡。零件的制造成本,关系到发动机的竞争力,同样决定了发动机的生存,在设计时也应该考虑。由于计算零件的成本是 1 项复杂的工程,现在还没有比较好的估算方法,只能暂时参考材料的价格。由 3 种材料加工的机匣的质量和材料价格见表 9。

表 9　涡轮机匣质量和材料价格

材料	质量 /kg		材料价格 /(万元 /t)
	高压涡轮机匣	低压涡轮机匣	
GH761	8.205	9.040	35
GH4169	8.347	9.196	38
GH901	8.316	9.163	30

从表 9 中可见,由 GH4169 、GH901 合金加工的机匣质量分别比由 GH761 合金加工的重 0.298 kg 和 0.238 kg,机匣的毛料质量约为 100 kg;3 种材料的成本是有差异的,由 GH4169 、GH761 和 GH901 合金加工的每个涡轮机匣价格分别为 7.6、7 和 6 万元。

3　总结和建议

(1)高、低压涡轮机匣可以选用 GH761 合金。但由于该合金毛料的供应和锻造质量稳定性存在一定的问题,且缺乏研究经费,没有进行冶炼和锻造的深入研究,从而有关数据不全。只要解决锻造质量稳定性问题,在航空发动机上 750 ℃环境下应用 GH761 合金有一定发展空间。但要在更高温度下应用,还需进行深入研究。

(2)高、低压涡轮机匣若选用 GH901 合金,从上面分析可知,虽然该材料的生产成本较低,但力学性能比另 2 种材料的差,应力也比另 2 种材料的高,其变形比 GH761 合金的大,涡轮叶尖间隙较大,影响发

动机性能、可靠性和耐久性,因此不建议采用 GH901 合金用作机匣材料。

(3)GH4169 合金力学性能优越,持久和蠕变性能优于另 2 种材料;通过计算可知,采用该材料加工的机匣变形较小,涡轮叶尖间隙更好控制;该材料应用广泛,生产制造工艺也很成熟。从有关数据对比分析可知,选用 GH4169 合金,虽然其毛料成本最贵,但由于材料的成熟度高、制造工艺成熟,从而可减少生产中其他方面的投入,使其总成本有所降低。

虽然 3 种材料均能满足涡轮机匣设计要求,但根据以上分析,建议采用 GH4169 合金作为涡轮机匣材料。

参考文献:

[1]《中国航空材料手册》编辑委员会. 中国航空材料手册:第 2 卷[S]. 北京:中国标准出版社,2002:155-359.

[2]《航空发动机设计手册》编辑委员会. 航空发动机设计手册:第 10 册[M]. 北京:航空工业出版社,2001:238-243.

[3]《航空发动机设计手册》编辑委员会. 航空发动机设计手册:第 16 册[M]. 北京:航空工业出版社,2001:97-135.

[4]《航空发动机设计手册》编辑委员会. 航空发动机设计手册:第 17 册[M]. 北京:航空工业出版社,2001:71-295.

[5]《航空涡喷、涡扇发动机结构设计准则(研究报告)》编辑委员会. 航空涡喷、涡扇发动机结构设计准则(研究报告):第 4 卷[S]. 北京:中国航空工业总公司发动机系统工程局,1997:17-197.

(上接第 35 页)也不能直接起动,还可能造成常温条件下起动超温。因此,取消增加起动供油量的措施,而保留延长起动机带转时间的措施,在加温条件下进行试验。

在 -31 ℃下,采取不同的加温时间进行发动机起动比较,如图 4 所示。图中虚线为起动机带转时间延长,且加温时间较长的参数变化;实线为加温时间较短,且起动失败的参数变化。

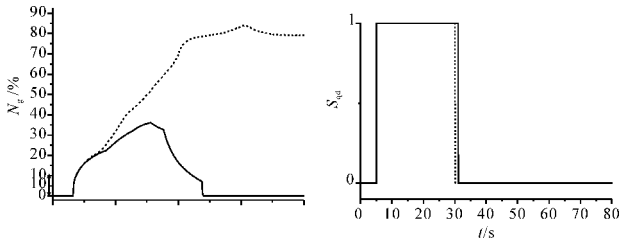


图 4 不同加温时间下的发动机起动比较

从图 4 中可见,在发动机起动过程中,随着加温时间的延长,发动机转速变化率增加,起动机断开点从时间限制点变为转速到达点,起动成功率也明显提高。

在大气环境温度为 -35.2 ℃下,分别选择加温时间为 15 和 20 min 进行起动试验,发动机起动均成功。随后,又在大气环境温度为 -35 ~ -20 ℃下进行了 20 余次加温起动试验,加温时间根据不同的环境温度而定,发动机起动均成功。至此,经过大量试验,总结出不同环境温度下最适合的加温时间。在加温起动时,可用出口温度为 70 ℃左右的加温管对发动机滑油箱、燃滑油散热器等部位进行加温,具体加温时间见表 1。

表 1 不同环境温度下发动机起动时的加温时间

次	环境温度 /℃	加温时间 /min
1	≤30	20
2	-30 ~ -25	15
3	-25 ~ -20	10

4 结论

(1)在环境温度为 -20 ℃以上时,发动机具有自主起动能力。但由于受到起动时间、发动机及其滑油的物理特性等限制,在环境温度为 -20 ℃以下时,必须采取加温措施,才能保证发动机起动成功。

(2)在起动机功率尚有余量的情况下,可以采取延长起动机带转时间的措施,提高发动机起动成功率[3]。

(3)在环境温度为 -20 ℃以下时,加温起动时间适情而定,温度越低,加温时间越长,但最长不超过 20 min。

参考文献:

[1] 张宝诚. 航空发动机试验和测试技术[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005:195-198.

[2] 郑绪生,张天宏,丁毅,等. 某型涡轴发动机起动建模技术研究[C] // 中国航空学会第十二届发动机自动控制学术会议论文集. 北京:中国航空学会,2004:305-310.

[3] 蔡建斌,成本林,刘杰,等. 起动电机特性对燃气涡轮轴发动机起动性能的影响[C] // 中国航空学会青年科技论坛文集. 北京:中国航空学会,2005:306-310.

[4] 李树人. 航空燃气涡轮发动机工作特性试验分析[M]. 西安:飞行试验研究院,2008:220-225.