

OCr21Ni6Mn9N耐高温不锈钢及其在冲压发动机上的应用

王义衡 马竹叶 曹建林

摘 要

本文介绍OCr21Ni6Mn9N耐高温不锈钢性能及其在发动机中的应用。该钢含镍量比1Cr18Ni9Ti少,增加了氮,使常温 and 高温强度约为1Cr18Ni9Ti的1.5倍。并有良好的空气中抗高温氧化性能和工艺性能,及热处理简单等优点。在进行工艺试验的基础上,制作了冲压发动机预燃室、稳定器、火焰筒和尾喷管等部件。经发动机热试车考核,证明了该材料可以代替1Cr18Ni9Ti不锈钢作为发动机材料,并可以大大提高这些部件的使用寿命。

一、前 言

冲压发动机扩压器、燃烧室和喷管等部件,常采用1Cr18Ni9Ti不锈钢。该不锈钢室温和高温的强度低,在低空高速工作时,有烧蚀现象。国外一直在研究新的耐高温不锈钢,1970年美国ARMCO公司研制了Nitronic40不锈钢(21-6-9)。因它具有较高的性能指标及良好的工艺性而得到广泛应用。主要用于要求耐蚀、抗氧化和高强度的结构,例如高压管道、喷管、离心叶片及低温装备等。现已用于波音747、DC-10等飞机的液压管道系统,波音747的低温储箱,涡轮喷气发动机部件等。

最近我们将我国研制的OCr21Ni6Mn9N(简称21-6-9)钢应用于冲压发动机热部件,经十次热试车考验,证明该材料性能良好,可以代替1Cr18Ni9Ti不锈钢。对冲压发动机、涡轮喷气发动机或类似工作条件下的其他产品具有推广使用的价值。

二、21-6-9材料的物理及化学性能

1. 21-6-9的化学成分

从表1中看出它是少镍不锈钢。Ni的含量比1Cr18Ni9Ti少。N是一种固溶强化元素,起强化作用和提高材料的缺口韧性。Cr的高含量,显示出良好的空气中抗高温氧化性能。 M_n 代替了Ni的作用,同时 M_n 和N使奥氏体组织稳定。

表1 21-6-9材料的化学成分

C	Mn	Si	Cr	Ni	N	S	P
≤0.08	8.0~10.0	≤1.0	19.0~21.5	5.5~7.5	0.23~0.4	≤0.03	≤0.04

2. 21-6-9室温及高温机械性能

21-6-9材料室温和高温机械性能(见表2,图1,图2,)都大大高于1Cr18Ni9Ti,在800~1100℃之间前者约为后者1.5倍。在800℃时21-6-9的瞬时强度达到24.9公斤/毫米²,相当于GH140的水平。(见表2,图1,图2)

表2 21-6-9和1Cr18Ni9Ti室温、高温瞬时拉伸性能比较

规格	钢 种	性 能	试 验 温 度 °C				
			20	800	900	1000	1100
棒	21-6-9	σ_b 公斤/毫米 ²	73.8	$\frac{24.4-25.4}{24.9}$	$\frac{13.9-15.5}{14.6}$	$\frac{7.3-8.4}{7.9}$	$\frac{4.4-6.2}{5.4}$
		δ_5 %	50.5	$\frac{43.2-75.4}{59.5}$	$\frac{57.8-112.3}{80.3}$	$\frac{69.4-105.6}{87.7}$	$\frac{40.80}{56.4}$
		ψ %	70.6	$\frac{45.0-70.7}{59.2}$	$\frac{61.5-80.4}{71.1}$	$\frac{57.9-65.4}{62.3}$	$\frac{39.2-56.3}{47.4}$
材	1Cr18Ni9Ti	σ_b 公斤/毫米 ²		$\frac{19.7-21.2}{20.4}$	$\frac{8.8-12.5}{10.3}$	$\frac{5.3-8.2}{6.8}$	$\frac{3.5-3.7}{3.6}$
		δ_5 %		$\frac{66.6-88.0}{73.6}$	$\frac{68.0-161.6}{93.6}$	$\frac{61.6-100}{77.6}$	$\frac{81-91.6}{87.3}$
		ψ %		$\frac{74.2-88.5}{80.8}$	96.0	96.0	
板	21-6-9	σ_b 公斤/毫米 ²	85	$\frac{23.3-25.2}{24.3}$	$\frac{11.8-14.7}{13.8}$	$\frac{6.7-7.5}{7.1}$	$\frac{3.9-4.3}{4.2}$
		δ_5 %	47	$\frac{41.5-69}{60.3}$	$\frac{56.6-95}{82.7}$	$\frac{58.8-78}{86.2}$	$\frac{39.2-52.6}{43.4}$
材	1Cr18Ni9Ti	σ_b 公斤/毫米 ²	53.2	$\frac{15.5-19.1}{17.3}$	$\frac{8.2-10.5}{9.3}$	$\frac{3.8-5.7}{4.9}$	$\frac{2.8-3.2}{3.0}$
		δ_5 %	74.4	$\frac{36.4-84}{69.2}$	$\frac{48-173.6}{101.3}$	$\frac{105-131.6}{113.3}$	$\frac{73.0-117.2}{85.5}$

3. 热处理

21-6-9为稳定的奥氏体不锈钢,它在60%冷加工变形条件下仍无磁性,不能热处理硬化,退火状态硬度约RB100,经60%冷轧可提高到Rc40-44,固溶温度采用1050℃,1小时。

4. 冷加工率对力学性能的影响

21-6-9冷加工时,随着变形量增加, σ_b 增加(见表3)由于它是单纯的形态硬化,所以具有良好的冷成型性能。工序间的中间软化处理温度为1050—1100℃。

5. 高温抗氧化性能

21-6-9钢具有良好的抗氧化能力,在与1Cr18Ni9Ti用增重法作对比试验中看出(见表4,图4)温度低于1000℃时,两种钢的抗氧化性能基本相近,温度高于1000℃后,1Cr18Ni9Ti钢的抗氧化性能急剧降低,而21-6-9钢仍能保持较致密牢固的氧化层。(增重法对比试验的试样为圆柱形)

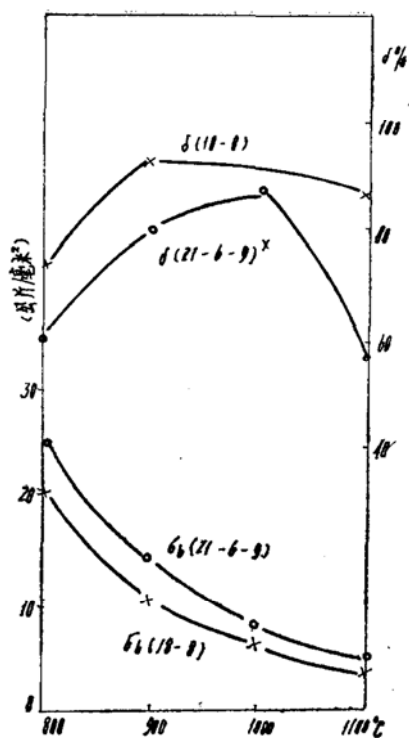


图 1 棒材高温瞬时拉伸性能

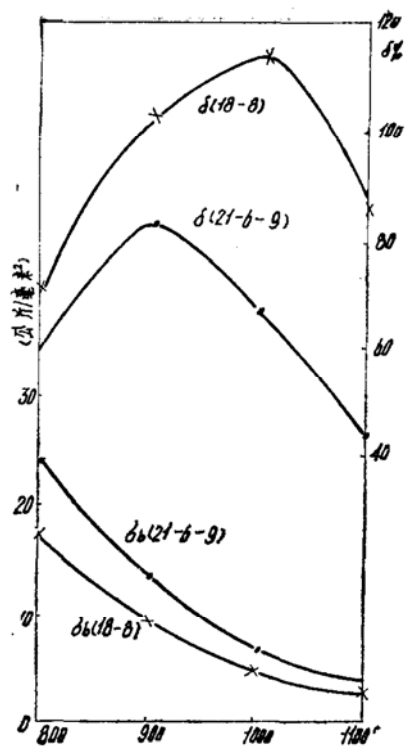


图 2 板材高温瞬时拉伸性能

表 3 冷加工对板材力学性能的影响

变 形 率 %	σ_b 公斤/毫米 ²	σ_s 公斤/毫米 ²	δ %
0	83.27	46.83	46.1
1.66	85.86	54.1	43.6
4.30	88.83	61.63	39.0
8.71	94.76	73.26	32.66
14.4	103.56	87.43	24.63
18.9	112.0	98.83	21.26
28.9	126.86	106.6	14.06
49.5	146.0	137.16	12.66
69.2	156.9	135.32	8.98

表4 21-6-9和1Cr18Ni9Ti抗氧化试验结果

温 度 °C	氧化率平均值 克/毫米 ² 小时×10 ⁻⁵	
	21-6-9	1Cr18Ni9Ti
800	0.0174	0.0071
900	0.0447	0.0178
1000	0.0882	0.0976
1050	0.0974	0.3968

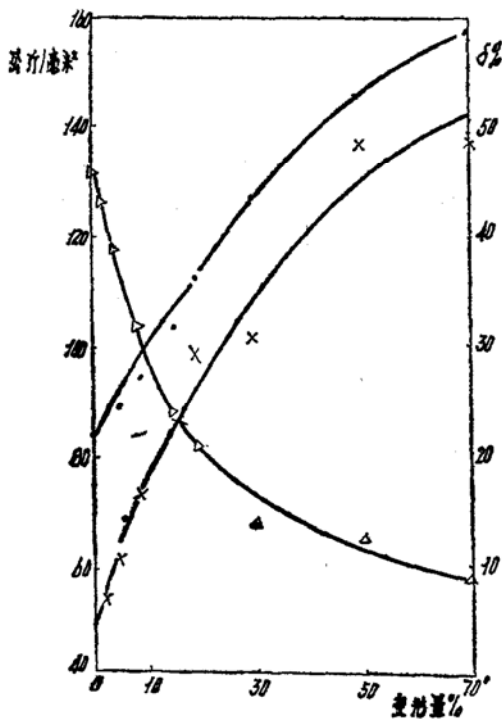


图3 冷加工率对力学性能的影响

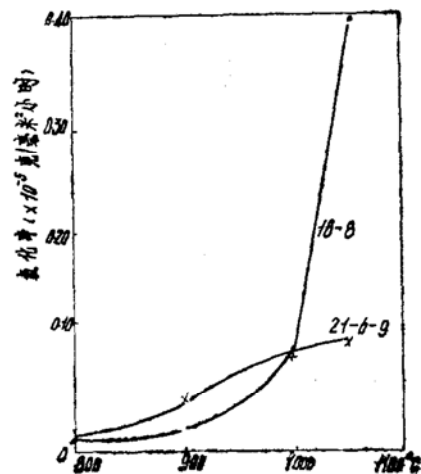


图4 21-6-9与1Cr18Ni9Ti高温抗氧化性能

6. 耐腐蚀性

用薄板0.8~2.0毫米按GB1223-75T法检验, 表明21-6-9钢耐腐蚀性能良好。

三、工 艺 性 能

21-6-9材料虽然具有高的极限强度, 但成型性能良好。可以用一般的制造设备和技术成功地成型、焊接、锻造和机械加工。用氩弧焊焊接时焊缝强度系数达0.95, 但焊接时必须避免焊接表面被铜污染。

1. 焊接性能

21-6-9钢焊接性能良好, 焊丝可采用不锈钢或与母材相同材料, 也可用Ni基合金, 焊缝强度系数达0.95。(见表5)

表5 手工及自动氩弧焊接头强度及弯曲角

21-6-9钢	母 材		焊 缝 接 头		焊 缝 强 度 系 数
	σ_b	α	σ_b	α	
$\delta=1.2$ 自动焊对接	83.67	180°	81.6	119.6°	97.5%
$\delta=1.2$ 手工焊对接	83.67	180°	80.6	111.6°	96%

21-6-9钢的点焊性能良好, 21-6-9本自点焊, 21-6-9钢与1Cr18Ni9Ti钢点焊及1Cr18Ni9Ti钢本自点焊试验表明21-6-9钢每个焊点的抗剪强度大大高于1Cr18Ni9Ti钢, 达到1390公斤, 试验所用电极直径 $\phi 6$, 试验材料厚度均为1.2毫米。试验结果见表6。

21-6-9钢厚度为1.2毫米的自动氩弧焊对接接头高温强度见表7。

表6 接触点焊接头强度

强 度 \ 材 料	21-6-9 + 21-6-9	21-6-9 + 1Cr18Ni9Ti	1Cr18Ni9Ti + 1Cr18Ni9Ti
σ_r	1390.5公斤	1117公斤	700公斤

表7 21-6-9钢自动氩弧焊接头高温强度

板 材 厚 度 毫 米	试 验 温 度 $^{\circ}\text{C}$	δ_b 公斤/毫米 ²	断 裂 部 位
1.2	700	36.5	焊 缝
1.2	800	23.6	"
1.2	900	13.0	母 材
1.2	1000	6.5	"
1.2	1100	4.7	"

焊接时, 必须避免焊接表面被铜污染, 否则, 基本金属近缝区的表面容易发生裂缝, 因此, 焊接垫板最好用铬不锈钢或铝合金材料。

2. 锻造性能

21-6-9钢锻造容易。装炉温度 $\leq 800^{\circ}\text{C}$, 加热温度1160—1180 $^{\circ}\text{C}$, 开锻温度1080—1100 $^{\circ}\text{C}$, 停锻温度 $\geq 850^{\circ}\text{C}$, 冷却方式为空冷或水冷。

3. 机械加工性能

用加工1Cr18Ni9Ti的硬质合金刀具或高速钢刀具均可加工21-6-9材料, 但切削速度约比1Cr18Ni9Ti钢低20%。在车削、钻削和攻丝时, 刀具易磨损。

四、OCr21Ni6Mn9N材料在冲压发动机上的应用

1. 发动机受热部件的制作

冲压发动机受热部件主要有预燃室、稳定器、火焰筒和尾喷管（见图5、6、7），这些部件受到高温燃气的冲刷，其中预燃室尾盖受高温燃气冲刷最为严重。

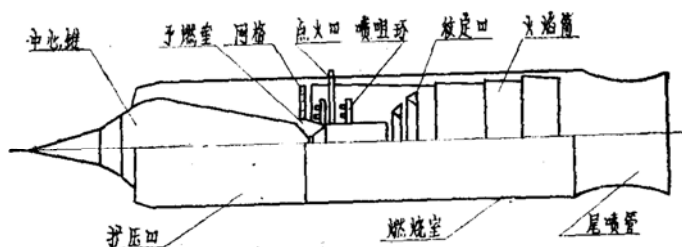


图5 冲压发动机简图

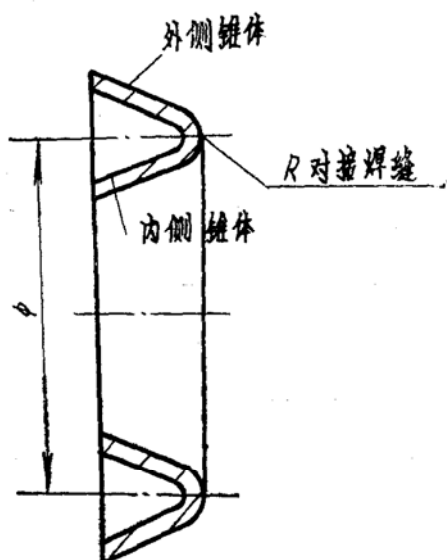


图6 稳定器简图

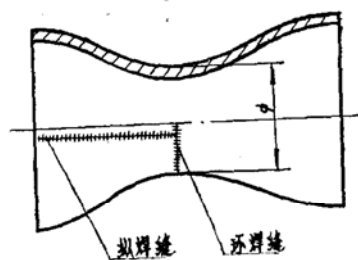


图7 尾喷管简图

稳定器是由内、外侧锥体经旋压，机加，对接焊而成。尾喷管是由二个锥体在环缝处对接焊后，经旋压而成。

2. 热试车考核

用21-6-9和1Cr18Ni9Ti二种材料制造发动机热部件，在完全相同的试验条件下考核部件的高温使用寿命，试验次数见表8。

试验在发动机工作负荷比较大的工作状态下进行，即取地面试验模拟参数： $G_{ka} = 31.82$ 公斤/秒（空气流量）， $P_{oc} = 3.68$ 公斤/厘米²（测量段总压）， $T_{oc} = 466^\circ K$ （测量段总温）， $P_{04} = 2.45$ 公斤/厘米²（燃烧室出口总压）， $T_{04} = 1700^\circ K$ （燃烧室出口总温）。

3. 试验结果(见表9)

(1) 21-6-9尾盖出现烧蚀时间比1Cr18Ni9Ti尾盖晚42—146秒。通过八次试验表明21-

表8 二种材料热部件考核试验次数

试验次数 部件名称	材 料	1Cr18Ni9Ti	21-6-9
预 燃 室 尾 盖		2	6
稳 定 器		2	2
火 焰 筒 组 件		5	5
尾 喷 管		5	5

表9 二种材料热试车考核结果

部 件	参 数	$\alpha = 1.25$ 时燃烧 室 工 作 时 间 t (秒)	部件起始出现 烧 蚀 的 时 间 t_2 (秒)	部 件 出 现 明 显 变 形 时 间 t'' (秒)	燃 烧 室 总 间 工 作 时 间 $t_{总}$ (秒)
尾 盖	1Cr18Ni9Ti	25	10		77
	21-6-9	181.5~338.5	52~156.5		274~406
稳 定 器	1Cr18Ni9Ti	136.5	136.5		136.5
	21-6-9	302	213	213	313.5
火 焰 筒	1Cr18Ni9Ti	329	329	192.5	
	21-6-9	381		392.5	
尾 喷 管	1Cr18Ni9Ti	329	329	24	329
	21-6-9	381		34	392.5

6-9尾盖有效工作时间约为1Cr18Ni9Ti尾盖的5倍。

(2) 稳定器共做了四次试验, 21-6-9稳定器出现烧蚀时间比1Cr18Ni9Ti稳定器晚76.5秒。

(3) 火焰筒共做十次对比试验, 两种材料的火焰筒均同时出现局部变形, 但两者出现严重变形的时间不同。燃烧室工作192.5秒时, 21-6-9火焰筒未出现变形而1Cr18Ni9Ti火焰筒则出现凸包, 凹陷现象。1Cr18Ni9Ti火焰筒在燃烧室工作329秒时出现严重烧蚀现象, 而21-6-9火焰筒在392秒只发生较为严重变形, 但无烧蚀。

(4) 尾喷管共做十次对比试验, 1Cr18Ni9Ti尾喷管总工作时间为329秒, 发生局部烧蚀的范围为 150×40.5 毫米², 而21-6-9尾喷管总工作时间亦为392.5秒, 但无烧蚀现象。

五、结 束 语

1. 21-6-9钢是一种高温性能良好的钢种, 高温瞬时强度和高温抗氧化性能等指标明显优于1Cr18Ni9Ti, 由于21-6-9钢节约了贵重金属镍具有经济意义。

2. 21-6-9钢具有良好的工艺性能,可以用一般的制造设备和技术成型,容易锻造,能用常规的焊接方法焊接,热处理简单。

3. 与1Cr18Ni9Ti相比用21-6-9材料制作的冲压发动机热部件,在高温燃气冲刷下的变形和烧蚀均有明显改善,使用寿命延长,其中预燃室堵盖寿命提高达五倍。因此21-6-9钢可代替1Cr18Ni9Ti不锈钢作为发动机热部件的材料。

参 考 文 献

(1) Aerospace Structural Metals Handbook, 1975。

(2) Braun W.H.; 21-6-9 A High Strength Grade for Tubing Metal Progress, Vol. 101, No. 2, February 1972.。

简讯、动态

美国研制高超音速空间飞行器

据美航空周刊报导,美国议会正对一项研究规划的批准问题进行讨论。其内容是要研制一种以 $M=12$ 的高超音速飞行、能载300~500名乘客的航空/空间飞行器。据NASA的报告,这将是一项耗时15年、耗资上十亿美元的研制规划。现在所以又恢复了对高超音速飞行的兴趣是由于军事上的需要和技术上的进步。

上述研制规划耗资的多少还将取决于在两种不同的推进系统方案中究竟选定哪一种。一种方案是将高速发动机循环与低速发动机循环组合成一种单一的系统,若采用这种方案估计约耗资七亿二千八百万美元;另一种方案是将两种发动机紧凑地整体化地组装在一起,但它们仍保持工作循环的独立性,采用这种方案估计约耗资六亿六千一百万美元。上述经费包括研制 $M=12$ 推进系统飞行验证器的花费,但不包括飞行器结构和试验的花费。

组合发动机系统可以是整体式涡轮——冲压发动机,也可以是涡轮——冲压——火箭发动机。无论是将多种发动机组装在一起或者用组合发动机都需要对发动机与发动机之间和发动机与机体之间的整体化问题给予充分地考虑。

NASA提出一种具有可调进气道和尾喷管的多发动机的组装方案。在一个机舱中将涡轮喷气发动机和冲压发动机整体化地组装在一起。涡轮喷气发动机在机舱的上部,冲压发动机在机舱的下部。为了获得好的性能,在飞行中分配给这两种发动机的空气流量要有所改变,这就要解决一系列的流体力学和热力学问题。随着飞行 M 数超过涡轮喷气发动机有效工作的速度,涡轮喷气发动机进气道随着飞行速度的增加而关小,分出更多的空气流量给冲压发动机。