

文章编号: 1000-8055(2003)02-0175-06

高负荷高通流跨音压气机的研制和应用

王华青, 陈矛章

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘要: 介绍了高负荷高通流跨音压气机的研制和应用, 新研制三级低压压气机平均加功量系数为 0.319, 进口单位迎面流量为 $191.0 \text{ kg/m}^2 \cdot \text{s}$, 进口平均 Ma 为 0.676, 效率为 0.82, 进口轮毂比小于 0.35。用到发动机上设计点稳定工作裕度为 20.67%, 使发动机性能提高 14.3%。研制经过了设计、试验、工程应用、外场使用全过程, 并已经广泛应用, 表明新研制压气机在气动设计、方案选择和结构设计上很成功。

关键词: 航空、航天推进系统; 高负荷; 高通流; 压气机; 研制和应用

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Development and Application of a High Load and High Throughflow Transonic Compressor

WANG Hua-qing, CHEN Mao-zhang

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The average loading coefficient of the 3 stage LP compressor is 0.319. The mass flow rate per front area is $191.0 \text{ kg/m}^2 \cdot \text{s}$. The average axial Mach number is 0.676. Efficiency is 0.82. Rotor inlet hub/tip radius ratio is less than 0.35. The surge margin is 20.67%. The engine thrust is increased by 14.3%. The engine has been experienced conventional ground test, high-altitude-testbed test and flight test. Extensive application shows that the layout option, gasdynamic design and structural design are very successful.

Key words: aerospace propulsion; high load; high through flow; compressor; development and application

1 前言

为了提高某现役发动机性能, 新设计了能与原型发动机匹配的高负荷高通流跨音压气机。新研制三级低压压气机平均加功量系数为 0.319, 进口单位迎面流量为 $191.0 \text{ kg/m}^2 \cdot \text{s}$, 进口平均 Ma 为 0.676, 效率为 0.82, 进口轮毂比小于 0.35, 这些参数与国内外现役航空歼击机中的压气机相比有较高的水平^[1]。表 1 列出国内外现役著名军用风扇或低压压气机的设计点性能, 由表

1 数据可见, 新研压气机的加功量系数 H_t , 单位迎面流量和进口平均轴向 Ma 都是最高的。而且新研压气机效率达到 0.82, 达到与国际上一些现役的先进机型风扇/低压压气机可比的水平。例如, 美国的 F100-PW-299 为 0.81 (1992 年定型), 俄罗斯的 AJ31Φ 为 0.82^[2], 英德意的 RB199-341 为 0.818。

新研压气机在整个工作转速范围内, 没有采用可调整流叶片进行调节, 与原型压气机一样, 依靠宽的稳定工作边界保证压气机在使用包线范围

收稿日期: 2002-03-11; 修订日期: 2002-06-02

作者简介: 王华青(1945-), 男, 浙江临海市人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院博士生, 主要从事叶轮机设计和航空发动机设计研究

表 1 国内外现役著名军用风扇或低压压气机的设计点性能

Table 1 Design point performances of military fans/low pressure compressors

型 号	压比	叶尖速度/(m/s)	级数	平均 H_t	单位迎面流量/(kg/m ² ·s)	进口平均轴向 M_a
A/F31Φ	3.54	470	4	0.168	174.1	0.601
P/F33	3.15	430	4	0.179		
F404	3.66	491	3	0.214	161.0	0.551
F110	3.2	440	3	0.234		
某型低压压气机	3.34	398	3	0.316	185.5	0.661
新研压气机	3.48	398	3	0.319	191.0	0.676

内稳定工作。在新研压气机工程应用中,采用新型处理机匣扩大压气机稳定工作边界,同时调整好高压涡轮导向器面积、低压涡轮导向器面积和改变喷口直径来保证合适的压气机工作线,保证发动机在飞机的飞行包线内稳定工作。进口级压气机转子叶片可靠性设计技术难度大,进口级压气机转子叶片长,容易出现共振、颤振、低循环疲劳等故障。新研压气机第一级转子叶片在强度设计和结构设计中采用与原型叶片不同的形式,提高了新研压气机工作可靠性和使用寿命。本压气机气动设计方法采用准三维的流线曲率法气动设计程序。众所周知,压气机气动设计方案是很多的,选择那一种方案可行,这是压气机设计的关键,我们采用准三维的轴流压气机特性计算软件进行方案选择和方案可行性论证。压气机气动设计—叶片造型—特性计算需要反复迭代,才能确定设计方案。新研压气机经过设计、各项试验考核、工程应用、外场使用全过程,现已在多型发动机上应用。

2 压气机设计

2.1 气动设计方法

设计点气动设计方法采用流线曲率法 S_2 流场计算软件,基本方程为流量连续方程、 Y 向运动方程和能量方程。

流量连续方程:

$$\frac{\partial(\tau \rho W_r)}{\partial r} + \frac{\partial(\tau \rho W_z)}{\partial z} = 0 \tag{1}$$

式中: τ/m 为 S_2 流面上流层厚度; $\rho/(kg/m^3)$ 为密度; $W/(m/s)$ 为速度; z/m 为轴向尺寸; r/m 为径向尺寸。下标: z 为轴向; r 为径向。

Y 向运动方程:

$$\frac{\partial T}{\partial Y} = \frac{A}{g c_p (1 - M a_m^2)} \left\{ W_m^2 \cos(\lambda - \varphi) \left[- \frac{1}{c_p} \frac{ds}{dm} + \frac{\sin \varphi}{r} \right] + \frac{W_m^2}{R_m} \cdot \frac{1 - M a_m^2 \sin^2(\lambda - \varphi)}{\sin(\lambda - \varphi)} + \frac{C_u^2}{r} \cdot [\sin \lambda - M a_m^2 \cos \varphi \sin(\lambda - \varphi)] \right\} + \frac{A}{g c_p (1 - M a_m^2)} \frac{W_m^2 \cos^2 \varphi}{\tan(\lambda - \varphi)} \cdot \frac{\partial \tan \varphi}{\partial Y} + \frac{T}{c_p} \frac{\partial S}{\partial Y} \tag{2}$$

式中: T/K 为温度; Y/m 为与径向夹角为 λ 的斜向座标; $A/(J/N \cdot m)$ 为热功当量; $c_p/(J/kg \cdot K)$ 为定压比热; $g/(m/s^2)$ 为重力加速度; $M a$ 为马赫数; $W/(m/s)$ 为速度; φ 为流线与轴向夹角; λ 为 Y 向与转子轴线的夹角; $S/(J/kg \cdot K)$ 为熵; r/m 为半径; R_m 为流线曲率半径; $C_u/(m/s)$ 为切向速度。下标: m 为子午向。

能量方程:

$$T_2^* = T_1^* + \frac{A}{c_p g} (C_{u2} U_2 - C_{u1} U_1) \tag{3}$$

式中: T^*/K 为总温; $C_u/(m/s)$ 为绝对切向速度; $U/(m/s)$ 为旋转速度。下标: 1 为进口; 2 为出口。

2.2 设计的限制条件 and 设计点性能

本压气机设计是在原型压气机基础上提高进口空气流量和压比,为了保持发动机通用性和可互换性,新研压气机限制条件为新设计压气机外廓尺寸保持与原型相同、转速相同、稳定工作裕度和压气机效率不能低于原型,而且要与后面各级压气机匹配,与后面各部件相匹配,应用到现役发动机上能使整机性能较大幅度提高,以满足飞机对发动机性能要求。根据这些限制条件和要求,通

表 2 设计点的性能参数
Table 2 Design point performance

	第一级压气机			低压压气机		
	原型	新设计指标	实际达到指标	原型	新设计指标	实际达到指标
进口空气流量相对值	1.0	1.022	1.03	1.0	1.022	1.03
压比相对值	1.0	1.038	1.038	1.0	1.03	1.042
效率相对值	1.0	0.994	1.044	1.0	1.0	1.038
稳定工作裕度/%				20	20	20.67

表 3 某型发动机低压压气机转子叶片设计点流场参数
Table 3 Design point flow field of certain LP compressor rotor

参 数		W_{m1}/U_1	β_1	W_1/U_1	M_{aw1}	W_{m2}/U_2	T_2^*/T_1^*	P_2^*/P_1^*	β_2	W_2/U_2	M_{aw2}
第一级 转 叶	1	1.237	50.9	1.595	0.846	0.888	1.163	1.652	91.9	0.888	0.55
	2	1.017	45.4	1.429	1.03	0.770	1.174	1.665	72.7	0.805	0.59
	3	0.888	41.6	1.337	1.18	0.674	1.191	1.698	60.7	0.772	0.65
	4	0.789	38.3	1.274	1.32	0.589	1.205	1.715	50.9	0.760	0.72
	5	0.729	36.1	1.238	1.42	0.508	1.205	1.670	42.2	0.758	0.78
第二级 转 叶	1	0.886	42.5	1.310	0.94	0.713	1.146	1.534	67.0	0.772	0.56
	2	0.790	39.2	1.252	1.01	0.663	1.142	1.534	57.2	0.791	0.62
	3	0.744	37.2	1.228	1.09	0.628	1.137	1.534	50.4	0.817	0.69
	4	0.672	34.9	1.178	1.14	0.566	1.135	1.534	44.5	0.808	0.74
	5	0.581	31.8	1.099	1.13	0.457	1.141	1.544	38.5	0.734	0.7
第三级 转 叶	1	0.839	41.0	1.280	0.97	0.733	1.141	1.522	66.2	0.803	0.58
	2	0.778	38.7	1.242	1.00	0.693	1.129	1.482	58.2	0.814	0.62
	3	0.728	36.9	1.211	1.03	0.661	1.126	1.452	52.4	0.834	0.67
	4	0.654	34.2	1.166	1.06	0.601	1.122	1.431	46.8	0.824	0.70
	5	0.564	30.5	1.114	1.06	0.511	1.124	1.418	41.0	0.777	0.69

过设计确定了新研压气机设计点性能参数, 列于表 2。

从表 1 和表 2 参数看出新研压气机设计点性能参数在现役发动机中都是比较高, 特别是平均加功量系数、进口单位迎面流量、进口轴向 $M a$ 都是非常高的。

2.3 气动设计结果

通过设计点流场设计, 结果见表 3~ 表 6。表中气动数据为本压气机经过部件试验, 并在某型发动机经匹配性调试, 根据实测的低压压气机设计点气动参数和全台压气机设计点气动参数重新进行气动设计结果。第一级压气机性能参数和低压压气机性能参数见表 2, 从表 2 可看出原设计

的总性能参数与调整后的总性能参数有些差异, 因此对新设计的压气机在发动机上经匹配性调试后, 根据实测的设计点性能对其流场应重新计算, 才能作为压气机最终设计流场。

表 3 为某型发动机低压压气机转子叶片设计点流场参数。

表 4 为某型发动机低压压气机静子叶片设计点流场参数。

表 5 列出低压压气机各转子叶片排的进口 $M a$ 数, 每叶片排的绝热效率和扩压因子沿叶高变化数据。

表 6 列出低压压气机各静子叶片排的进口 $M a$ 数, 每叶片排的绝热效率和扩压因子沿叶高变化数据。

表 4 某型发动机低压压气机静子叶片设计点流场参数
Table 4 Design point flow field of certain LP compressor stator

参 数		α_i	M_{a1}	C_{m2}/C_{m1}	T_2^*/T_1	P_2^*/P_1^*	α_e	C_2/C_1	M_{a2}
第一级静叶	1	40.1	0.828	1.082	1.0	0.985	87.1	0.695	0.55
	2	45.6	0.798	1.066	1.0	0.990	87.5	0.762	0.59
	3	47.8	0.785	1.093	1.0	0.990	87.9	0.811	0.62
	4	49.1	0.759	1.098	1.0	0.980	86.9	0.832	0.62
	5	49.9	0.702	1.073	1.0	0.976	83.0	0.824	0.57
第二级静叶	1	46.6	0.73	1.095	1.0	0.965	87.3	0.796	0.57
	2	50.4	0.70	1.088	1.0	0.965	87.4	0.838	0.58
	3	53.6	0.68	1.076	1.0	0.965	87.2	0.869	0.59
	4	54.0	0.66	1.069	1.0	0.965	86.5	0.865	0.56
	5	48.0	0.61	1.126	1.0	0.965	85.6	0.835	0.50
第三级静叶	1	48.1	0.73	1.124	1.0	0.97	62.3	0.945	0.68
	2	51.3	0.70	1.082	1.0	0.97	62.2	0.957	0.66
	3	54.2	0.68	1.067	1.0	0.97	63.3	0.971	0.66
	4	55.3	0.65	1.064	1.0	0.97	64.1	0.974	0.64
	5	53.0	0.61	0.991	1.0	0.97	64.1	0.968	0.59

表 5 各转子叶排进口 M_{a1} 、绝热效率和扩压因子
Table 5 Inlet M_{a1} , isentropic efficiency and D-factor of rotor blade rows

参数	第一级转叶			第二级转叶			第三级转叶		
	M_{a1}	η_k	D_R	M_{a1}	η_k	D_R	M_{a1}	η_k	D_R
1	0.84	0.939	0.470	0.94	0.885	0.480	0.97	0.917	0.494
2	1.03	0.898	0.533	1.01	0.917	0.446	1.00	0.912	0.46
3	1.18	0.853	0.553	1.09	0.941	0.415	1.03	0.908	0.424
4	1.32	0.810	0.549	1.14	0.952	0.404	1.06	0.896	0.405
5	1.42	0.769	0.531	1.13	0.930	0.433	1.06	0.855	0.418

表 6 级绝热效率和静叶进口 M_a 数、扩压因子
Table 6 Isentropic efficiency of stage and inlet M_a ,D-factor of stator blade rows

参数	第一级静叶			第二级静叶			第三级静叶		
	M_{a1}	η_{T1}	D_s	M_{a1}	η_{T1}	D_s	M_{a1}	η_{T1}	D_s
1	0.828	0.908	0.474	0.73	0.807	0.385	0.73	0.847	0.159
2	0.798	0.879	0.415	0.70	0.836	0.335	0.70	0.838	0.126
3	0.785	0.836	0.374	0.68	0.858	0.293	0.68	0.830	0.088
4	0.759	0.778	0.355	0.66	0.868	0.292	0.65	0.816	0.095
5	0.702	0.731	0.347	0.61	0.85	0.348	0.61	0.777	0.117

分析表 3 和表 5 数据, 第一级转子叶片尖部 M_{aw1} 到了 1.42, 这是由于在动量方程中没有考虑气体粘性引起的, 实际上由于气体有粘性和处理机匣存在, 叶尖 M_{aw1} 小于 1.42。第二、三级转子叶片尖部 M_{aw1} 在 1.06 到 1.13, 此值不大, 属跨音速, 比较合理。第一级转子叶片扩压因子最高值为 0.553, 位置在叶片中部, 此值偏大, 但还能接受, 第二、三级转子叶片扩压因子值比较合理。第一、二、三级转子叶片的效率也比较好。

分析表 4 和表 6 数据, 三级整流流叶片根部进口 M_{a1} 最大为第一级静叶, 其值为 0.828, 此值不高, 对第一级静叶比较合理, 其余二级静叶根部进口 M_{a1} 为 0.73, 属亚音速范围。第一级静子叶片根部扩压因子比较合理, 第二级静叶扩压因子也比较合理。第三级静叶扩压因子偏小, 这主要为适应第四级压气机转子叶片 (高压压气机) 进口 M_a 数为亚音, 因此第三级静叶扩压程度偏低。

2.4 方案可行性分析方法

新压气机设计时虽然受到各种条件限制, 但设计点气动设计方案仍然是多样的, 选择何种方案可行, 需要对方案进行筛选和可行性分析, 分析主要内容有:

(1) 压气机特性曲线分析, 主要看压气机特性曲线形状, 判断压气机工作稳定程度, 特别在靠近稳定工作边界区域, 看缓进失速区域大小。

(2) 非设计点流场分析, 主要检查各叶片排进口攻角变化量, 扩压因子变化量及其他气动参数变化是否合理。

(3) 级之间匹配性分析, 主要检查各级特性是否匹配, 各级功的分配是否合理。

以上三项分析工作我们采用轴流压气机特性计算方法进行。多级轴流压气机特性计算程序中径向平衡方程采用如下公式:

$$\frac{\partial H}{\partial r} = T \frac{\partial S}{\partial r} + \left[\frac{V_u}{r} \frac{\partial (r V_u)}{\partial r} + V_z \cdot \frac{\partial V_z}{\partial r} - \frac{\partial V_r}{\partial z} \right] \frac{A}{g} \quad (4)$$

式中: H /(J/kg) 为焓; S /(J/kg·K) 为熵; T /K 为温度; V /(m/s) 为速度; r /m 为径向尺寸; z /m 为轴向尺寸。下标: u 为周向; z 为轴向; r 为径向。

用式(4)径向平衡方程计算流场收敛快, 即使在接近堵塞边界点和喘振边界点计算同样容易收敛, 这对计算压气机特性非常有意义。计算获得压气机特性线与试验测得的特性曲线比较接近, 见图 1。图中●为计算压气机特性数据, 并经过在发

动机整机上用喷水逼喘试验测得的数据和测得的稳定工作边界数据校核, 符合压气机真实的特性;

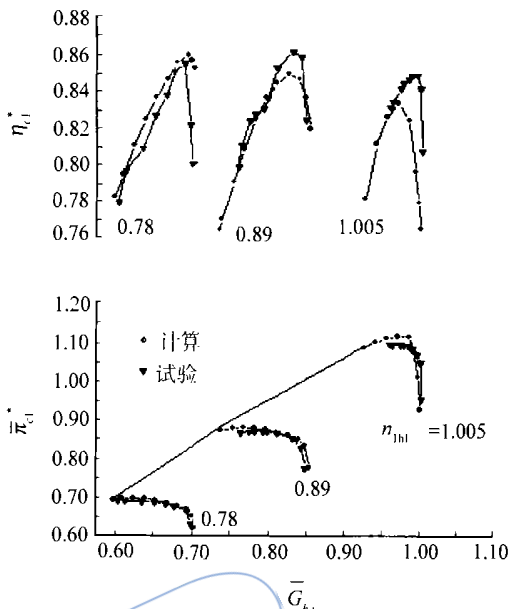


图 1 新设计的压气机特性曲线

Fig 1 Map of new compressor

图中▼为在压气机试验器上试验测得的压气机特性数据。从特性曲线上可看出, 在压气机试验器上测得的边界比较窄, 这是由压气机试验器的排气系统影响的。

2.5 叶片型面设计

一级压气机转子叶片和静子叶片型面都采用多圆弧叶型。一级压气机转子叶片局部型面进行了修正, 把叶型最大弯度点适当前移, 以扩大喘振边界。

2.6 结构设计特点

整流帽罩形状为母线是椭圆形方程的回转体。转子叶片结构其榫头为带凸肩的燕尾形榫头, 凸肩起振动阻尼和减振作用。一级转子叶片尖部稠度比较低, 叶尖稠度通常选择大于 1.3, 新研一级转子叶片尖部稠度小于 1.3, 造成转子叶片稠度偏小主要原因是由于轮毂比小引起的, 为了满足盘的榫槽凸缘强度, 减少叶片数, 使叶片稠度减少。叶片稠度小的优点可降低叶片堵塞, 使进口空气量增加, 也能减少叶片损失, 但稠度小引起尖部加功量不易增加。

压气机进口轮毂比设计比较小, 在现役发动机中是少见的, 这可提高发动机单位迎面流量。

3 研制中出现的技术问题及解决方法

新研压气机在工程应用初始阶段曾出现过一项技术问题,当时装在某型飞机试飞,飞行高度小于 10 km 时,发动机工作正常。当飞行高度到 10 km,快拉油门杆到 80% 转速时发动机发生喘振停车。当时发动机装机试飞前未做整机稳定裕度试验,发动机在试飞中出现喘振停车后补做了喷水逼喘试验,测取发动机稳定工作裕度,发现进气处理机匣扰流片缩短后,发动机在中低转速稳定工作边界缩小。因此分析停车原因是由处理机匣扰流片缩短后压气机稳定工作裕度降低,当发动机工作状态由最大状态拉到慢车状态过程中,低压压气机工作线进入喘振边界线,引起喘振停车。对于高负荷压气机在非设计工况下,随着转速降低,叶片进口气流攻角增长速度要比低负荷压气机快,随着流量减小,轴向 M_a 数降低,攻角加大,叶片出现局部气流失速分离,使压气机容易进入不稳定状态,引起稳定工作边界变窄。另一方面,对于高负荷低压压气机在非设计工况时,随着转速降低其工作线走向比低负荷压气机平缓,容易接近喘振边界。因此把处理机匣扰流片长度恢复到原尺寸,同时调整了处理机匣与转子叶片之间相对位置,恢复了处理机匣扩稳能力,延缓了压气机叶片在中低转速下,气流失速产生,扩大了中低转速稳定工作边界,解决了发动机空中发生喘振停车问题。此型发动机在外场使用至今工作正常,有部分发动机使用已到首翻期寿命,分解检查情况良好,表明此技术问题已解决。

为了使新研压气机进一步扩大应用范围,针

对不同品质进气道都能适应,对扩大新研压气机稳定工作边界进行深入试验研究工作,并研制出扩稳效果更好的弯扭新型处理机匣。同时在发动机上调整涡轮导向器面积和尾喷口直径来改变压气机工作线,适当提高发动机转差和适当减小喷口面积,使低压压气机工作线下移,扩大了与喘振边界的距离。采用以上措施后,低压压气机稳定工作裕度又提高了 3%~5%,如表 2 所示,在设计转速下装上新研压气机的某型发动机稳定工作裕度达到 20.67%,满足多型发动机使用。

4 结 论

(1) 压气机进口平均轴向 M_a 为 0.676,平均加功量系数为 0.319,单位迎面流量为 191 kg/s 的高负荷高通流压气机在设计和工程应用上已实现。

(2) 处理机匣对于扩大高负荷压气机在中低转速稳定工作边界非常有效,但在扩大压气机中低转速稳定工作边界同时,应进一步研究减小高转速性能损失,发展新型处理机匣仍有潜力。

(3) 压气机设计中用压气机特性数值计算和分析方法对方案可行性分析效果非常好。

(4) 新研压气机成功除了性能高以外,结构设计可靠,给工程广泛应用打下良好基础。

参考文献

- [1] 陈光,洪杰.现代航空发动机设计和制造工程[M].北京:北京航空航天大学出版社,1993:71.
- [2] 陈葆实,胡国荣,魏玉冰.高马赫数、高负荷单级风扇设计和试验研究[A].21世纪航空动力发展研讨会论文集[C].北京:中国航空学会动力专业分会,2000:88-93.