

应用 S_2 流面准三元计算程序 分析小型发动机的跨音压气机气动特性*

袁 宁 张振家

(航天工业总公司 31 所, 北京, 100074)

顾中华 冯国泰

(哈尔滨工业大学动力系, 哈尔滨, 150001)

摘 要: 应用 S_2 流面准三元计算程序, 对两台典型小型发动机压气机 (I 型机、II 型机) 的气动性能进行了分析。更加真实地揭示了它们内部的流动情况, 并分析了它们的改进思想和方法。其中 I 型机是应用“平均设计”思想设计的早期跨音压气机, II 型机是其成功的改型机。

主题词: 涡轮喷气发动机, 跨音速压气机, 气动特性, 数值计算

分类号: V235.113

AN AERODYNAMIC CHARACTERISTICS ANALYSIS FOR MINIATURE TRANSONIC COMPRESSORS OF AERO-ENGINES WITH QUASI-THREE DIMENSIONAL CALCULATION PROGRAM OF S_2 STREAM SURFACE

Yuan Ning Zhang Zhenjia

(The 31st Research Institute, Beijing, 100074)

Gu Zhonghua Feng Guotai

(Dept. Power Engineering, Harbin Inst. of Technology, Harbin, 150001)

Abstract: In the this paper, Quasi-Three Dimensional calculation program of S_2 stream surface is applied to analyze aerodynamic characteristics for two typical miniature transonic compressors of Aero-engines (model I and model II). The internal flow situation and improvement methods are discussed. The authors expert to provide some thinking and illuminating remarks for improvement of this kind of compressors.

Subject terms: Turbojet engine, Transonic compressor, Aerodynamic characteristics, Numerical calculation

1 引 言

吴仲华教授于 1952 年提出了两类相对流面 (S_1 流面、 S_2 流面) 理论^[1]以来, 在压气机考虑总体参数和参数沿径向分布的设计中, S_2 流面准三元计算已成为工程设计的主要手段。早

* 本文 1996 年 5 月 28 日收到, 修改稿 1996 年 7 月 5 日收到

期的跨音压气机设计中多采用简单径向平衡方程等“平均设计”的方法,结果是实际流动与设计有较大偏差,性能达不到预期的设计要求。用 S_2 流面的准三元方法重新核算这些早期压气机的气动性能,可更加真实地揭示其内部流动特性。对进一步挖掘改进潜力、分析改进方法都具有极其重要的作用。为此,本文应用 S_2 流面的准三元设计方法,分析了两台典型的压气机(I型机、II型机)的气动性能。其中II型机是I型机的改型。两台压气机均采用等外径的三级轴流式设计,为无人飞机或弹用的小型发动机的压气机部分。

2 气动性能计算方法、已知参数与总体计算结果

采用了引入损失模型与落后角修正的流线曲率法进行计算。该法可以考虑叶片力的作用,在流道内增加了许多轴向分布的计算站来确定气流通道的。

速度沿计算站的梯度方程:

$$\frac{\partial \lambda}{\partial Y} = \frac{k+1}{2k} \cdot \frac{\tau(\lambda)}{\lambda} \cdot \frac{\partial \ln p}{\partial Y} - \frac{(w_n + \omega r)^2}{\lambda \cdot a_{kr}^2 \cdot r} + \frac{w_m \frac{\partial w_m}{\partial m} \sin(\phi - \varphi)}{a_{kr}^2 \cdot \lambda} +$$

$$\lambda \cdot \cos^2 \beta \cos(\phi - \varphi) \frac{\partial \phi}{\partial m} + \frac{d[(w_n + r\omega)r]}{dm} \frac{\cos \beta}{r \cdot a_{kr}} \left(\frac{2n_r}{n_n} \cos \varphi + \frac{r \partial \theta}{\partial Y} + \frac{2n_z}{n_n} \sin \varphi \right)$$

此程序可进行压气机 S_2 流面的反问题、出气边正问题与反问题计算,本文用的是求解出气边正问题。在计算中还需给定各叶栅环出口总压恢复系数沿叶高的分布,压气机进口总压,总温及压气机转速和压气机气流流量。另外,子午通流形状尺寸(两台压气机在子午面内的流路基本相同)和各叶栅环中叶片在周向的厚度也是作为已知量给定。出口气流角、总压恢复系数沿叶高的分布由加入了损失模型和落后角修正的流函数方法计算给出。

用考虑损失的 S_2 流面计算方法进行轴流压气机工程设计中,损失的计算是十分困难的,一般可事先给出总压恢复系数或滞止效率等。这种凭经验人为选取给定,缺乏足够的理论依据。为解决此问题,在I型机、II型机的核算过程中,采用文献[2]的流函数计算方法计算损失。损失和落后角的修正方法根据其设计年代采用了NASA的某三级轴流压气机的修正方法^[3~5]。

I型机、II型机的外径和轮毂几何尺寸以及三级动叶的几何参数未发生任何变化。但II型机第一级、第二级静叶改变了进口几何构造角和叶片弯角,第三级静叶改变了叶栅稠度和叶栅几何安装角。在进口总压 $p_0^* = 1.013 \times 10^5 \text{ Pa}$ 、进口总温 $T_0^* = 288.15 \text{ K}$ 、转速 $n = 29500 \text{ r/min}$ 的工况下,两台压气机总体参数的差别及计算结果的比较见表1。总体参数的计算结果表明,流线曲率法的计算参数与测量值吻合较好,计算精度也较满意。另外II型机较I型机在总体性能上有较大提高,最明显表现在转速不变的情况下流量加大、效率提高、总耗功降低但总压比基本未发生变化。

3 I型机流型与II型机改型的气动性能分析

(1) I型机的设计大约在60年代初,流场的计算采用了求解简单径向平衡方程的方法。在第三级动叶中采用了等环量扭曲规律,第一、二级动叶采用了中间扭曲规律。三级静叶均采用等 α_m 扭曲规律,并用在 $\alpha_3 = \alpha_1$ 假设下将静叶制成了直叶片。直叶片的优点是便于加工,但

叶片根、顶部的气流流动情况较差, 不仅使静叶自身攻角在叶片根、顶部很大, 而且使下一级动叶攻角在根、顶部也很大。为此 I 型机改进重点是改进三级静叶的扭曲规律。

Table. 1 The values of parameters in compressors of model I and model II

		Rate of flow (kg/s)	Efficiency	Total rate- pressure	Total exhaust (kW)	The first exhaust (kW)	The second exhaust (kW)	The third exhaust (kW)	Total temp. in outlet (K)
Model I	Measure	6.226	0.734	4.072	1210.4				480.66
	Calculate	Value of measure	0.728	4.038	1211.75	346.06	444.35	421.34	482.245
	Deviation	is known to cal.	0.83%	0.83%	0.11%				0.33%
Model II	Measure	6.28	0.75	3.939	1161.0				471.3
	Calculate	Value of measure	0.732	3.977	1198.76	359.81	428.49	410.45	479.281
	Deviation	is known to cal.	2.4%	0.96%	3.24%				1.68%

(2) 改进的 I 型机与 I 型机的气动性能比较。

I 型机与 I 型机压气机气流参数的变化是由于三级静叶的叶栅几何参数的变化引起的。因此从三列静叶入手进行分析:

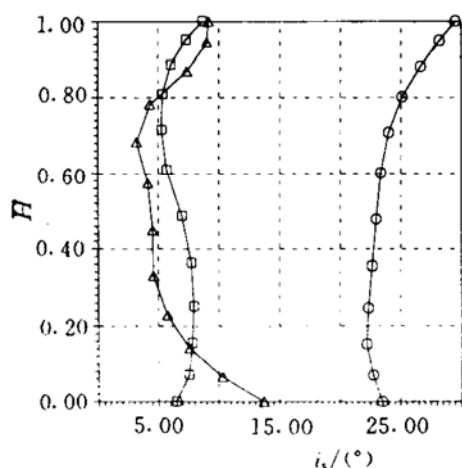


Fig. 1 Incidence angle distribution of stators of model I along relative blade height

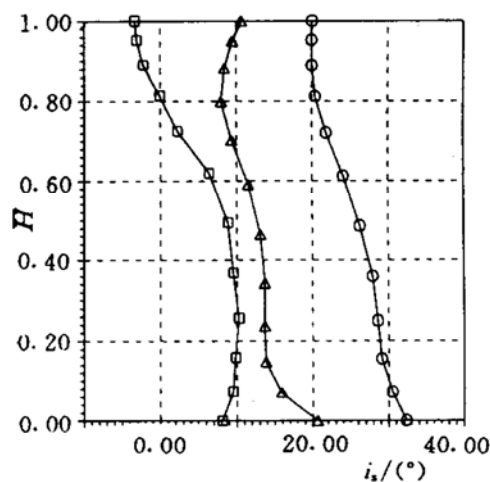


Fig. 2 Incidence angle distribution of stators of model II along relative blade height

○ The first-stage □ The second-stage △ The third-stage

由于进口气流角 α_1 主要由来流方向决定, 所以 I 型机与 I 型机第一级静叶进口气流角 α_1 基本没有变化。I 型机第一级静叶根部、中部进口几何构造角 (和轴向夹角) 较 I 型机减小, 顶部进口几何构造角增大。I 型机的第一级静叶进口几何角根、中部减小是为了增加流量, 但不可避免地增大冲角, 顶部增大主要是改善 I 型机顶部本来已很大的冲角。从第一级静叶冲角沿叶高的分布看第一列静叶 I 型机较 I 型机在根中部冲角略增大, 顶部则得到改善而减小 (结果见图 1、2)。由于 I 型机第一级静叶出口几何角 (和轴向夹角) 在根、中部减小, 顶部增大。很自然地造成出口气流角 α_2 在根、中部下降, 在顶部略升高的现象 (见图 3、4), 也正是因为 α_2 的变化, 使得 I 型机第二级动叶进口气流角 β_1 在根、中部较 I 型机增大 (图 5、

6), β_1 增大的结果会使本已是正冲角的 I 型机第二级动叶冲角在改成 II 型机后冲角有所减少 (图 7、8)。另外第一级静叶的几何变化也造成其气流折转角 $\Delta\alpha$ 在根、中部减小, 可见 II 型机

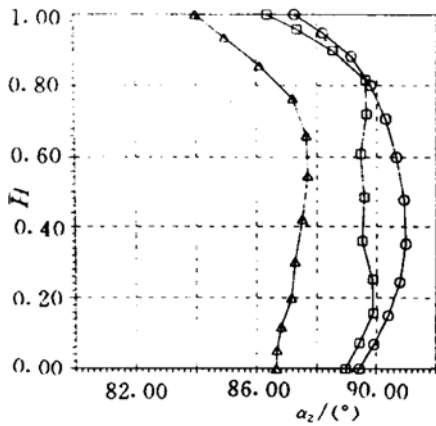


Fig. 3 Absolute outlet flow angle distribution of stators of model I along relative blade height

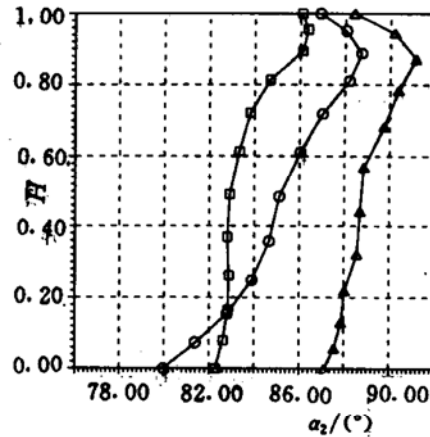


Fig. 4 Absolute outlet flow angle distribution of stators of model II along relative blade height

○ The first-stage □ The second-stage △ The third-stage

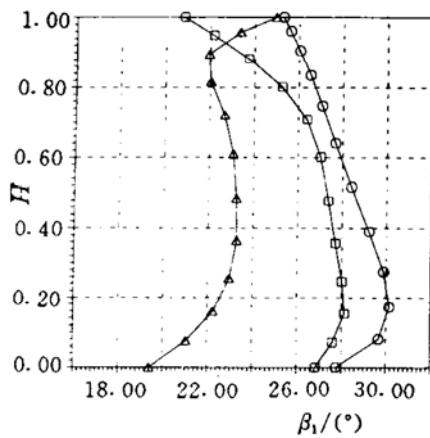


Fig. 5 Relative inlet flow angle distribution of rotors of model I along relative blade height

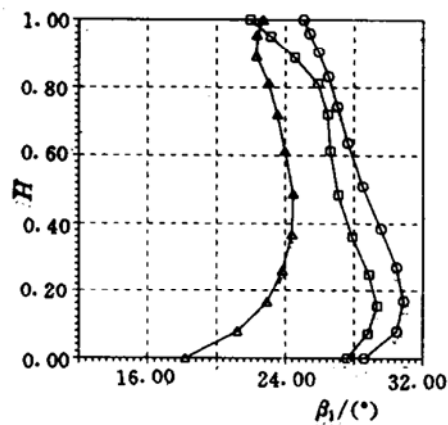


Fig. 6 Relative inlet flow angle distribution of rotors of model II along relative blade height

○ The first-stage □ The second-stage △ The third-stage

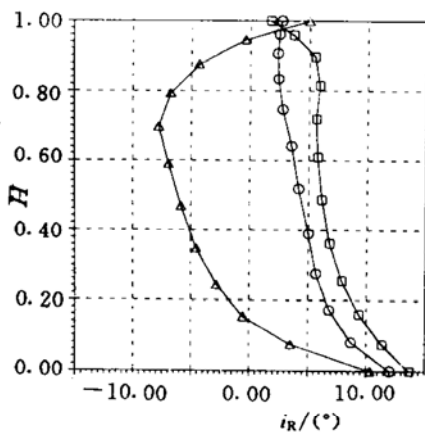


Fig. 7 Incidence angle distribution of rotor of model I along relative blade height

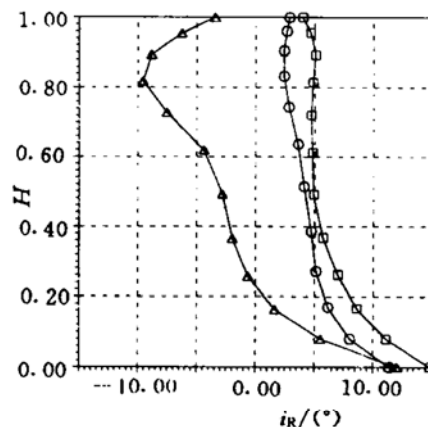


Fig. 8 Incidence angle distribution of rotor of model II along relative blade height

○ The first-stage □ The second-stage △ The third-stage

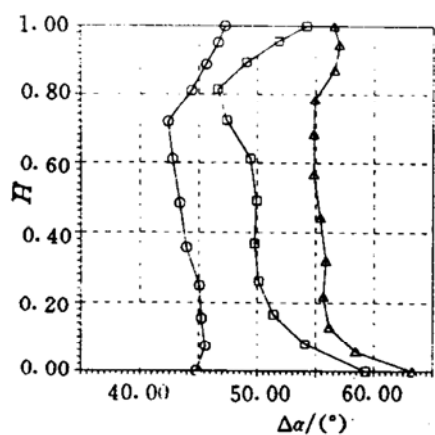


Fig. 9 Flow turning angle distribution of rotors of model I along relative blade height

○ The first-stage □ The second-stage △ The third-stage

第二列静叶出口的几何出气角在根、中部减小, 势必造成第二列静叶出口气流角在根、中部减小, 从而使第三级动叶的进口气流角 (见图 5、6) 增大, 造成第三级动叶冲角在根、中部减小的效果 (见图 7、8)。从以上分析中可看出第二级静叶在设计中也是收到满意效果的。

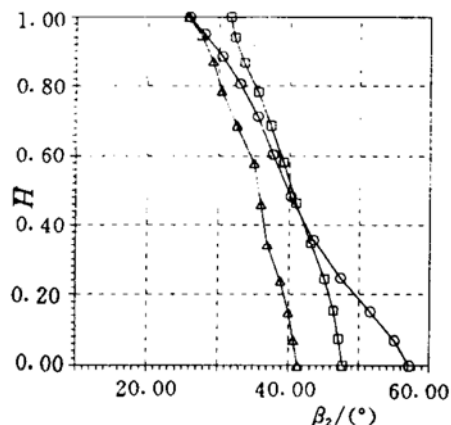


Fig. 10 Relative outlet flow angle distribution of rotors of model I along relative blade height

○ The first-stage □ The second-stage △ The third-stage

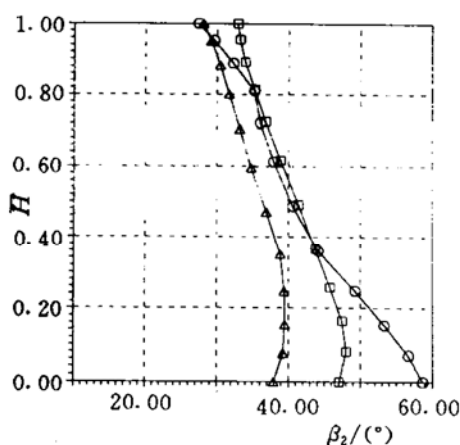


Fig. 11 Relative outlet flow angle distribution of rotors of model I along relative blade height

由于第三列静叶轮毂比大, 所以二次流损失非常大, 因此采用了增加叶栅稠度的方法来减小二次流损失以提高效率, 但叶片的增加势必减小流通面积, 因此 II 型机不得不将进口几何构造角“放平” (减小, 和轴向夹角) 一些, 以便增加第三级静叶的通流能力。但造成了其自身冲角的增加 (见图 1、2)。为适应轴向出气角要求, 将出口几何角“抬起” (增大, 和轴向夹角), 得到出口气流角 α_2 (见图 6), 其基本为轴向出气。

从扩压因子分析, 首先静叶 D_s (见图 12、13) 第二, 三级动叶 D_s 减小, 第一级 D_s 变化很小, 动叶 D_r (见图 14、15) 第二, 三级动叶 D_r 减小, 第一级 D_r 变化不大。这说明叶栅中的叶型损失将减小, 附面层分离现象将减弱, 压气机的喘振裕度将加大。另外, 各叶栅环进口马赫数 Ma 数的变化不太大, 从上面气动分析看, II 型机在 I 型机基础上的改进是比较成功的。

第一级静子 $\Delta\alpha$ (见图 9) 沿叶高分布很均匀, 因此其载荷分布较均匀, 也更合理。从以上分析看第一级静叶的改型基本上达到了增大流量, 减小自身顶部冲角, 改善自身负载分布, 同时减小第二级动叶冲角的目的, 虽然不可避免地带来了自身根部冲角增大的负面影响, 但总体来讲是成功的。

第二列静叶在几何上运用了“端弯”技术, 其几何进气构造角在顶部加大 (和轴向夹角)。这正符合由于 II 型机第二级动叶出口气流角 β_2 (见图 10、11) 较 I 型机的在顶部增大而造成第二列静叶进口 α_1 在顶部增加的特点。因此其顶部冲角明显减小, 这在图 3、4 中可很好地说明。

4 结 论

(1) S_2 流面的准三元设计方法自 50 年代发展至今, 已日益成熟。流线曲率法在工程设计中被广泛采用, 总体参数的计算精度相当高。本文采用的流线曲率法在叶片排中设立计算站, 引入了“叶片力”的影响, 可以更好地了解压气机内部流动情况。

(2) 在现今服役的超跨音压气机中, 仍有许多是早年采用简单径向平衡方程“平均设计”的思想设计出来的, 实际流动与设计有较大偏离, 特别是在叶片的根、顶部的气流流动情况很差。如果用 S_2 流面的准三元方法重新核算这些压气机, 则可以使我们更加真实地了解其内部流动的物理图画, 便于找出气动设计上的缺陷, 以改进提高原有压气机的性能。

(3) 由于静叶不对气流加功, 且在超跨音压气机中的扩压主要由动叶完成。所以调整静叶的几何参数获得压气机的改进是首选方案, I 型机的改进就是采用了这种方法。但要获取更好的压气机气动性能就必须改进动叶。

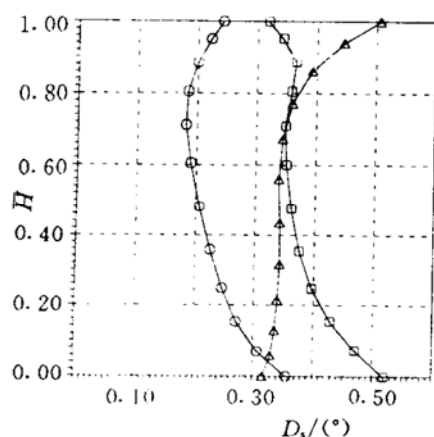


Fig. 12 Diffusion factor distribution of stators of model I along relative blade height

○ The first-stage □ The second-stage △ The third-stage

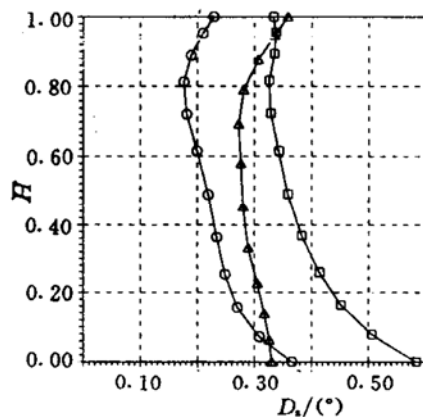


Fig. 13 Diffusion factor distribution of stators of model II along relative blade height

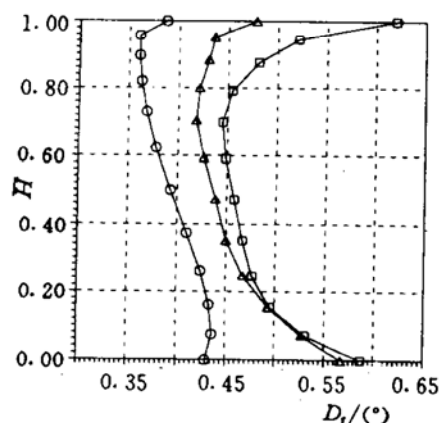


Fig. 14 Diffusion factor distribution of rotors of model I along relative blade height

○ The first-stage □ The second-stage △ The third-stage

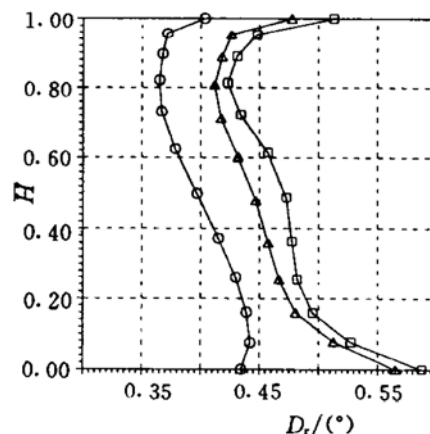


Fig. 15 Diffusion factor distribution of rotors of model II along relative blade height

(下转第 63 页)

-

参考文献

- 1 Wu Zhunghua. A General theory of 3D flow in subsonic or supersonic turbomachines of axial, radial and mixed flow types. NASA TN2604, 1952
- 2 焦德勇、冯国泰. 叶轮机内流场数值计算. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 1990
- 3 林星山译. 总压比为9.271的五级核心压气机设计和前三级的总性能. 压气机文集(译自 NASA-TP-2597), 1990. 11
- 4 Mossenger H E, Keneday E E. Tow-stage fan I, aerodynamic and mechanical desing. NASA CR-120859, 1972. 1
- 5 Crouse J E, Gorrrell W T. Computer program for aerodynamic and blading desings of multi-stage axial-flow compressos. NASA TP-1964, 1981