

倾斜叶片在某型发动机上的初步应用

沈阳航空发动机研究所 高金满

【摘要】 在解决某型发动机高、低压压气机匹配过程中, 低压压气机出口静叶先后采用径向和周向倾斜叶片, 其试验件分别命名为B型和B₁型。本文简要介绍了倾斜叶片的设计, 两种试验件在全台发动机串装试验情况, 以及对测量数据的对比分析。实践表明, 倾斜叶片在改善根部性能和控制端壁流动等方面极为有效。

一、绪 论

倾斜叶片技术早在 60 年代就被国内外学者所重视。文献 [1] 所进行的试验研究表明, 倾斜叶片能有效地控制端壁流动。文献 [2] 报导了此项技术已成功地应用于大涵道比发动机增压级出口静叶, 以保证增压级出口气流在鹅颈型转接段内有良好的转弯效果。

图 1 是某型发动机低压出口级其转接段的流路图。由图可见, 转接段曲率变化急剧且扩散, 这就造成:

(1) 低压压气机下游有较大的畸变。转接段曲率的影响使出口级转子负荷重新分布, 尖部压比高, 根部压比低, 出口静子根部攻角加大且角涡加剧, 转折能力下降。

(2) 转接段内气流轴向逆压梯度加大, 易于分离。

(3) 加大高压压气机进口流场径向畸变度。

三者相互作用的结果, 加重了高、低压压气机不匹配的程度。为了探索解决此项技术关键的途径, 在 B₁ 型试验件设计中, 采用周向倾斜叶片, 如图 2 所示。

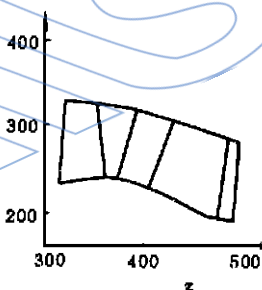


图 1 流路图

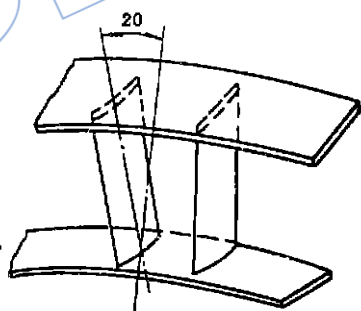


图 2 倾斜叶片

二、倾斜叶片设计简介

根据倾斜叶片的理论和具体设计要求, B₁ 型的设计主要在 B 型的基础上修改了叶片的空间位置。

由图 3 可见, B 型试验件出口静叶积叠线在 $u-r$ 面内投影为径向线。而 B₁ 型试验件出口静叶积叠线在 $u-r$ 面内的投影向压力面倾斜, 与径向线的夹角为 20° , 其压力面即叶片的凹

面对准转接段内流路的凸面。由展向投影 B_1 型试验件叶片型面与 B 型试验件叶片相应之截面型值点相同。

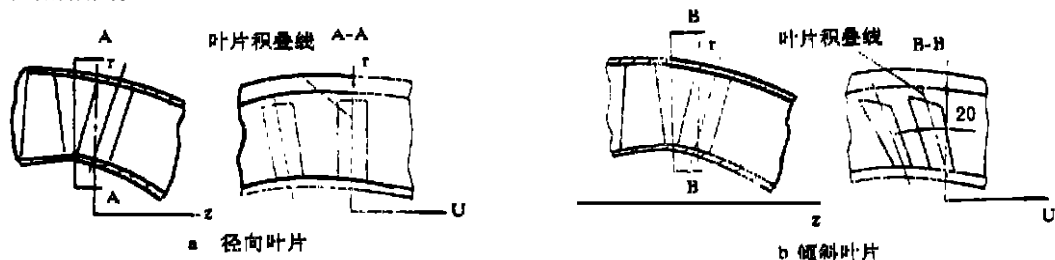


图 3 两种叶片对比

值得指出的是, 空间位置的确定是倾斜叶片设计的关键之一, 而其空间位置又取决于相当复杂的倾斜叶片之内环设计因为这涉及到四套坐标系的相互转换, $X_1Y_1Z_1$ 为发动机轴坐标系; $X_2Y_2Z_2$ 为 B 型叶片积叠线坐标系; $X_3Y_3Z_3$ 为 B_1 型叶片积叠线坐标系; $X_4Y_4Z_4$ 为 B_1 型叶片型面坐标的坐标系, B_1 型叶片坐标系与发动机轴坐标系间的关系如下:

$$T_1 = \begin{pmatrix} X_4X_3 & X_4Y_3 & X_4Z_3 \\ Y_4X_3 & Y_4Y_3 & Y_4Z_3 \\ Z_4X_3 & Z_4Y_3 & Z_4Z_3 \end{pmatrix} \quad T_2 = \begin{pmatrix} X_3X_2 & X_3Y_2 & X_3Z_2 \\ Y_3X_2 & Y_3Y_2 & Y_3Z_2 \\ Z_3X_2 & Z_3Y_2 & Z_3Z_2 \end{pmatrix} \quad T_3 = \begin{pmatrix} X_2X_1 & X_2Y_1 & X_2Z_1 \\ Y_2X_1 & Y_2Y_1 & Y_2Z_1 \\ Z_2X_1 & Z_2Y_1 & Z_2Z_1 \end{pmatrix}$$

$$T_R = T_1 \cdot T_2 \cdot T_3$$

式中 T_1 、 T_2 、 T_3 分别表示坐标 $X_4Y_4Z_4$ 、 $X_3Y_3Z_3$ 、…… $X_1Y_1Z_1$ 转换中的矩阵系数; T_R 为 $X_4Y_4Z_4$ 与 $X_1Y_1Z_1$ 间的坐标转换的矩阵系数。

三、试验概况及其结果

B 型和 B_1 型试验件先后串装到全台发动机上进行试验。低压压气机出口测量的轴向和径向位置如图 4 所示。测试孔距出口静叶尾缘根部和尖部的轴向距离分别为 2 倍和 1.2 倍弦长。测量受感部采用五孔探针的受感部, 其径向测量位置有四点, 距内径通道相对高度分别为 0.16、0.41、0.66、0.90。三维流场测量模型如图 5 所示。

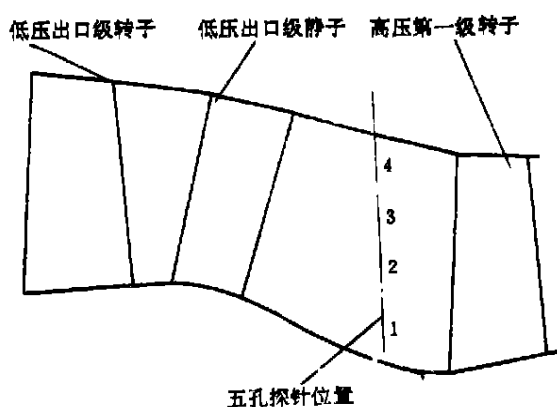


图 4 低压出口测试位置示意图

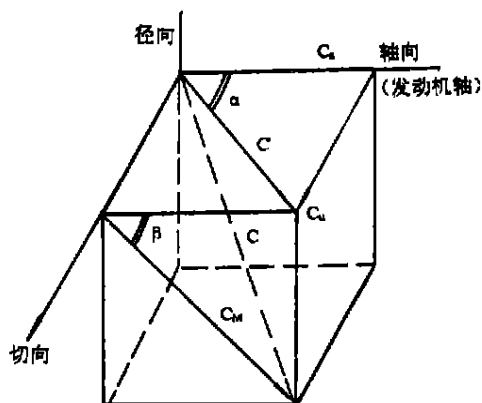


图 5 三维流场测量模型

两种试验件串装到发动机上，其测量位置及手段一样，试车程序也相同，同时进行了三维流场测量和低压压气机喘振裕度检验。

由于测试手段及数据采集系统点数所限，试验件的低压出口流场数据采集均是多次试验完成的，并进行了重复性试验。

在试验中，由于测试项目经多次试验完成，尽管力争保持一致，但仍难免有点差异。在数据处理时，以发动机转速作为自变量，用数理统计和一元线性回归的方法求得相对转速 $\bar{n}$ 为 0.8、1.005 时的诸参数，同时各参数又与其径向四点的平均值相比，求得相对值，以比较两种试验件各参数的相对变化。

三维流场参数对比情况见表 1，径向变化规律见图 6– 15。共同工作线及喘振试验对比情况见图 16。

表 1 B 型和 B₁ 型试件在不同相对转速 $\bar{n}$ 和叶高 $\bar{h}$ 的条件下参数对比

转数 $\bar{n}$		0.8				1.005			
叶高 $\bar{h}$		0.16	0.41	0.66	0.90	0.16	0.41	0.66	0.90
α	B	0.97	0.99	0.95	1.08	0.96	0.93	0.89	0.99
	B ₁	1.23	0.97	0.97	0.82	1.27	1.05	0.91	0.77
β	B	1.64	0.73	0.79	0.82	1.61	0.97	0.70	0.72
	B ₁	1.45	1.02	0.82	0.70	1.42	1.20	0.74	0.63
$\bar{p}$	B	0.99	1.00	0.97	1.03	1.00	0.95	0.99	1.05
	B ₁	1.03	0.99	0.98	0.99	1.05	0.97	1.01	0.97
$\bar{M}$	B	0.78	1.16	1.04	1.02	0.721	1.08	1.16	1.03
	B ₁	0.89	1.13	1.05	0.93	0.81	1.04	1.13	1.01
π_k^*	B	0.91	1.03	1.02	1.04	0.83	1.02	1.06	1.08
	B ₁	1.00	1.03	0.99	0.97	0.95	1.02	1.03	1.04

四、试验结果分析

测量结果表明，相对转速 $\bar{n}$ 为 0.8 和 1.005 时，径向叶片和倾斜叶片之出口流场诸参数的变化规律有着明显差别并与予想趋势相一致。

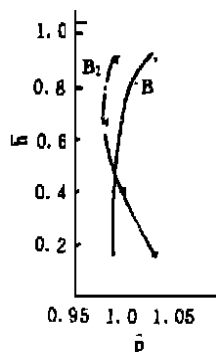
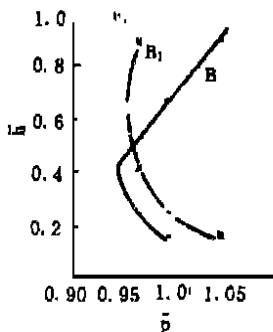
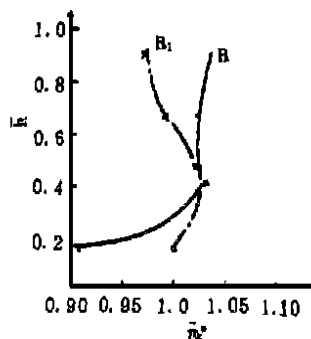
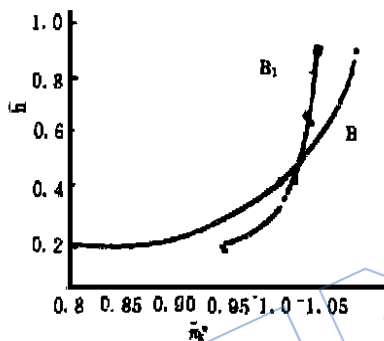
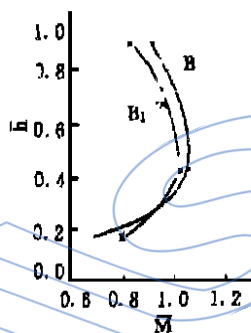
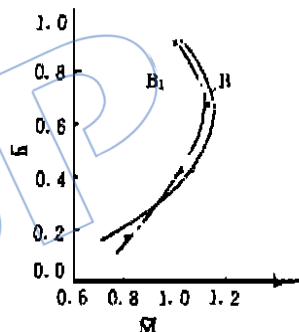
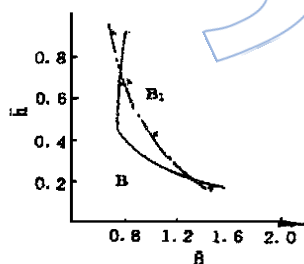
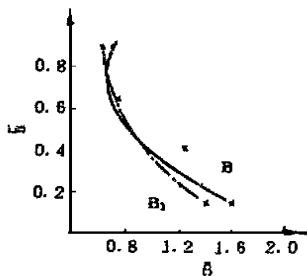
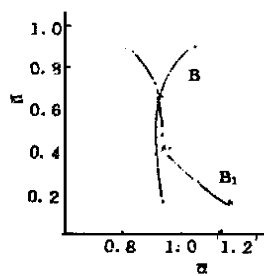
表 2 参数对比

参数	类型	相对转速 $\bar{n}$	
		0.8	1.005
$\bar{p}_{th}\%$	B	4	4
	B ₁	- 10	- 8
$\delta\pi_{th}\%$	B	15	30
	B ₁	- 3	+ 8
$\delta M_{th}\%$	B	31	43
	B ₁	5	25

从图 6~11 可以看出，B₁ 型试验件出口静压、压比、 Ma 数的径向分布规律与 B 型相比，均为尖部低、根部高、静压径向梯度大大降低，总压和速度场不均匀度明显减少。两试验件有关参数的对比变化情况见表 2。

从表 2 可以明显看出，在 $\bar{n}$ 为 1.005 时，B 型的尖部静压比根部高 4%，而 B₁ 型的尖部静压比根部静压低 8%。总压比规律也类似，B 型的尖部总压比高于根部 30%，而 B₁ 型仅高 8%。在 B 型中， M 数沿径向变化情况是尖部高于根部 43%，B₁ 型则仅高 25%。对比结果清楚地表明，叶片倾斜后，其根部性能有大幅度的改善。

图 12 和图 13 示出, 俯仰角相对值 β 之径向变化情况。由此可见, 倾斜叶片在平均半径以下较大范围内气流有下压的趋势。

图 6 相对静压径向分布 ($\bar{\pi}=0.8$)图 7 相对静压径向分布 ($\bar{\pi}=1.005$)图 8 相对压比的径向分布 ($\bar{\pi}=0.8$)图 9 相对压比的径向分布 ($\bar{\pi}=1.005$)图 10 M 径向分布 ($\bar{\pi}=0.8$)图 11 M 径向分布 ($\bar{\pi}=1.005$)图 12 β 径向分布 ($\bar{\pi}=0.8$)图 13 β 径向分布 ($\bar{\pi}=1.005$)图 14 α 径向分布 ($\bar{\pi}=0.8$)

如图 14 和 15 所示, 在 $\bar{\pi}=0.8$ 和 1.005 时, 低压出口气流角 $\bar{\alpha}$ 之径向分布规律表明, 叶片倾斜后气流角偏离轴向更多, 这表明在此范围内落后角加大。

由图 16 可看出两种试验件串装到发动机上的喘振裕度变化情况。B 型试验件试验中不仅可用一个喷口就能顺利地通过低转速到高转速的共同工作线, 而且在高转速时, 喷口直径可以放大到 530mm, 甚至 550mm, 允许的负转差为 1.5~2.0%。B1 型试验件在通过低转速到高转速共同工作线时, 喷口、油门杆操纵及低压压气机出口压力脉动监视均需密切配合。操

作要格外小心, 否则易进入喘振, 喷口直径也只能放到 515mm。可见, B_1 型试验件喘振裕度有所降低。

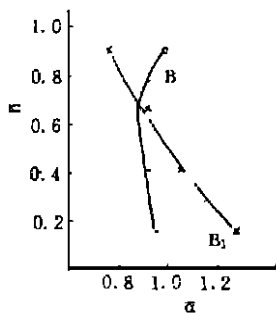
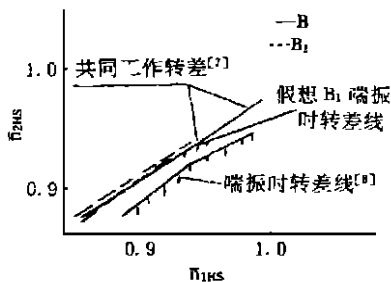
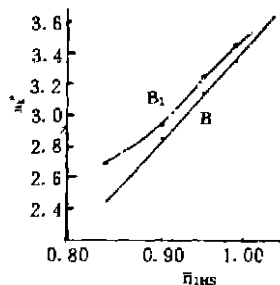
图 15 α 径向分布 ($\bar{n} = 1.005$)

图 16 转差对比曲线

图 17 $\pi_K = f(\bar{n}_{1HS})$

总之, 两种试验件在发动机上的试验结果表明:

(1) B_1 型试验件采用倾斜叶片后明显地改善了低压压气机根部性能, 而且出口流场不均匀度减少。分析认为, 其改善的主要原因是采用倾斜叶片后, 叶片对气流施加一个向下的力。这样便减小了静叶出口的静压径向梯度, 抑制了二次流的发展, 减小了静叶根部诸涡系的强度及其相互作用。因此, 使静叶根部损失降低。同时, 倾斜叶片对气流施加向下的力, 迫使气流在鹅颈型转接段内有良好的转弯效果。它将主流区高能量气流带入内径, 因而减小了转接段内流路的轴向逆压梯度, 气流不易分离。

(2) 叶片倾斜后, 其落后角加大, 使气流偏离轴向较多。这主要是由于叶片倾斜后, 其转折能力下降所致。

(3) B_1 型试验件在与高压压气机的匹配上不如 B 型试验件。其原因在于, B_1 件型试验件在设计时对出口气流角未进行必要的修正, 因此造成 B_1 的出口气流角比 B 型试验件的偏离要求更多, 使得高压压气机进口大部分叶高的切向分速进一步加大, 高压加功能力进一步减小, 吞气能力进一步降低, 共同工作线进一步上移 (图 17)。不利于高、低压压气机的匹配。

五、结 束 语

倾斜叶片在某型发动机上的初步应用虽然取得一定的效果, 特别是在减少径向压力梯度、改善根部性能方面尤为明显。但是, 利用其真正解决工程中极其复杂的, 受多种因素影响的具体问题仍需做大量工作。这包括, 尽快发展和完善理论计算和工程设计方法, 深入开展倾斜叶片的试验研究, 积累经验数据等。

参 考 文 献

- [1] 王仲奇、韩万金、徐文远, “叶片倾斜对小径高比环形叶栅下游流场的影响”, 《工程热物理学报》第 8 卷, 第 3 期, 1987 年。
- [2] Smith, L. H. And Yeh, H., “Sweep And Dihedral Effects in Axial Flow Turbomachinery”, A m. Sec. Mngrs Paper No. 62-W A-102

low and high momentum in the corner vortex system.

(2) At high incidences, the reversed flow caused by vortex breakdown and strong adverse pressure gradient makes an important contribution to the loss increase.

(3) At high incidences, the excessive increase of loading near the end wall appears mainly by the front part of the blade section.

From the above mentioned research a physical model for the vortical flow in compressor cascades is obtained.

APPLICATION OF LEANED BLADES TO AN AEROENGINE

Gao Jingman

(*Shenyang Aeroengine Research Institute*)

ABSTRACT

In order to match the low pressure compressor with the high pressure one, the outlet guide vane blades of the low pressure compressor have been designed to be leaned circumferentially and radially. The two types of the leaned blades have been tested in an aeroengine. The results show that the leaned blades obviously improve the compressor performance in the hub region, decrease the radial pressure ratio gradient and control the flow at the end wall.

THE INFLUENCE OF THE INLET MACH NUMBER ON THE BOUNDARY LAYER DEVELOPMENT ON TURBOMACHINERY BLADE SURFACES

Zhu Nianguo and Xu Liping

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

When Reynolds number and the blade surface pressure coefficient distribution are kept constant, the influence of the inlet Mach number on the boundary layer development on the blade surfaces of turbomachinery is discussed with numerical simulation as well as an order of magnitude analysis, based on the integral boundary layer equation. The effects of surface curvature and the free stream turbulence intensity on the development of the boundary layer are also estimated by the numerical simulation. The results show that at the same Reynolds numbers and surface pressure coefficient distributions, the variation of the non-dimensional the integral parameters boundary layer with the inlet Mach number is very small, up to the critical Mach number, the changes are usually within the engineering tolerance. The variation caused by the surface curvature difference is of the same order of that due to Mach number, however the free stream turbulence level can cause remarkable changes in the development of the boundary layer.