

压气机“端弯”叶栅流场结构的试验研究

北京航空航天大学 吴国华 任丽芸 彭泽琰 沈阳发动机研究所 严明

【摘要】 本文通过“端弯”和“无端弯”压气机叶栅的对比试验及流场显示, 论述了“端弯”叶栅改善压气机端区流动和减小端区损失(并降低沿叶高按质量平均求出的总压损失系数)的机理。压气机“端弯”叶片的叶盆和叶背叶片力指向都有利于改善端区流动。前者将端壁区外叶盆的高能气体压向端区, 后者将端区内叶背的低能气体送向叶中区。这是“端区”损失系数下降的主要原因之一。端区的气体流动改善有利于抑制端壁附面层逐级恶化的发展趋势。

一、试验设备、试件及测量系统和数据处理公式

试验是在北航低速平面叶栅风洞上完成。风洞来流紊流度 ϵ_r 为 0.5%, 端壁附面层厚度为 20mm, 试验雷诺数 $Re_b = (2.0 \sim 2.5) \times 10^5$ 。栅前设置一个圆柱三孔探针, 栅后 0.5b 处设置一与快速位移机构相联的五孔探针。从端壁至叶栅通道中心, 测点位置分别为 2、4、6、9、13、19、27、49、62mm, 沿栅距测点位置共 14 个, 均匀分布。叶栅 G1-O “端弯”叶栅和叶栅 G1-B “无端弯”叶栅的基本参数完全相同。叶栅稠度 1.54, 展弦比 1.55, 叶片弯角 50° ; 叶型为 BC-6 叶型。叶栅 G1-B 是在叶栅 G1-O 基础上, 在叶片端区靠近尾缘处减弯, 减弯高度为 15.0% H 。叶栅流场的显示试验是在同一风洞上完成的。发烟装置在叶栅进口近端壁处。它由二条分别距端壁 3.0 和 6.0mm 的 $\Phi 0.15$ mm 钨丝组成。钨丝上刷液态石蜡和煤油的混合物, 通电加热后, 可以发出显示的烟线。光线的照射方向垂直于来流方向。应当注意的是, 显示试验的进口速度与进行叶栅流场测量时的进口条件不同。显示试验的进口速度只有 2.0m/s 左右, 因此, 显示的流场是低雷诺数下的流动结果。

各测点的总压损失系数:
$$\omega = (p_{1m}^* - p_2^*) / (p_1^* - p_1)_m$$

式中 m 表示通道中间高度。周向质量平均值及全通道质量平均值分别按下式定义:

$$\bar{\omega} = \left(\int \omega \rho V_{2a} dx \right) / \left(\int \rho V_{2a} dx \right), \quad \bar{\bar{\omega}} = \left(\iiint \omega \rho V_{2a} dx dy \right) / \left(\iiint V_{2a} dx dy \right)$$

其它参数的平均值类似总压损失系数。扩压比 $\bar{\pi} = \bar{p}_2 / p_{1m}$, 流通系数 $\bar{Q} = \bar{V}_{2a} / V_{1m}$ 。

二、试验结果

参数的展向分布对比 图 1 表明, 在端壁区叶栅 G1-B 的出气角和叶栅 G1-O 相比明显减小。叶栅 G1-B 的最大亏转值下移, 而且叶中区的出气角也下降, 但展向分布较均匀。这是预估“端弯”栅后流场出气角要考虑的。图 2 表明端区叶栅 G1-B 的总压损失系数小于叶栅 G1-O。同时, 在 15.0% 展向位置, 叶栅 G1-B 的总压损失系数曲线出现局部极大值。图 3、图 4 表明, 端区叶栅 G1-B 的流通能力及扩压能力均大于叶栅 G1-O, 因为端区流阻减小, 总压较高。

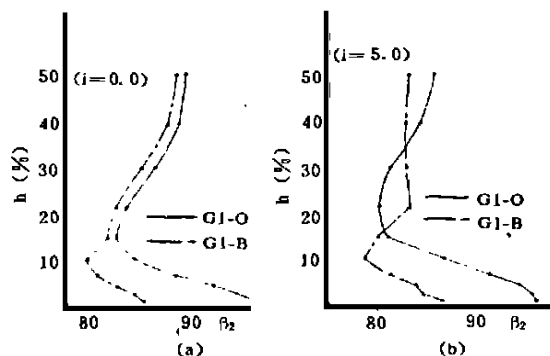


图 1 出气角沿展向分布

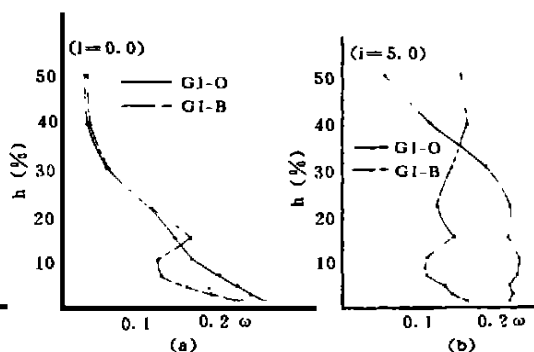


图 2 总压损失系数沿展向分布

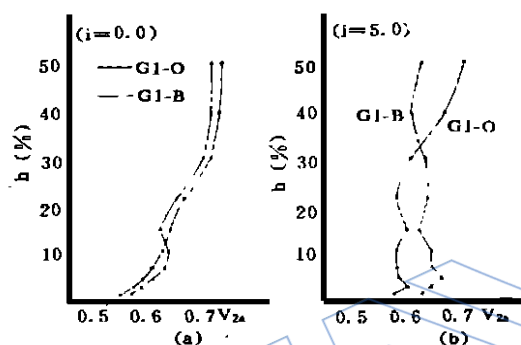


图 3 流通系数沿展向分布

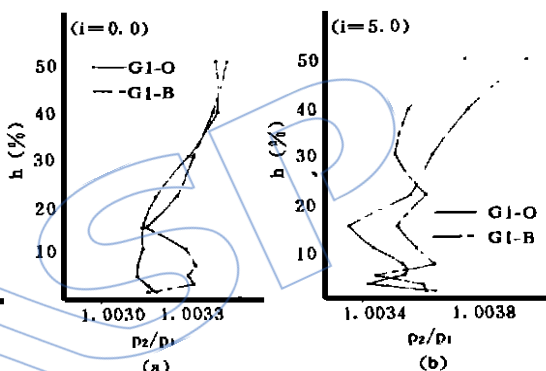


图 4 扩压比沿展向分布

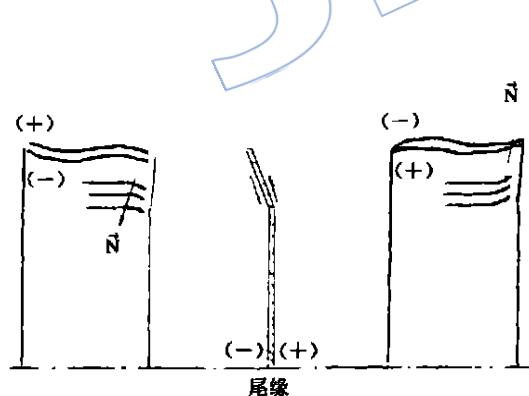


图 5 “端弯”叶栅角区 2 处的流动

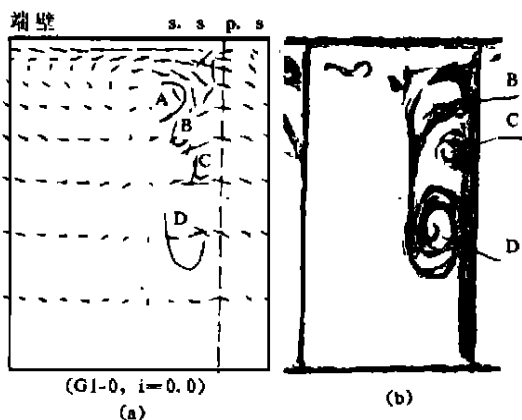


图 6 二次速度矢量图与流场显示

二次速度矢量分布及损失机理 0 攻角下, 叶栅 G1-B 在端区总压损失系数小于叶栅 G1-O, 因为叶栅 G1-B 在端区叶片尾缘减弯, 减轻了端区的负荷。此时, “端弯”叶片的叶片力指向是使叶盆的较高能气体流向端区趋势加强, 使叶背低能气体流向叶中趋势加强(见图 5)。从二次速度矢量图看, 在叶片的减弯部位, 存在着强烈的展向流动, 它使叶栅 G1-B 的高损失区较

叶栅 G1-O 更远离端壁, 并产生不同于叶栅 G1-O 的旋涡结构。图 6a 表明, 叶栅 G1-O 有四个涡, 角涡 A 及诱导的三个二次涡 B、C、D。图 6b 显示出涡 C 和涡 D, 涡 B 被遮住一半。图 7a 表明叶栅 G1-B 角区有五个旋转涡。涡 A 是角涡, 涡 B 是因叶栅 G1-B 端区叶片尾缘变形部分的叶片力迫使低能气流沿展向流动产生的。涡 B 诱导出两个涡, 一个是涡 C, 它的旋转方向与涡 B 相反, 为顺时针方向, 另一个是涡 E, 它的旋转方向与角涡 A 相同。由于角涡 A 自己诱导出的涡 F 较小, 被涡 E 所吞没, 因而图 8a 表现出五个旋涡。由图 7b 可以看出涡 B、C 和 D, 涡 E 较为模糊。从图 6a 的速度方向看, 叶栅 G1-O 自端区向角区高损失区输送低能气体是通过各旋涡之间形成的一个 S 形通道进行的。而叶栅 G1-B 则由于叶片变形部分产生的叶片力的强烈作用, 使得端区低能气体基本是沿着近叶背面的一弧线通道进入叶背面的突拐区, 称为第二角区, 以区别端壁与叶背构成的角区。应当注意, 低能气体输送通道实际是一个复杂空间曲线。由于在第二角区及附近存在两个旋涡, 增加了旋涡相互作用所造成的损失。同时, 这一区域的强烈展向流动的存在, 增大第二角区的掺混损失, 造成了总压损失系数 $\bar{\omega}$ 在 15.0% H 展向位置有一个凸包。这一展向位置恰好就是第二角区所在的展向位置。从总压损失系数的等值线图 7c 与图 7a 对比看出, 涡 B 和涡 C 基本上对应于图 7c 的两个高损失区。5 攻角下, 叶栅 G1-O 在吸力面角区已发生大面积分离。从图 8a 看已没有稳定大尺寸旋涡存在的迹象。图 8a 上, 叶栅 G1-O 的端壁区气体向角区运动的路径已不是 0 攻角下的 S 形路径, 而是一条倾斜路径。这表明叶栅 G1-O 的流场结构出现很大变化。叶栅 G1-O 叶中区尾缘附近的二次速度矢量的展向分量指向端壁, 说明叶中区存在着指向端区的展向流动。这一展向流动加重角区的分离, 却减轻叶中区的逆压梯度。故叶栅 G1-O 在叶中区没有出现分离, 见图 8b。

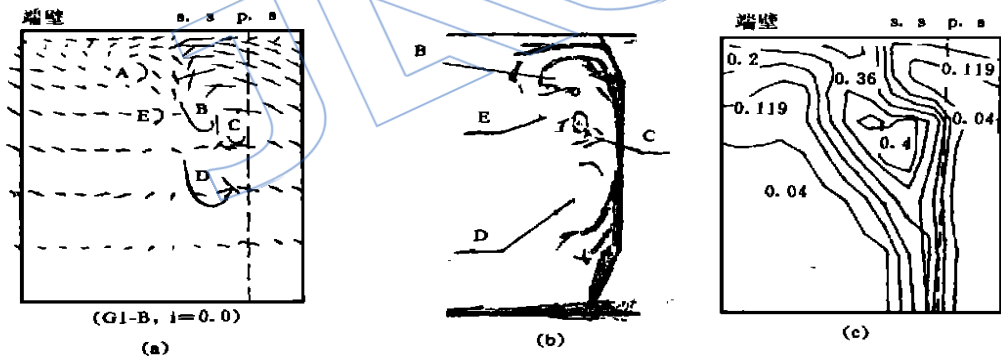


图 7 二次速矢、流场显示及总压损失系数等值线

叶栅 G1-B 在 5 攻角下, 还是有稳定的涡系 (图 9a), 它减小由于旋涡破裂带来的低能气体堆积, 及其造成的堵塞和额外损失。但攻角增加后, 使叶栅 G1-B 的高损失区更远离端壁 (图 9b)。从二次速度矢量的展向分速看, 在叶栅 G1-B 大部分展向区域存在着指向叶中区的展向流动, 这就加大了叶中区的逆压梯度, 导致分离 (图 9b)。从二次速度矢量图与总压损失系数等值线图对比看出, 图 9b 那块小面积的高损失区基本上对应于涡 B, 而位于第二角区涡 C 造成的高损失区同叶中区的高损失区联成一片。叶中区的高损失区恰好对应着二次速度矢量变化最激烈的区域。在 10 攻角下, 叶栅 G1-O 和叶栅 G1-B 均发生分离, 见图 10b 和图 11b。从图 10a 和图 10b 看出, 叶栅 G1-B 在端壁的展向流动还很强烈, 而且波及的展向区域较叶栅

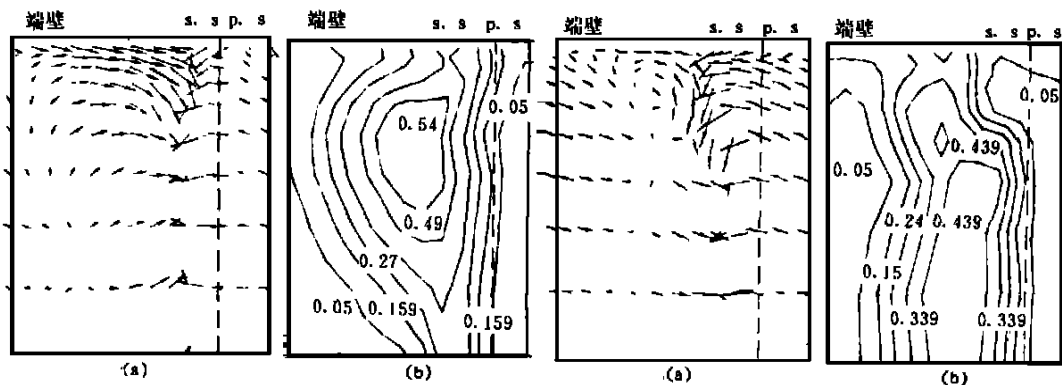


图 8 5 攻角下 G1-O 的二次速矢、总压损失系数等值线

图 9 5 攻角下 G1-B 的二次速矢、总压损失系数等值线

G1-O 大。虽然它减小了端区的损失,但却造成了叶中区的损失大于叶栅 G1-O,从而造成了整个通道质量平均的总压损失系数略大于叶栅 G1-O。

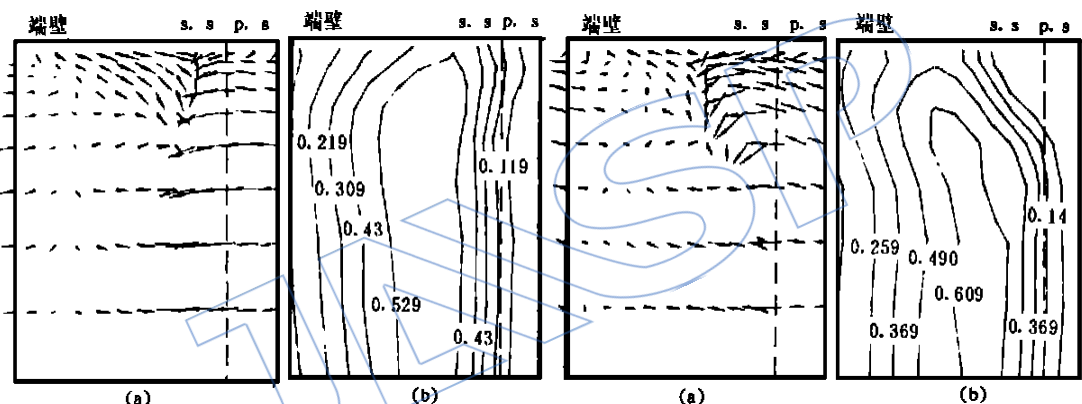


图 10 10 攻角下 G1-O 的二次速矢、总压损失系数等值线

图 11 10 攻角下 G1-B 的二次速矢、总压损失系数等值线

三、结 论

1. 试验结果表明,“端弯”叶栅叶片力径向分量的指向有利于将叶栅端壁区外较高能气体送入端区,而将端壁内的低能气体送向叶中区。因而叶栅 G1-B 端区损失下降,叶栅高损失区减弱,并向叶中区移动。按通道质量平均的总压损失系数在端区得到明显的改善。
2. “端弯”叶栅改善栅后气流出气角的分布。端区流通能力和扩压能力均改善。
3. “端弯”叶栅中旋涡个数增多,但旋涡强度有所下降。
4. “端弯”叶栅存在第二角区。第二角区处低能气体的堆积使该区损失有所增加。
5. 对于沿整个叶栅高度发生严重分离的情况,采用“端弯”叶片不一定有好处。

STUDY ON THE SECONDARY FLOW AND ITS CONTROL IN COMPRESSOR

Tao Deping, Pen Zeyan, Wei Xinlu

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

The present paper is a final report of the study on the secondary flow in compressors. A systematic experimental investigations on the secondary flow of both the C4 and BC-6 airfoil cascades have been completed. A end-wall corner flow model has been provided. The C4 airfoil variations of the outlet angle along the blade height have been calculated by the secondary flow theory. They approach to the experimental results. The influence of the tip clearance on the blade stall flutter is also investigated in the flutter experiment of the BF-1 compressor rotor. An experimental study on the reduction of secondary flow is carried out by using both "Heading Edge Sweep" and "End Bending" techniques. The total pressure loss coefficients of these two cascades decrease significantly. The results of the whole compressor flow field calculation of the compressor "End Bending" cascades are in good agreement with the experimental data. Some important conclusions are drawn to reveal the real flow mechanism in the compressor and to develop new compressor flow physical models. It is of great value for engineering application of the secondary flow control.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON THE FLOW THROUGH A COMPRESSOR END-BENDING CASCADE

Wu Guohua, Ren Liyun, Pen Zeyan

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

Yan Ming (*Shenyang Aeroengine Research Institute*)

ABSTRACT

By the comparison of secondary flow vector diagrams and 2-D iso-loss line diagrams between a end bending cascade and a ordinary cascade, this paper reveal the mechanism that the end bending cascade improves the flow through end wall region and reduces the loss of the end wall flow. At the same time, the end bending cascade reduces the mass-averaged total pressure coefficient. Both directions of blade force on the suction and pressure surfaces are in favor of improving the end wall flow. The former pushes the high energy flow outside the end wall region near the pressure surface into the end wall region, the latter transfers the low energy flow within the end wall region near the suction surface to the main stream. The improvement of the end wall flow contributes to control the degeneration of the end wall flow downstream.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF RIBBLETS DRAG REDUCTION FILM

Jiang Zhi, Tang Zhiming, Gao Ge, Ning Huang

(*Beijing University of Aeronautics & Astronautics*)

ABSTRACT

Based upon the new explanation of the structure of turbulent boundary layer and the fact that specially designed non-smooth surface can reduce fluid drag, the authors have designed and fabricated the Riblets Drag Reduction Film. This Film was covered on racing boats, the boats and recieved excellend awards in competition. The authors also tested the flat plates with and without the Biblets Drag Reduction Film in wind tunnel and compared their fluid drags. The results showed that the Drag of the covered plate has been reduced by 7%.