

文章编号: 1000 8055(2008)09 1713-05

一种槽道式处理机匣设计及实验验证

刘历玮, 樊琳, 刘火星, 宁方飞
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 对实壁机匣的实验转子进行了定常雷诺平均 N-S 方程(RANS)模拟, 考察了实验转子叶尖端区流动状况, 并基于转子叶尖端区在设计状态和近失速状态下的若干主要流动特征设计了一个带气室的轴向斜槽式处理机匣. 在高速压气机试验台上对处理机匣的性能测量结果表明, 设计的处理机匣有很好的扩稳效果, 效率损失也可接受. 这说明通过对实壁机匣的转子其流动结构的分析和把握, 进而完成处理机匣的设计在一定程度上有可行性.

关 键 词: 航空发动机; 轴流压气机; 处理机匣; 失速裕度; 效率损失
中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A

Design of a slot-type casing treatment and its experimental validation

LIU Liwei, FAN Lin, LIU Huoxing, NING Fangfei

(School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Steady Reynolds-averaged Navier Stokes (RANS) of a test rotor with solid casing was simulated, and the flow field near the rotor tip was investigated. Based on several predominant flow features at the blade tip region as the rotor is operate at design state and near stall state respectively, a back chambered axial skewed-slot casing treatment was designed. The performance of the casing was then validated experimentally on a high speed test rig, showing that this casing treatment has notable capability in improving the stall margin of the test rotor, whilst the loss of efficiency is acceptable. This illustrates that the design of the casing treatment could be feasible on the basis of the rotor tip flow field with the solid casing.

Key words: aero-engine; axial compressor; casing treatment; surge margin; efficiency loss

早在 1970 年左右人们就在实验中发现了处理机匣能有效的扩展压气机的喘振裕度, 随后人们对各种类型的处理机匣进行了研究. Takata 等人^[1-2]认为, 轴向斜槽类处理机匣的扩稳效果最为明显, 但会使效率有些下降. Greitzer 等人^[3]指出处理机匣对壁面失速(Wall stall)的转子有较好

的扩稳效果. 进一步的研究^[4-7]表明, 轴向斜槽式处理机匣与主流区之间的回流是处理机匣扩稳的主要原因. 适当的调整这个回流将增加处理机匣的扩稳效果并减小效率损失甚至带来效率收益. Wilke 等人^[8]基于对 Rotor 37 的计算流体力学(CFD)计算结果, 设计了多个轴向直槽类型的处

收稿日期: 2007-09-17; 修订日期: 2007-11-28
基金项目: 法国 Snecma-北航国际合作研究项目; 973 课题(2007CB210103)
作者简介: 刘历玮(1984-), 女, 湖北孝感人, 硕士生, 主要从事流体机械实验研究.

理机匣,并通过 CFD 计算进行了校检,并提出了处理机匣的扩稳效果和效率损失与处理机匣的搭界量相关等若干对处理机匣设计有益的建议。

本文首先对实验转子进行了定常数值模拟,并基于数值模拟结果设计了一个带气室的轴向斜槽处理机匣,通过实验校验了处理机匣对转子性能的影响。

1 数值模拟

1.1 数值模型

实验转子是一轴流跨声转子. 该转子的外径为 355.8 mm, 轮毂比为 0.565, 设计转速为 22 000 r/min; 设计点流量为 13.5 kg/s, 压比为 1.6; 效率为 0.88. 实验转子的其它具体参数详见文献[9]。

计算网格如图 1 所示. 整个计算域的网格拓扑结构为 H-O-H 型, 进口和出口是 H 型网格, 叶片通道和叶尖间隙都是 O 型网格. 计算网格的规模约为 102 万网格点。

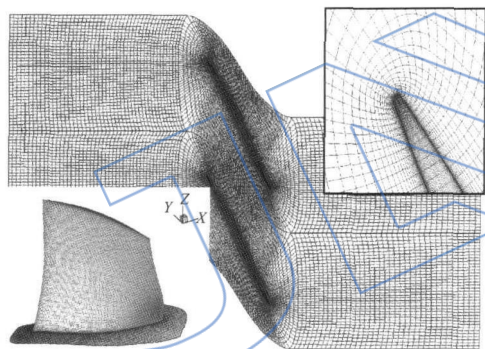


图 1 计算网格

Fig 1 Calculation mesh system

1.2 数值方法

数值模拟所用的程序为自行开发的(Multi block aerodynamic prediction, MAP)程序^[10]. 它采用有限体积法求解雷诺平均 N-S 方程(RANS), 对流通量采用 AUSMD/V 方法计算, 粘性通量采用常用的中心差分. 湍流模型采用改进的 S-A 模型^[10].

实验转子定常 RANS 计算的边界条件设定为: 进口条件为给定的总温、总压和气流方向; 出口利用简单径向平衡方程得到静压沿展向的分布; 进出口及叶片通道的周向边界为周期性边界; 物面取无滑移绝热条件。

1.3 计算结果

以往的实验表明: 实验转子在实壁机匣情况下, 首先在叶尖区产生旋转失速^[9]. 图 2 给出了 98% 和 60% 设计转速下近失速点时转子尖区的相对马赫数分布. 在 98% 设计转速的近失速点, 如图 2(a) 所示, 叶尖泄漏涡在穿过激波后导致了流动堵塞. 并且这个流动堵塞区紧靠着叶片的压力面, 在周向上占了半个栅距的通道. 在 60% 设计转速的近失速点, 如图 2(b) 所示, 叶尖前缘由于气流攻角过大而发生流动分离, 在与叶尖泄漏流的共同作用下, 形成了横跨整个栅距, 轴向长约 0.5 个叶尖轴向弦长的流动堵塞区。

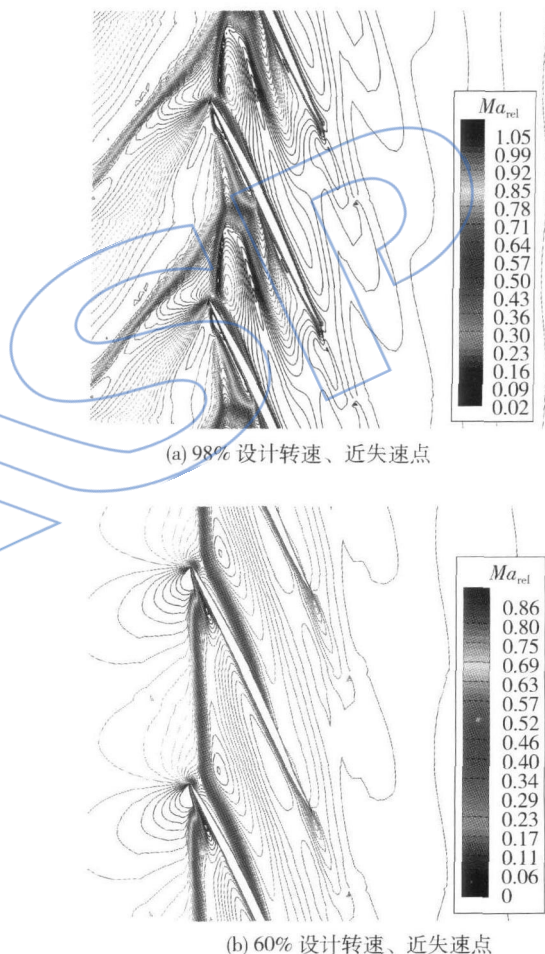


图 2 98% 叶高处的相对马赫数分布

Fig. 2 Relative Mach number distributions at 98% span

图 3 给出了 98% 和 60% 设计转速、最大效率点和近失速点时周向平均的机匣壁面静压和 98% 叶高处周向平均的相对总压沿轴向的分布. 如图 3 所示, 在不同转速下, 相对于最大效率点, 近失速点的周向平均相对总压几乎从叶尖前缘就急剧降低. 相对总压的降低, 在这里是堵塞区的流动损失造成的. 所以, 相对总压的降低量, 可以反

映堵塞的严重程度;周向平均的相对总压沿轴向的分布,则反映了堵塞区的轴向相对位置.在98%设计转速下,主要的堵塞区从叶前缘开始到近2/5个叶尖轴向弦长处;60%设计转速下,堵塞区占前1/3个叶尖轴向弦长.在最大效率点,相对总压沿轴向的变化就要缓和得多,轴向位置也要靠后得多.这种在轴向位置上的差异主要是由近失速点时叶片通道中的流动堵塞增强、前移所致.

2 处理机匣设计及实验

2.1 处理机匣结构的设计

本文对轴向斜槽类处理机匣的设计基于以下认识:堵塞区的低能流动从处理机匣槽的后部进入处理机匣槽,并在前后压力梯度的驱使下从处理机匣槽前部再次进入主流中(这里称为流向回流);另外,在通道中周向压力梯度的作用下,处理机匣作为一排容腔,堵塞区在经过处理槽时流体进入槽道中,当非堵塞区经过处理槽时,处理槽内的流体再返回主流区(这里称为周向搬运).大体而言,以上两种回流流动的流量多少决定了处理机匣的扩稳作用和效率损失:在处理机匣槽道与主流之间的回流实际上是对造成堵塞的、低能的流体进行“二次”加功,从而提高其能量、能够抵抗下游的反压、降低堵塞程度;回流流量越大、对堵塞的削减程度就越好,但同时消耗的功就越大,流动损失也越高,所以转子的效率损失就越大.

为了取得扩稳效果好而在最大效率点的效率损失小的处理机匣,本文设计的着眼点就是要使设计的处理机匣在近失速点时让回流流量足够大,从而有效降低转子尖区堵塞;同时,在最大效率点尽量降低回流流量,减小处理机匣及相关的流动对转子效率的不利影响.

本文主要依据98%设计转速时的流动对处理机匣进行设计,同时兼顾60%设计转速时的情况.从最基本的角度考虑,参与流向回流的流量大小主要取决于处理机匣前后的轴向压力梯度,所以依据周向平均壁面静压的轴向分布,调整处理机匣与转子叶片的轴向搭界量,就能有效的控制流向回流流量.从图3(a)可见,在离叶尖前缘约1/4到2/5叶尖轴向弦长之间,最大效率点的周向平均壁面静压曲线变化平缓,而近失速点的静压却上升较快.另外,如前所述,98%叶高处的周向平均相对总压的轴向分布所反映的堵塞区也分布在从叶尖前缘开始的前2/5叶尖轴向弦长范围内.因此,本文取2/5个叶尖轴向弦长为搭界量,

为14 mm,并将处理机匣槽的长度取为28 mm,约0.8个叶尖轴向弦长,如图3所示.这样的搭界量的设定刚好足够将叶尖流动堵塞区覆盖住,从而能够有效减小转子尖区的堵塞区域.从图3(b)可以看出,这也很好的兼顾了60%设计转速时的流动.这样即能保证最大效率点的参于回流的流量不致过大以带较大效率损失,而在近失速点又有足够的回流流量来产生扩稳效果.

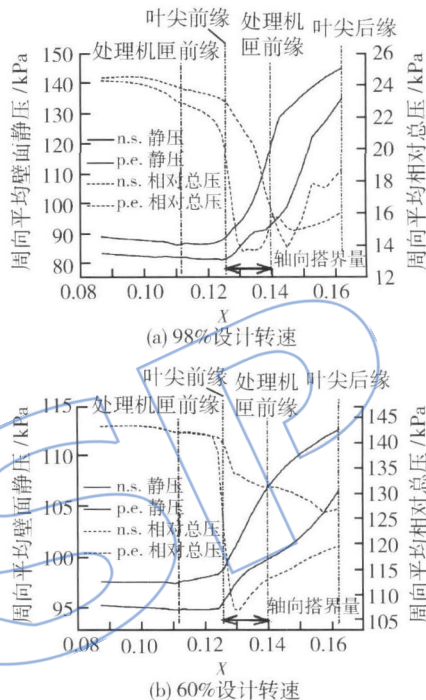


图3 周向平均壁面静压与98%叶高周向平均相对总压的轴向分布

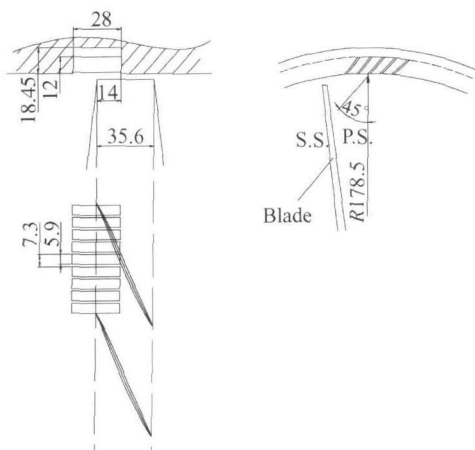
(n.s. 表示近失速点; p.e. 表示最大效率点)

Fig 3 Axial distribution of circumferential averaged wall static pressure and relative total pressure at 98% blade span height

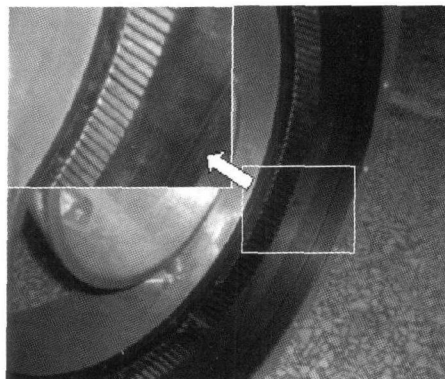
(n.s. stand for near stall operation point; p.e. stand for peak efficiency operation point)

周向的搬运流动取决于叶尖区流动的周向压力梯度和处理机匣槽的容积.处理槽的容积主要由槽深决定,其次与开口大小相关.本文选择了一个较大的槽深,并将处理槽的开口率设定为0.8,另外还设计了一个较大的气室,如图4(a)所示,以保证其容积足够大.在98%设计转速时,转子叶尖两侧的压力梯度较大,处理槽的周向搬运效应会较强;在60%设计转速时,转子叶尖为亚声流动状态,负荷较低,处理槽的周向搬运效应会较弱.

处理机匣的其它几何结构参数基本上是根据经验性地确定的,见图4(a).加工的处理机匣实物如图4(b)所示.



(a) 处理机匣结构尺寸参数 (单位:mm)



(b) 处理机匣结构实物

图4 所设计的带气室的轴向斜槽式处理机匣

Fig. 4 Designed back chambered axial skewed slot casing treatment configuration

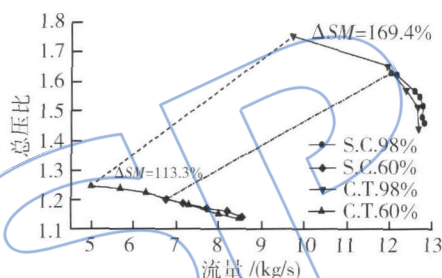
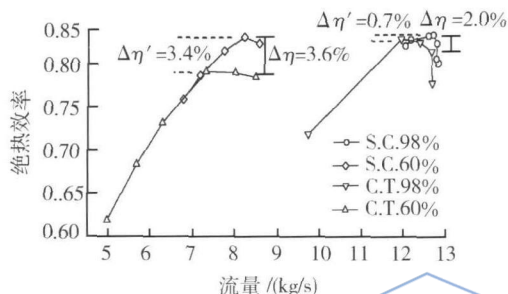


图5 实验转子在实壁与处理机匣情形下的性能 (S.C. 表示实壁情形; C.T. 表示处理机匣情形)

Fig. 5 Test rotor performance with solid casing and casing treatment

(S.C. stand for solid casing; C.T. stand for casing treatment)

2.2 实验结果

实验是在北京航空航天大学能源与动力工程学院的高速跨声压气机台^[9]上进行的. 实验分别获得了98%和60%设计转速下, 实验转子分别在带处理机匣与实壁机匣情况下的性能曲线.

处理机匣的扩稳效果有多种表述方式, 本文用扩稳裕度来衡量. 扩稳裕度定义如下:

$$\Delta SM = \frac{SM_{CT} - SM_{SC}}{SM_{SC}} \times 100\%$$

其中 SM_{CT} 为处理机匣情形下实验转子的失速裕度, SM_{SC} 为实壁机匣情形下实验转子的失速裕度.

如图5所示, 本文所设计的处理机匣的扩稳裕度在60%和98%设计转速下分别达到了113.7%和169.4%. 另外, 如果在实壁情形下最大效率点所在流量位置进行比较, 它的效率损失在60%设计转速时为3.6%, 98%设计转速时也有2.0%. 如以各自等转速线上的最大效率点相比, 效率损失在60%设计转速时为3.4%, 98%设计转速时为0.7%. 总体而言, 尽管在60%设计转速时处理机匣的效率损失比较大, 但总的结果还

是较好的.

3 结论

对一跨声转子进行了实壁机匣下的定常RANS模拟, 并通过模拟结果针对该转子设计了一种槽道式处理机匣. 实验结果表明, 该处理机匣在高低转速下都具有很好的扩稳效果. 而由处理机匣所带来的效率损失, 在高转速下时较小、在低转速下时较大. 虽然本文所涉及工作的初衷并不是要验证通过对实壁机匣的转子叶尖端区流动的分析结果来进行处理机匣设计这种方法的可行性, 但结果表明, 所设计的处理机匣基本上达到了设计意图, 处理机匣所带来的效率损失也与实验前的估计一致.

关于处理机匣的更理性的设计方法仍在研究和验证之中. 同时, 也需要开展更深入的实验研究.

致谢: 在本文所涉及的实验测量工作中, 得到了陆亚钧教授、袁巍副教授、李志平博士后, 李绍斌博士后和脱伟博士等人的大力协助, 在此表示衷心的感谢.

参考文献:

- [1] Takata H, Tsukuda Y. Study of the mechanism of stall margin improvement of casing treatment[R]. ASME Paper No. 75-GT-13, Mar. 1975.
- [2] Fujita H, Takata H. A study of configurations of casing treatment for axial flow compressors[J]. Bulletin of Japan Society Mechanical Engineers, 1984, 27(230): 1675-1681.
- [3] Greitzer E M, Nikkanen J P, Haddad D E, et al. A fundamental Criterion for the application of rotor casing treatment[J]. ASME Journal of Fluids Engineering, 1979, 101: 237-243.
- [4] Cheng P, Prell M E, Greitzer E M, et al. Effects of compressor hub treatment on stator stall and pressure rise[J]. AIAA Journal of Aircraft, 1984, 21: 469-475.
- [5] Smith G D J, Cumpsty N A. Flow phenomena in compressor casing treatment[J]. Transactions of the ASME, 1984, 106: 532-541.
- [6] Johnson M C, Greitzer E M. Effects of slotted hub and casing treatments on compressor endwall flow fields[R]. ASME Paper No. 86-GT-247, 1986.
- [7] Lee N K W, Greitzer E M. Effects of endwall suction and blowing on compressor stability enhancement[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1990, 112: 133-144.
- [8] Wilke I, Kau H P, Brignole G. Numerically aided design of a high efficient casing treatment for a transonic rotor[R]. ASME Paper No. GT2005-68993, 2005.
- [9] 庄平. 轴流压气机扩大稳定工况裕度的试验研究——处理机匣扩稳机理及对压气机性能的影响[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1984.
- ZHUANG Ping. The experimental investigation on increasing operating range of axial flow compressor mechanism of stall margin improvement of casing treatment and influence of casing treatment on performance of axial flow compressor[D]. Beijing: Beijing University of Astronautics and Aeronautics, 1984. (in Chinese)
- [10] 宁方飞. 考虑真实几何复杂性的跨音压气机内部流动的数值模拟[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2002.
- NING Fangfei. Numerical simulation of the transonic compressor inner flow considering real geometrical complexity [D]. Beijing: Beijing University of Astronautics and Aeronautics, 2002. (in Chinese)