

文章编号: 1000-8055(2010)12-2673-10

Rotor 37 顶隙泄漏流的演化、影响及机匣处理

黄旭东, 陈海昕, 符 松
(清华大学 航天航空学院, 北京 100084)

摘 要: 在详细研究顶隙泄漏流的结构及其演化的基础上, 分析了 Rotor 37 的失速机理, 并对不同深度、宽度和位置的环向沟机匣处理方式进行了比较研究. 研究发现: 在该研究的顶隙高度下, 发生在叶尖尾缘附近的大面积流动分离是造成压气机失速的直接原因. 因而布置在叶片中段和尾缘的环向沟有利于提高压气机的喘振裕度. 同时还发现, 环向沟的深度对于其产生作用并没有明显的影响, 而其宽度的影响则较为明显.

关 键 词: 跨声速压气机; 顶隙泄漏流; 失速机理; 环向沟机匣处理; 几何参数研究
中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A

Development of tip leakage flow in NASA Rotor 37 and casing treatment

HUANG Xu-dong, CHEN Hai-xin, FU Song

(School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: Based on the detailed computational fluid dynamics (CFD) study on the structure and development of tip leakage flow in NASA (National Aeronautics and Space Administration) Rotor 37, the stall mechanism was discussed. A study of the circumferential grooves casing treatment with different locations, depth and width was also performed. The simulation reveals that the large separation zone at the trailing edge near the blade tip is directly attributable to the compressor stall at the configuration studied in this paper. As a result, the circumferential grooves at the mid-chord and the trailing edge appear to be effective on the extension of the stall margin. Meanwhile, it is found that the depth of the grooves does not influence obviously its effect, while the width seems to be a more important parameter.

Key words: transonic compressor; tip leakage flow; stall mechanism;
circumferential grooves casing treatment; geometric parameter study

现代跨声速压气机中, 相当大的一部分能量损失发生在转子的叶尖附近. 在这一区域, 以顶隙泄漏流、通道激波、叶片边界层及其相互影响为特征的复杂流动不仅影响着压气机的效率, 同时也是压气机喘振和失速的重要诱因^[1-3]. 近些年的研究发现适当的机匣处理方式^[4-8], 可以有效地扩展压气机的稳定工作区间, 确保足够的失速和喘振裕度. 然而, 由于压气机内结构和流动的复杂性,

这方面的研究还远不够深入.

本文在详细研究 NASA (National Aeronautics and Space Administration) Rotor 37 顶隙泄漏流的结构及其演化的基础上, 对其失速机理进行了讨论, 进而对多种环向沟机匣处理方式的效果进行了比较研究. 关于本文计算程序的有效性和精度, 已另文^[9-11]详述. 本文研究中 Rotor 37 的几何参数^[12]如表 1 所示.

收稿日期: 2009-10-26; 修订日期: 2010-03-05

作者简介: 黄旭东(1981—), 男, 重庆长寿人, 博士生, 主要从事叶轮机械数值研究.

表 1 NASA Rotor 37 几何参数

Table 1 Parameters of NASA Rotor 37

参数	数值
叶片数	36
等效转速/(r/min)	17 188.7
叶尖/轮毂直径/m	0.507 4/0.357 6
顶隙/mm	0.356
设计压比	2.106
设计质量流量/(kg/s)	20.19

1 最大效率点时的顶隙泄漏涡系及其影响

在最大效率点时,按展向位置将顶隙泄漏流分为三部分进行考察.

1.1 近叶尖顶隙泄漏流

前缘至 47% 弦长(图 1(a)):该部分气流全部来自叶尖压力面.前缘气流越过叶尖后迅速向转子轮毂方向卷成顶隙泄漏涡并将直至 47% 弦长处的顶隙泄漏流都卷入其中.绝大部分顶隙泄漏涡中的气流在临近叶片压力面附近 98% 叶高左右处汇入主流,少量气流在下一叶片的尾缘附近顶隙中层越过叶尖后汇入主流或进一步跨越下一个顶隙.

47% 弦长至 67% 弦长(图 1(b)):该部分气流也来自于压力面叶尖附近,自顶隙流出后受前缘泄漏涡影响较小,汇入临近叶片近前缘的中层顶隙泄漏流,随后受下一通道前缘顶隙泄漏流的影响汇入主通道.

约 67% 弦长至尾缘(图 1(c)):该部分气流也来自于叶尖压力面,自顶隙流出后即汇入主通道,基本不受前缘顶隙泄漏流的影响.越临近尾缘的泄漏流呈现出越大的落后角.

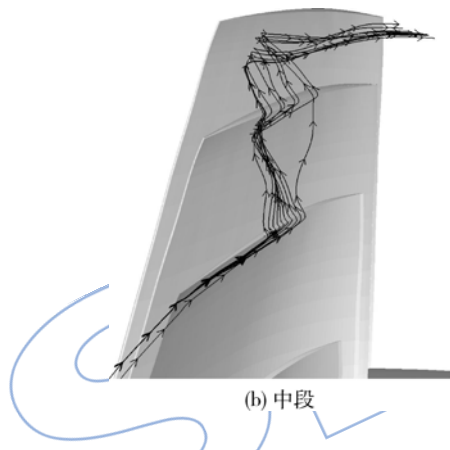
1.2 中层顶隙泄漏流

前缘至 45% 弦长(图 2(a)):与近叶尖该部分顶隙泄漏流的来源和去向基本一致.但值得注意的是少量最靠近叶尖前缘的顶隙泄漏流并没有卷入前缘顶隙泄漏涡,而是沿着基本平行于前缘顶隙泄漏流的轨迹直线前行,直至临近叶片的压力面附近转折汇入主流.

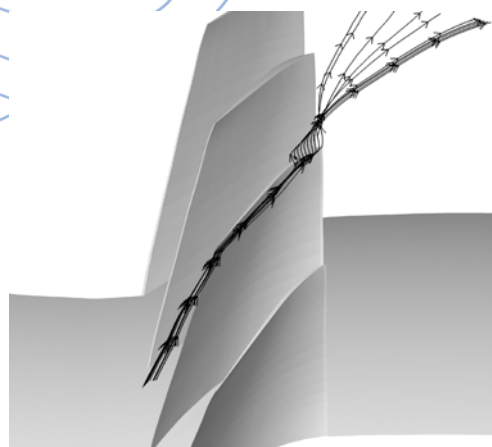
45% 弦长至 70% 弦长(图 2(b)):该部分气流大部分受到前缘顶隙泄漏流的影响后汇入主流,少量会跨越临近叶片的顶隙甚至再下一个顶隙.



(a) 前缘



(b) 中段



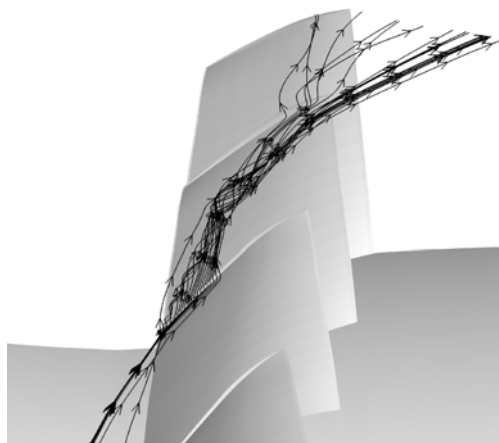
(c) 尾缘

图 1 最大效率点时近叶尖顶隙泄漏流

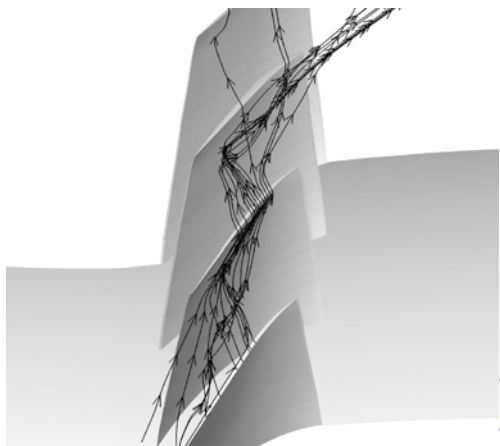
Fig. 1 Leakage flow near blade tip at peak efficiency point

其来源范围包括从通道中间的主流和上一叶片前缘和中段的顶隙泄漏流.

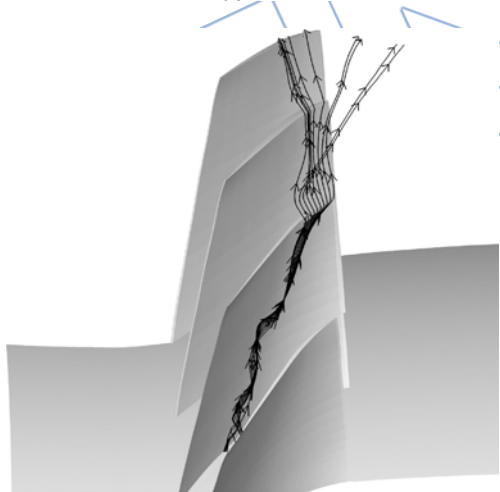
70% 弦长至尾缘(图 2(c)):该部分气流主要来自上一叶片的前缘顶隙泄漏流;其去向与近叶尖部分顶隙泄漏流的情况基本一致,但有更大的落后角,靠近尾缘的顶隙泄漏流会跨越多个顶隙,并逐渐向前缘靠近.



(a) 前缘



(b) 中段



(c) 尾缘

图 2 最大效率点时顶隙中层泄漏流

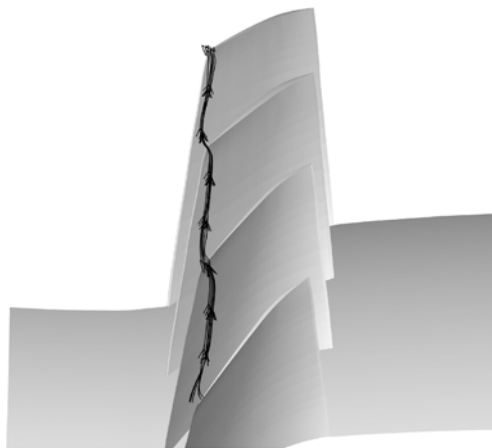
Fig. 2 Leakage flow at mid-gap at peak efficiency point

1.3 近机匣顶隙泄漏流

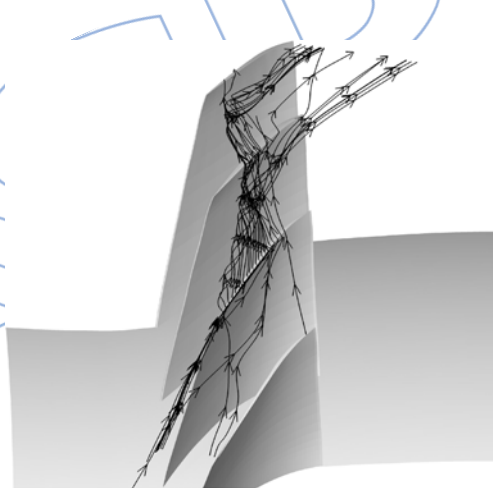
前缘至 5% 弦长(图 3(a)): 与近叶尖和中层的顶隙泄漏流不同, 在近机匣区域最靠近前缘的这一部分顶隙泄漏流并不卷入前缘顶隙泄漏涡, 而是在各叶片前缘形成稳定的周向流动. 这部分

流动在叶尖压力面具有负的轴向速度, 是近失速点叶尖压力面回流的雏形.

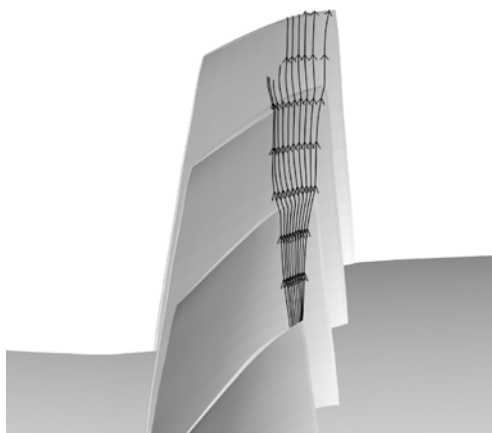
5% 至 72% 弦长(图 3(b)): 主要来自前一叶片叶尖附近, 越过顶隙后卷入顶隙泄漏涡中, 部分气流随后汇入主流, 部分气流在下一叶片中段穿



(a) 前缘



(b) 中段



(c) 尾缘

图 3 最大效率点时近机匣顶隙泄漏流

Fig. 3 Leakage flow near casing at peak efficiency point

过顶隙后再汇入主流。

72%弦长至尾缘(图3(c)):在顶隙中基本保持机匣与转子的相对运动方向,在流动中基本能保持其径向位置,该部分气流会接连穿过几个叶片的顶隙,并逐步向前缘靠近,最终汇入主流通道。

2 近失速点时的顶隙泄漏涡系及其影响

近失速点时顶隙泄漏涡核的轨迹与叶型的夹角较最大效率点时略大,同样按径向位置将顶隙泄漏流分为三部分进行考察。

2.1 近叶尖顶隙泄漏流

前缘至25%弦长(图4(a)):这部分顶隙泄漏流绕过叶尖前缘后会卷起泄漏涡,其流态与最大效率时相似,但涡核轨迹更靠近流动上游方向。

25%弦长至45%弦长(图4(b)):该部分泄漏

流主要来自叶尖压力面附近,受前缘顶隙泄漏流的影响,在下一叶片尾缘附近越过顶隙后汇入主流。越靠近叶片中部,溢出下一叶片顶隙的位置也越靠近尾缘。在中部附近的少量气流直接在该通道内汇入主流。

45%弦长至90%弦长(图4(c)):该部分气流自叶尖压力面附近,但越过顶隙后,不受前缘顶隙泄漏流的影响,而是离开顶隙后迅速自行卷成另一个涡系,其涡核轨迹与叶片方向基本平行。

90%弦长至尾缘(图4(d)):该部分顶隙泄漏流来自上一通道的前缘顶隙泄漏流,自尾缘顶隙流出后即汇入主流,基本不受尾缘顶隙泄漏流的影响。

2.2 中层顶隙泄漏流

前缘24%弦长(图5(a)):该部分气流同近叶尖的前缘顶隙泄漏流一样,卷起泄漏涡后汇入主流通道。

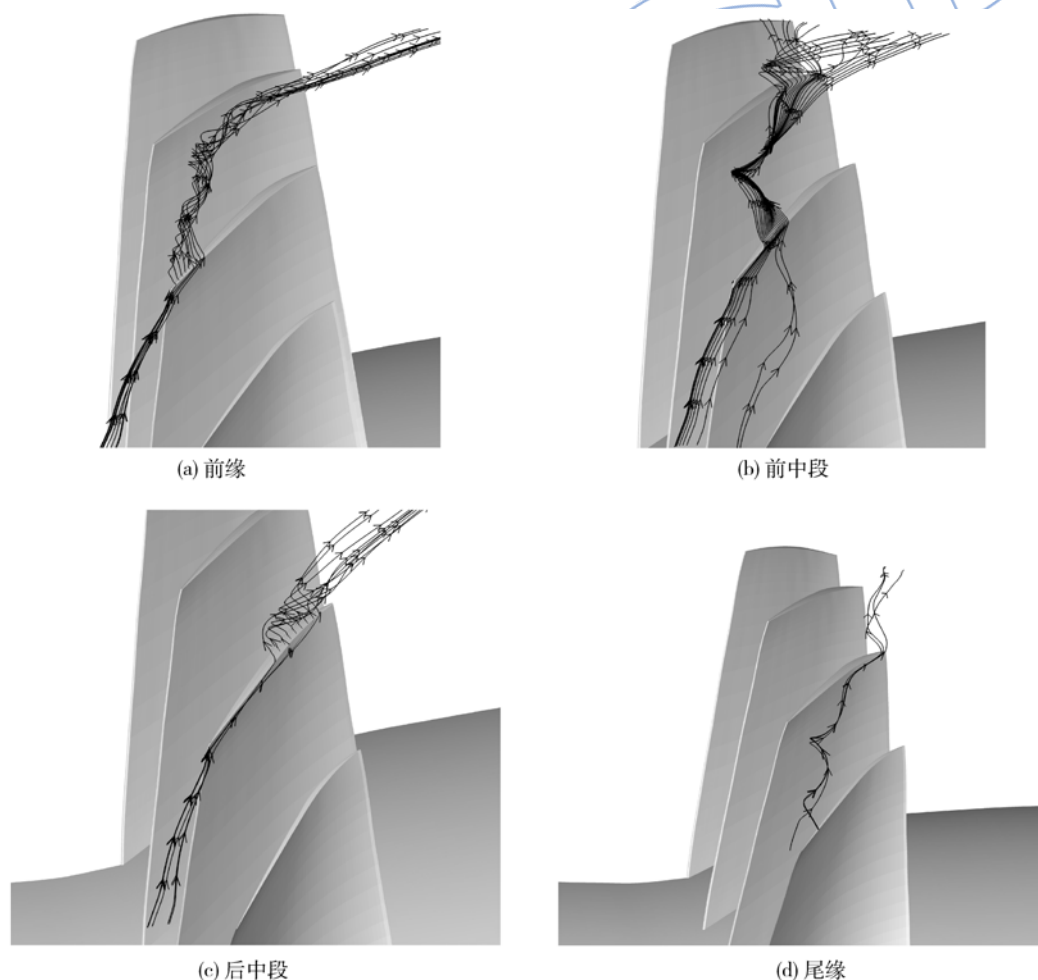


图4 近失速点近叶尖顶隙泄漏流

Fig. 4 Leakage flow near blade tip at near stall point

24% 弦长至 42% 弦长(图 5(b)): 该部分泄漏流的特点与近叶尖相同部分的气流类似。

42% 弦长至 75% 弦长(图 5(c)): 该部分泄漏流在叶片尾缘分离区外汇入通道主流。越靠近尾缘的泄漏流具有越大的落后角。部分最靠近尾缘的气流甚至会跨越临近叶片的顶隙, 形成二次泄漏。

75% 弦长至尾缘(图 5(d)): 该部分泄漏流的特点与最大效率点时相同部分气流类似。

2.3 近机匣顶隙泄漏流

前缘至 3% 弦长(图 6(a)): 该部分泄漏流形成的周向流动不会进入前缘顶隙泄漏涡, 但是较之最高效率点时会影响更上游的区域。

3% 至 20% 弦长(图 6(b)): 自顶隙泄出后直接卷入前缘顶隙泄漏涡, 随后大部分汇入主流, 少量在临近叶片的尾缘形成二次泄漏。

20% 弦长至 52% 弦长(图 6(c)): 该部分泄漏流的特点与中层 24% 至 42% 部分的气流类似。

52% 至尾缘(图 6(d)): 该部分气流会跨越多个顶隙, 逐渐向叶片前缘靠近后受到前缘顶隙泄漏涡的影响而汇入主流。

2.4 小 结

汇总上面各图可以得到近失速点顶隙泄漏流的总体情况如图 7。可见顶隙泄漏流主要通过两个涡系对主流产生作用: 前缘泄漏涡仅对 95% 叶高以上的主流气流有一定的阻塞作用, 并且在近失速点时并未发生破裂, 其影响有限, 不是导致失速的主要原因。而后缘泄漏涡诱导了叶尖部分 50% 弦长后的大面积流动分离, 进一步的观察表明该分离区域一直影响至 50% 叶高左右。如此大面积的流动分离是导致失速的直接原因。因此可以判断, NASA Rotor 37 的失速主要是由于尾缘顶隙泄漏涡导致的自叶尖后段开始的大面积流动分离而产生, 而非由前缘顶隙泄漏涡的破裂所引起的通道阻塞所造成的。

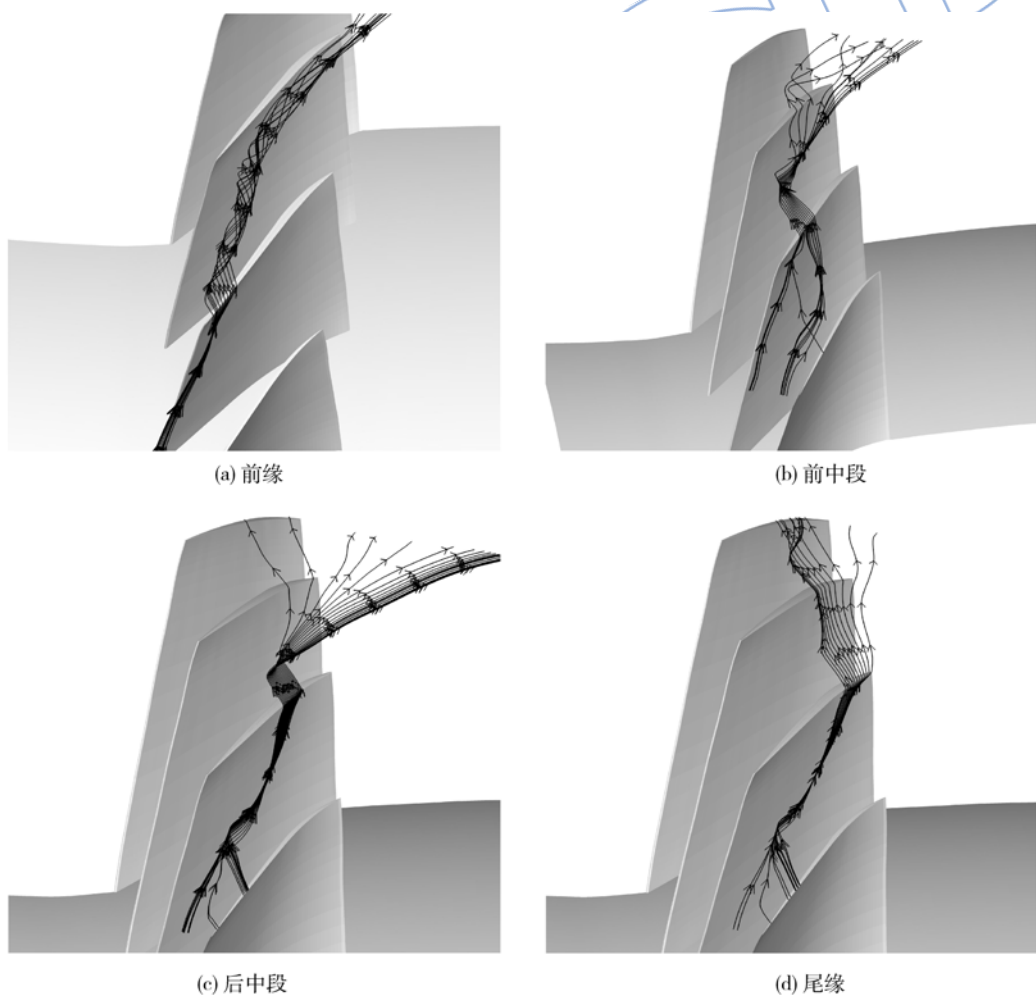


图 5 近失速点顶隙中层泄漏流

Fig. 5 Leakage flow at mid-gap at near stall point

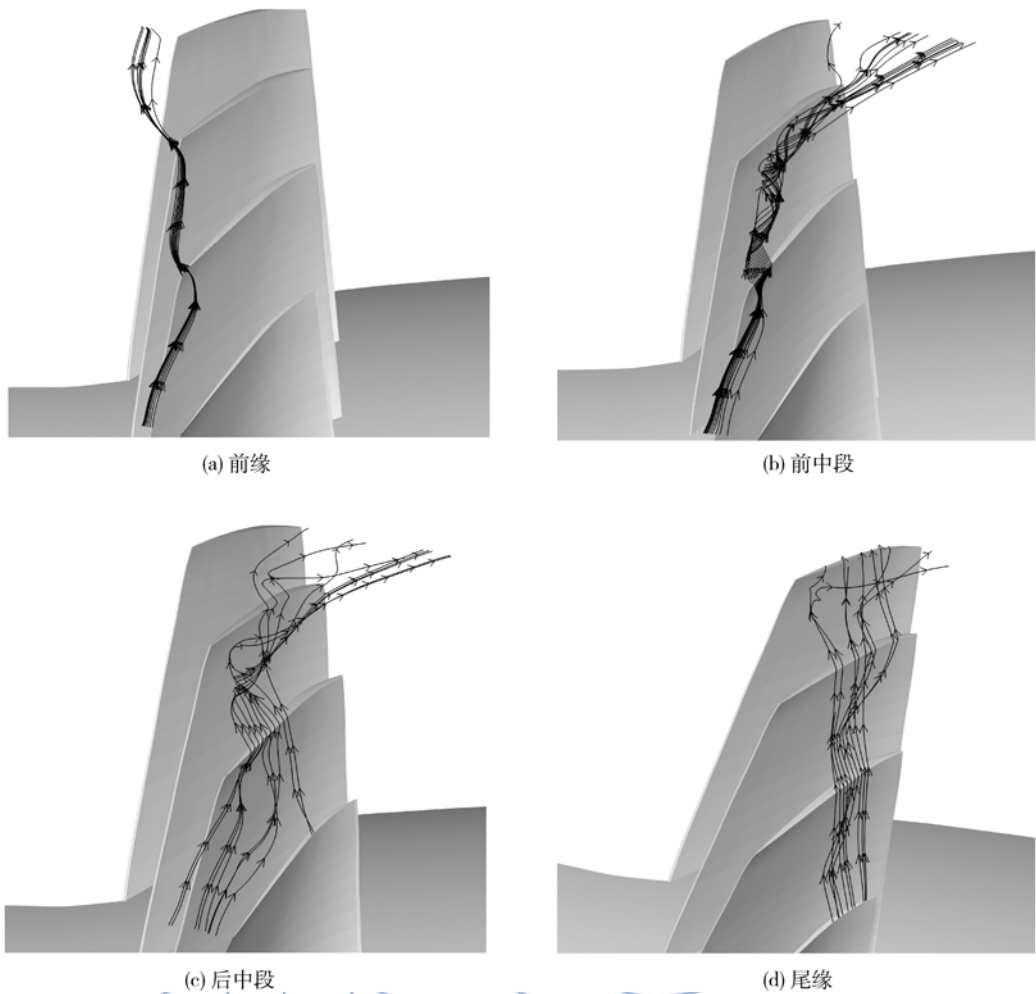


图 6 近失速点时近机匣顶隙泄漏流
Fig. 6 Leakage flow near casing at near stall point

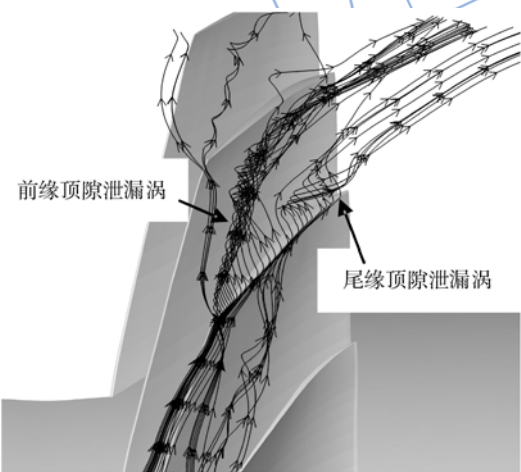


图 7 近失速点时顶隙泄漏涡及其对主流的影响
Fig. 7 Tip leakage vortex and its influence to the power flow at near stall point

3 机匣处理的影响

鉴于上述对 Rotor 37 失速机理的分析,对其

有效的机匣处理方式应该为能有效地影响后缘泄漏涡的发展并抑制叶尖后段的流动分离的方式. 本文对沿叶尖前缘到尾缘环向布沟的机匣处理方式进行了研究. 开沟方式分为 4 个系列,如表 2 所示,其空间位置如图 8 所示. 以下将分别讨论环向沟位置和宽度、深度的影响.

表 2 环向沟机匣处理参数
Table 2 Parameters of circumferential groove casing treatment

系列	总沟数	沟宽 (叶尖弦长 百分比)/%	有沟面积占 叶尖区机匣 总面积的 百分比/%	沟深(当地 机匣半径 百分比)/%
A	7	10	66.7	2
B	5	14.3	66.7	2
C	7	11.8	80.0	2
D	7	10	66.7	4

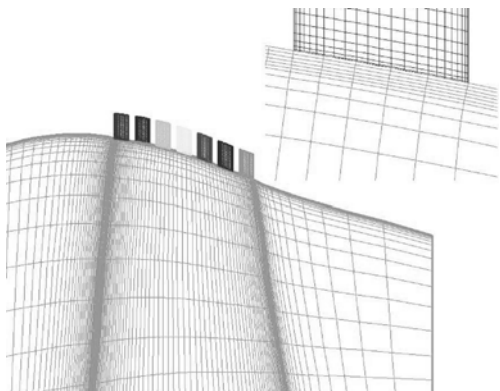


图 8 环向沟的布置及空间位置

Fig. 8 Location and assignment of circumferential groove casing treatment

3.1 环向沟位置的影响

对于系列 A 各种机匣处理方式结果的比较, 可以参见图 9 及表 3. 其中 SW 为光滑壁面构型 (无机匣处理), 数字代表机匣处理构型中环向沟

的位置. 如: “1”为仅有最靠近叶片前缘的 1 条沟; “234”为仅有从前缘开始第 2, 3, 4 号位置上设有环向沟; “1~7”为所有 7 个位置上都设有环向沟.

表 3 系列 A 机匣处理结果

Table 3 Results of casing treatment serial A

	最大效率	喘振裕度/%	阻塞流量/(kg/s)
SW	0.8857	10.6468	20.924
1	0.8850	10.6898	20.904
23	0.8860	11.5327	20.867
45	0.8859	12.2205	20.928
56	0.8857	11.6812	20.928
567	0.8846	11.7911	20.928
2356	0.8852	11.9354	20.872
23456	0.8868	13.8735	20.874
1~7	0.8861	13.3647	20.847

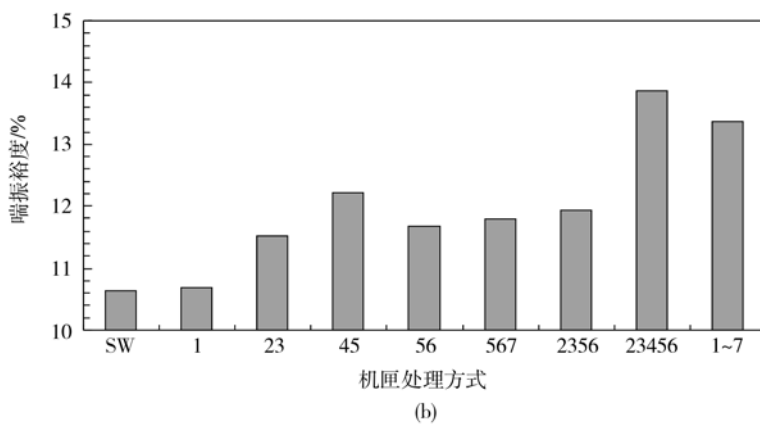
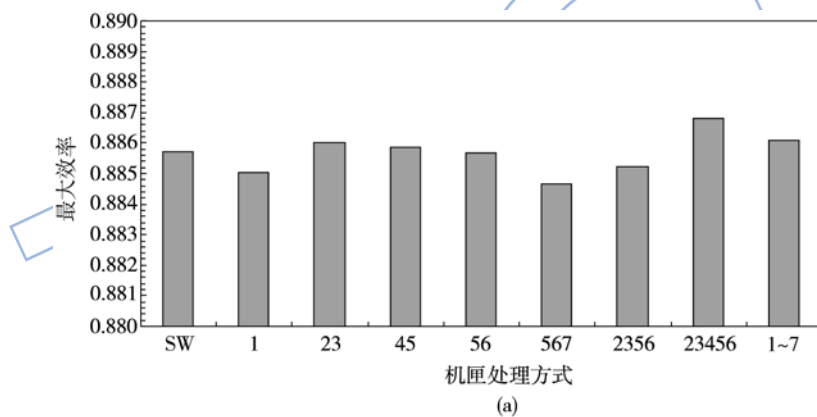


图 9 系列 A 机匣处理结果

Fig. 9 Results of casing treatment serial A

通过对系列 A 各种机匣处理方式计算结果的比较可以就不同位置的环向沟所起的作用得到如下的一些结论:

前缘附近的环向沟(1~3 号沟)主要对前缘顶隙泄漏涡产生影响. 该部分环向沟的加入使得前缘顶隙泄漏涡涡核的轨迹与叶片的夹角变小, 在更靠近通道中心的位置与前缘激波发生作用; 通过激波后的涡系变得比光滑壁面时更加分散, 并且离开叶尖压力面而来到通道中心, 从而对通道主流的阻塞作用增强(见图 10). 图 10(a)是光滑壁面, 近失速点, 前缘顶隙泄漏涡流线图; 图 10(b)是系列 A, 2 和 3 号沟机匣处理, 近失速点, 前缘顶隙泄漏涡流线图; 图 10(c)是光滑壁面, 近失速点, 前缘顶隙泄漏涡核附近切面动压头(DPH)云图; 图 10(d)是系列 A, 2 和 3 号沟机匣处理, 近失速点, 前缘顶隙泄漏涡核附近切面动

压头云图.

同时, 由于前缘附近环向沟的存在, 而使前缘顶隙泄漏涡偏离下一叶片的压力面, 避免了经由二次泄漏汇入下一通道的尾缘分离区, 从而对尾缘的分离区产生间接的影响. 因此, 从最终的结果来看, 前缘环向沟会导致阻塞流量的下降, 而对于改善喘振裕度有一定有利的影响. 我们的计算结果和上述分析是完全一致的: 凡是包含 1~3 号沟的机匣处理, 都会引起阻塞流量的下降; 而仅含 1~3 号沟的机匣处理对喘振裕度的提高效果不如中后段环向沟.

中后段环向沟(4~7 号沟)主要对近失速点时出现的尾缘顶隙泄漏涡产生影响. 图 11(a)和(b)的对比表明, 该部分沟的存在较为明显地减小了近失速点附近尾缘顶隙泄漏涡所引起的低动压头区域, 缓解了叶尖尾缘附近的流动分离及对

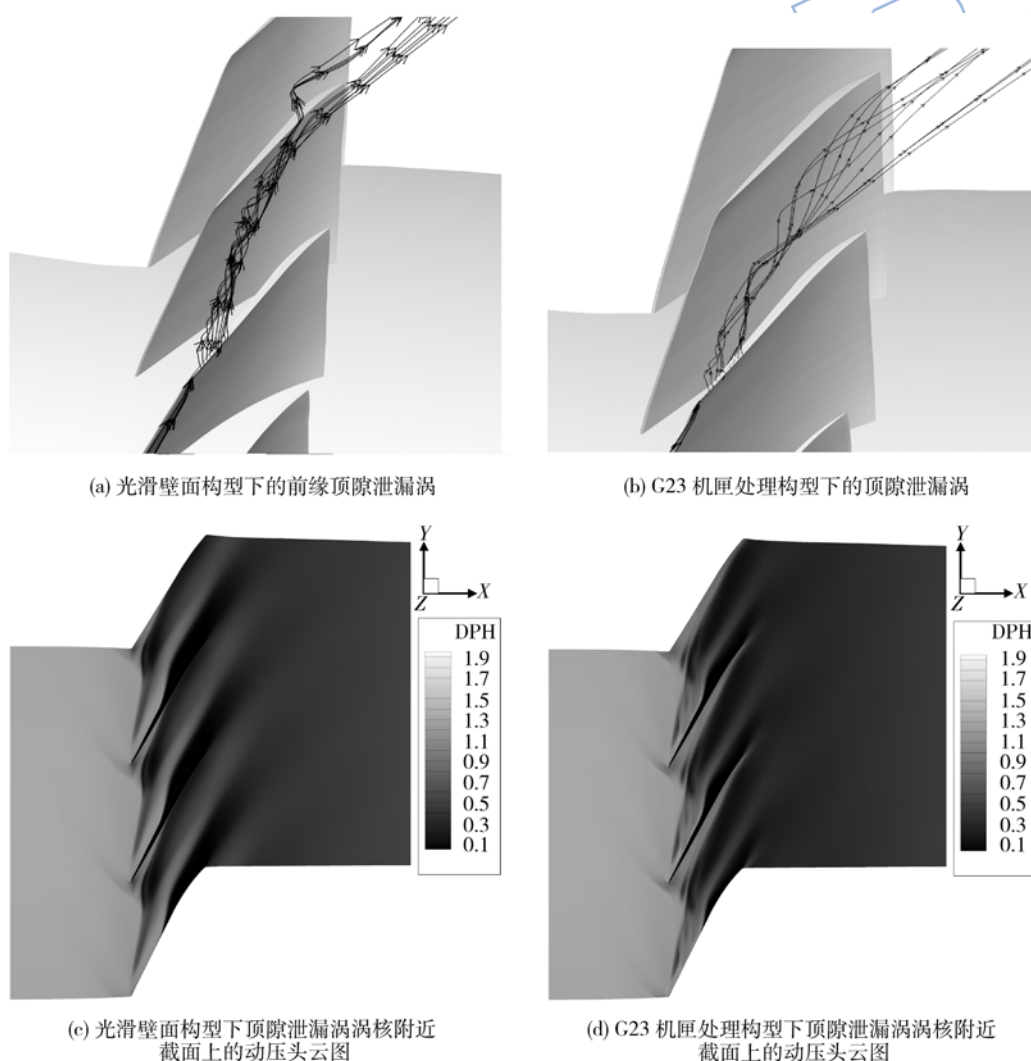


图 10 前缘环向沟机匣处理对前缘顶隙泄漏涡的影响

Fig. 10 Effects of grooves near leading edge

主流的堵塞现象,从而提高了喘振裕度而同时保持阻塞流量和峰值绝热效率不降低. 而图 11(c)和(d)的对比进一步说明了环向沟对尾缘泄漏流的影响对于改善叶片尾缘附近的流动分离的作用. 从压力等值线图可以发现机匣处理后确实使叶片吸力面尾缘附近的高压力区向尾缘方向移动,分离区范围有所减小(图 11(a)是光滑壁面,近失速点,99%叶高动压头云图;图 11(b)是系列 A, 4 和 5 号沟机匣处理,近失速点,99%叶高动压头云图;图 11(c)是光滑壁面,近失速点,叶片吸力面压力等值线图;图 11(d)是系列 A, 4 和 5 号沟机匣处理,近失速点,叶片吸力面压力等值线图).

3.2 环向沟宽度和深度的影响

表 4 给出了在 4 个系列机匣处理方式下,各条沟都存在的计算结果. 从中可见,改变环向沟的

宽度和深度不会对压气机的效率产生明显的影响. 4 个系列机匣处理后的最大效率与光滑机匣情况相差在 $-0.2\% \sim +0.6\%$ 之内,考虑到数值计算中对于最大效率点的确定也存在一定的误差,可以认为这几种机匣处理方式对于压气机效率的影响很小. 对于阻塞流量,可以看到的一点是——阻塞流量与有沟区域总面积和沟深都呈负相关. 有沟总面积越大(系列 C)、沟越深(系列 D),则阻塞流量越小. 而在相同总有沟面积和沟深情况下,沟数目和位置的变化(系列 B)对于阻塞流量影响不大. 在喘振裕度这一最关心的指标上发现:系列 A 与 C 的对比表明环向沟宽度的增加会对压气机的喘振裕度会产生不良的影响;而系列 A 与 D 的对比则表明在这一深度范围内喘振裕度对于沟的进一步加深不敏感;系列 B 由于沟的数目与其他 3 个系列不同,其结果尚不能与

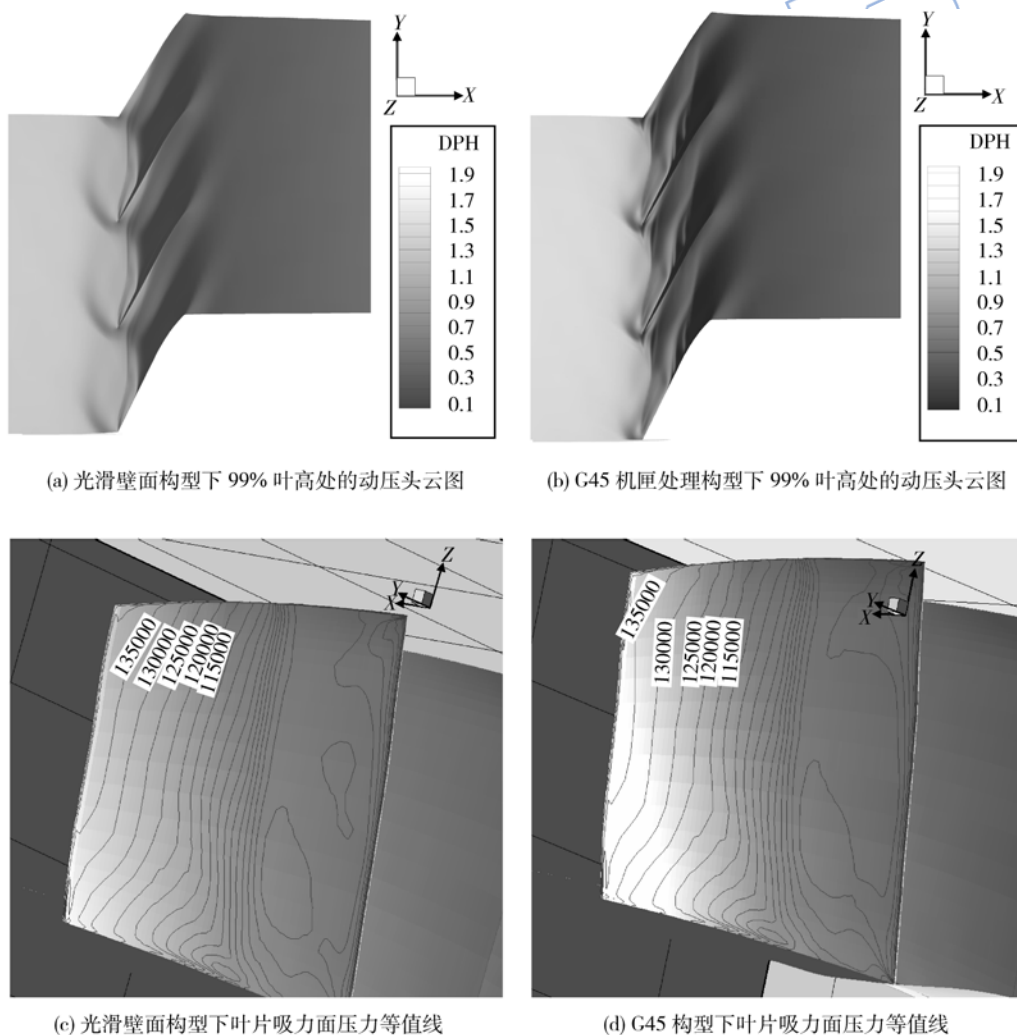


图 11 尾缘附近环向沟机匣处理的影响

Fig. 11 Effects of grooves near trailing edge

其他系列的结果直接比较.

表 4 环向沟宽度和深度的影响
Table 4 Effects of groove width and depth

	最大效率	喘振裕度/%	阻塞流量/(kg/s)
SW	0.8857	10.6468	20.924
Serial A	0.8861	13.3647	20.847
Serial B	0.8909	11.6871	20.840
Serial C	0.8847	11.9148	20.829
Serial D	0.8851	13.6957	20.817

4 总 结

通过数值模拟,发现尾缘顶隙泄漏涡会诱导叶尖尾缘附近的大面积流动分离而成为 Rotor 37 失速的直接原因.而尾缘附近合理布置的环向沟对于减缓分离,提高喘振裕度具有一定的作用.并且沟的深度不是一个关键参数,而沟宽和机匣有沟总面积则对压气机的性能具有较为明显的影响.

参考文献:

[1] Schlechtriem S,Loetzerich M. Breakdown of tip leakage vortices in compressors at flow conditions close to stall [R]. ASME Paper 97-GT-41,1997.

[2] Hoffman W H,Ballman J. Some aspects of tip vortex behavior in a transonic turbocompressor[R]. ISABE Paper 2003-1223,2003.

[3] Yamada K,Furukawa M,Inoue M,et al. Numerical analy-

sis of tip leakage flow field in a transonic axial compressor rotor[R]. IGTC Paper 2003-095,2003.

[4] Rabe D C,Hah C. Application of casing circumferential grooves for improved stall margin in a transonic axial compressor[R]. ASME Paper GT-2002-30641,2002.

[5] Wilke I,Kau H P. A numerical investigation of the influence of casing treatments on the tip leakage flow in a HPC front stage[R]. ASME Paper GT-2002-30642,2002.

[6] Hathaway M. Self-recirculating casing treatment concept for enhanced compressor performance [R]. ASME Paper GT-2002-30368,2002.

[7] Yang H,Nuernberger D,Nicke E,et al. Numerical investigation of casing treatment mechanisms with a conservative mixed-cell approach [R]. ASME Paper GT-2003-38483, 2003.

[8] Müller M M,Schiffer H P,Hah C. Effect of circumferential grooves on the aerodynamic performance of an axial single-stage transonic compressor[R]. ASME Paper GT-2007-27365,2007.

[9] CHEN Haixin,FU Song,HUANG Xudong. CFD nvestigation on tip leakage flow and casing treatment of a transonic compressor[R]. ISABE-2005-1098,2005.

[10] HUANG Xudong,CHEN Haixin,FU Song. CFD investigation on circumferential grooves casing treatment of a transonic compressor[R]. AJCPP-2006-22111,2006.

[11] 陈海昕,黄旭东,符松. 跨声速压气机机匣处理的数值研究 [J]. 航空动力学报,2007,22(2):298-304.

CHEN Haixin,HUANG Xudong,FU Song. CFD study on casing treatment in a transonic compressor[J]. Journal of Aerospace Power,2007,22(2):298-304. (in Chinese)

[12] Dunham J. CFD validation for propulsion system components[R]. AGARD Advisory Report 355,1998.