

文章编号: 1000-8055(2008)02-0367-07

轴流压气机叶尖片削全工况特性分析

邵卫卫^{1,2}, 季路成¹, 黄伟光¹

(1. 中国科学院工程热物理研究所, 北京 100080; 2. 中国科学院研究生院, 北京 100080)

摘 要: 以 ROTOR37 转子为例, 采用数值模拟方法对叶尖压力面片削深度(沿叶片切向)及高度(沿叶片展高方向)进行参数化研究. 计算得到 60%, 80%, 90% 及 100% 设计转速工况下的全工况特性曲线, 并对 100% 设计转速工况作了详细的内部流场分析. 包括原型在内 10 种模型计算结果表明: 在 0~50% 片削深度和 82%~100% 展高内片削使 ROTOR37 转子堵塞流量、总压比、绝热效率略有提高, 失速裕度略有下降, 但影响并不十分显著.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 轴流压气机; 叶尖片削; 全工况; 气动性能; 数值模拟

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Analysis of overall aerodynamic performance of axial flow compressor with attenuated blade tip

SHAO Weiwei^{1,2}, JI Lucheng¹, HUANG Weiguang¹

(1. Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, 100080, China;

2. Graduate School of Chinese Academy of Sciences, 100080, China)

Abstract: Parameter studies for different attenuation thickness (in the tangential direction of blade) and relative height (in the spanwise direction of blade) of pressure surface at tip region are developed, which take ROTOR37 as an example and adopt numerical simulation to obtain the results. Aerodynamic performance curves are obtained at 60%, 80%, 90% and 100% of design rotate speed working conditions, moreover, detailed analysis of internal flow field is presented for design condition. Results of ten models including the model with unchanged blade element indicate that blade tip attenuation within certain range can advance choke mass flow, total pressure ratio and adiabatic efficiency, and decrease stall margin of the rotor, however, the influence is not so patent.

Key words: aerospace propulsion system; axial flow compressor; attenuated blade tip; overall working condition; aerodynamic performance; numerical simulation

EJ200 是欧洲第四代战斗机 EF2000 的先进动力装置. 该双轴加力涡扇发动机风扇和压气机叶片有个共同特征值得关注, 即在第 1 级风扇转叶和第 1、3 级高压压气机转叶叶片尖部一定展高内叶片压力面被明显削薄, 图 1 展示了第 1 级风

扇转叶实体, 由于没查到相关文献, 本文称这种处理为叶尖片削.

采用叶尖片削到底有何技术目的呢? 分析表明其作用可能体现在下述三个方面:

(1) 片削后, 叶片自重减轻, 即便降低发动机

收稿日期: 2007-01-11; 修订日期: 2007-04-22

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(No. 50376062)

作者简介: 邵卫卫(1981-), 男, 湖北荆州人, 中国科学院工程热物理研究所博士生, 主要从事叶轮机械气动设计方面研究.

油耗作用可以忽略不计,却也会通过降低尖部重量而调整整个叶身应力分布情况,从而提高叶片和轮盘结构强度;

(2) 叶片削薄后,叶身固有频率会发生改变,使得调节叶片振动特性成为可能,尤其能够用于样机研制阶段避免颤振和强迫振动导致的高周疲劳,提高叶片抗振/抗疲劳特性;

(3) 大叶尖间隙会降低风扇/压气机效率和稳定裕度^[1-2],则较小间隙成为设计首选.如此却会带来另外问题:较小的冷态间隙高度及工作中热、力致动叶和机匣变化因素决定了叶尖间隙随工况发生较大变化.若发生碰撞,尖部较厚的叶片碰撞会较严重,对叶尖自身以及机匣都会造成较大损伤,严重的可导致叶片折断;削薄后的叶片则将大大减弱碰撞程度,碰撞后的叶片很可能只会发生尖部卷曲,而不会造成更严重的后果,从而增强了发动机运行可靠性.

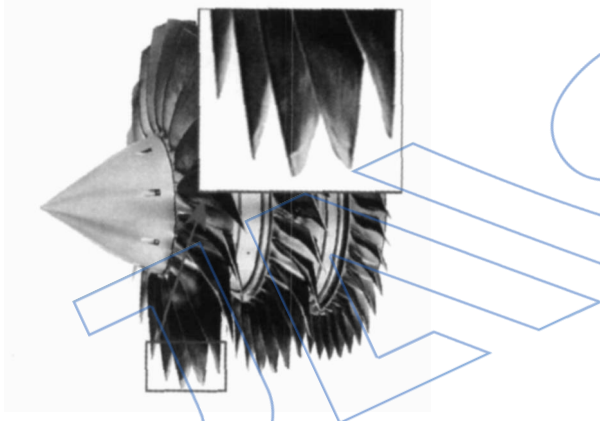


图 1 EJ200 首级风扇叶片
Fig. 1 Fan blade of EJ200

因此,不管是作为发动机研制过程的一种补救措施,还是作为一种常规设计技术,上述诸方面已足以促使慎重对待叶尖片削技术.为此,本文将采用数值方法,参数化分析各种片削方式对气动性能的影响,希望能从气动特性角度给出关于叶尖片削技术的评价.

1 数值模型

以 ROTOR37 转子为例,系列变化叶片尖部压力面片削深度及展向高度,进行片削的参数化研究.表 1 汇总了原型及本文设计的 9 种片削模型,它们由在 82%, 91%, 100% 展高处分别实施 0%, 25%, 50% 叶型厚度的片削组合构成,叶片厚度方向片削由压力面开始,并按照片削截面顺序(从 100% 到 82% 展高)及片削后剩余叶片厚度百

分数定义片削模型.图 2 展示了片削深度 0%, 25%, 50% 叶型厚度的叶型前缘形状.

表 1 参数化研究数值模型

Table 1 Numerical simulation for parameter studies				
片削深度 编号	相对展高/%	100	91	82
	%			
100		0	0	0
75 75 75		25	25	25
75 75 100		25	25	0
75 100 100		25	0	0
50 50 50		50	50	50
50 50 75		50	50	25
50 50 100		50	50	0
50 75 75		50	25	25
50 75 100		50	25	0
50 100 100		50	0	0

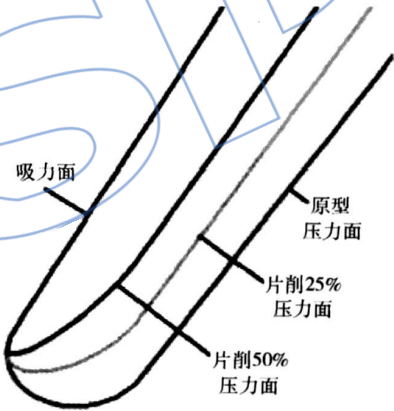


图 2 尖部叶型片削示意图
Fig. 2 Sketch of attenuated blade tip

2 数值方法

采用商业软件 NUMECA 对上述十种数值模型的内部粘性流场进行数值模拟,其中采用 Spalart-Allmaras 湍流模型实施方程组封闭.边界条件按常规给定:进口给定总温、总压及气流角展向分布,出口给定某点背压,然后由径向平衡方程求出出口截面上其它点静压.

计算采用分块网格技术.网格由三块组成:主流区网格,叶顶 H 型网格和叶顶 O 型网格.鉴于先前 ROTOR37 号转子的校核计算中关于网格分布、网格依赖性的经验,对各块网格进行了细致分布,表 2 给出了网格节点数细节,总网格数目达到 462, 687 点,网格具有很好的正交性,且为更准

确描述粘性流动细节, 对近壁网格间距实施监控, 保证离开壁面第一层网格 $Y^+ < 20$.

表 2 计算网格
Table 2 Computing gridding

网格点分布	展向	周向	轴向
主流区 H 网格	65	41	145
叶顶 H 型网格	17	17	65
叶顶 O 型网格	17	21	161

3 计算结果及分析

对于片削技术的完整、恰当评估需要从分析整个工作特性变化入手. 为此, 采用 NUMECA 软件预测原型及各片削模型 60%, 80%, 90% 及 100% 设计转速特性曲线. 计算中, 首先从较低背压工况算起, 然后不断提高背压以逼近失速工况, 最终逼近过程背压步进 100~ 200 Pa, 直至最后一个收敛解作为失速边界, 如此获得整条特性线, 而且与试验结果对比获得了较好程度的吻合. 下文将给出全工况特性曲线, 并着重以 100% 设计转速工况为例, 从堵塞流量、总压比、绝热效率及失速裕度 4 个方面分析片削带来的气动性能影响.

3.1 全工况性能曲线

如图 3, 图 4 示出三种片削模型在 60%, 80%, 90% 及 100% 设计转速工况下的性能曲线, 图中 P_R , η_{ad} 及 G 分别代表总压比、绝热效率和流量.

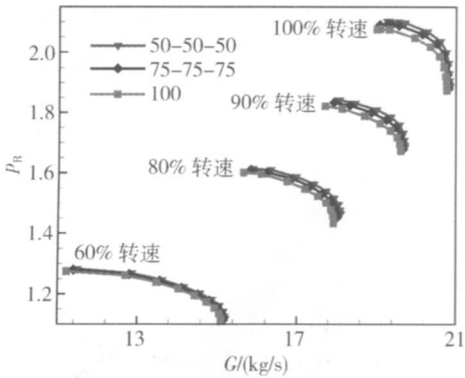


图 3 全工况总压比-流量特性线

Fig. 3 Total pressure ratio vs. mass flow at overall working conditions

3.2 100% 设计转速工况性能分析

如图 3 和图 4 所示, 4 种工况下三种片削模

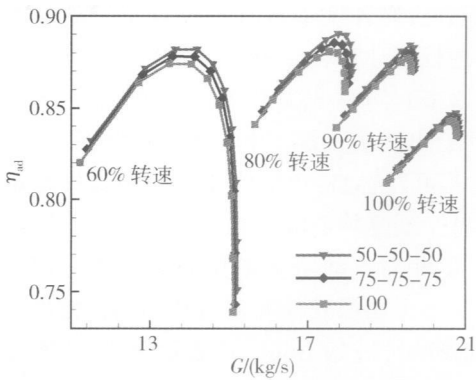


图 4 全工况绝热效率-流量特性线

Fig. 4 Adiabatic efficiency vs. mass flow at overall working conditions

型表现出的性能趋势一样, 本文便以 100% 设计转速工况为例, 从两个方面分析叶尖削带来的气动性能影响: 1) 片削叶片与原型的对比; 2) 不同片削程度的对比.

3.2.1 片削与原型叶片气动性能比较

如图 5 和图 6 所示, 100% 设计转速工况下, 与原型特性对比表明, 片削导致叶片在代表气动性能的四个方面(即堵塞流量、绝热效率、总压比、失速裕度)都产生一定差异.

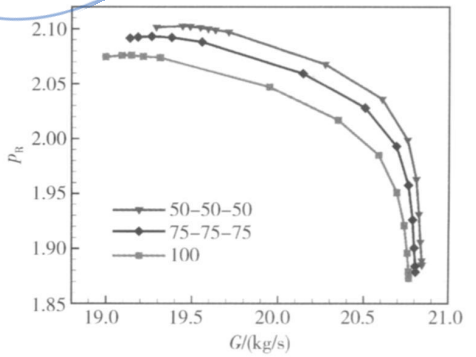


图 5 设计工况下总压比-流量特性线

Fig. 5 Total pressure ratio vs. mass flow at design condition

首先, 堵塞流量方面, 从上述特性图中看出, 片削导致堵塞流量增加, 且片削程度越大堵塞流量也越大. 什么原因导致堵塞流量增加呢? 图 7 给出从根部开始积分的展向流量分布(图中 h 表示相对展向位置), 可以看出, 片削和原型在 75% 展高以上开始出现流量差别, 而这正好与片削范围一致, 证明片削后叶片通道流通面积加大是堵塞流量增加的根本原因. 而片削导致气动堵塞变化很可能是堵塞流量变化的另一个原因, 故按文

献[4]方法对各模型所有工况点尾缘处相对气动堵塞进行了计算,结果整理绘于图 8(图中 B 表示相对堵塞),可看出片削程度大的相对堵塞也较大.并绘出堵塞工况下相对气动堵塞的展向分布于图 9,可以看出:片削后叶片的相对气动堵塞几乎沿整个展高均有较小程度增加.这就导致了一个疑问:相对气动堵塞增加而堵塞流量却没有下降?故绘出尾缘处径向密流和轴向密流的展向分布,如图 10、图 11 所示(M 表示密流,即密度与速度之积),密流增加补偿了气动堵塞增加导致的流量减小问题.考虑到 ROTOR37 展向均超声,因而尖部片削后,流道打开,激波下移,导致激波强度增强,激波后附面层加厚,致使相对堵塞增加.而堵塞工况下,原型和各片削模型喉道处气动堵塞基本不变,则喉道处叶片削减便成为堵塞流量增加的根本原因.

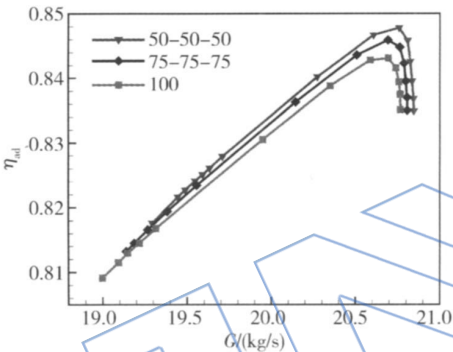


图 6 设计工况下绝热效率-流量特性线
Fig.6 Adiabatic efficiency vs. mass flow at design condition

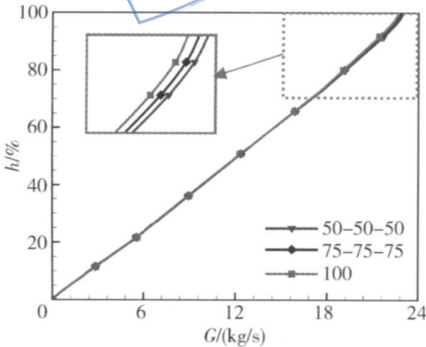


图 7 堵塞工况流量展向积分分布
Fig. 7 Spanwise distribution of mass flow at choke condition

总压比方面,片削叶片均比原型有更高的压比,其中 50-50-50 片削模型显示出最高总压比特性.图 12~ 图 13 绘出出口总压及切向速度的展

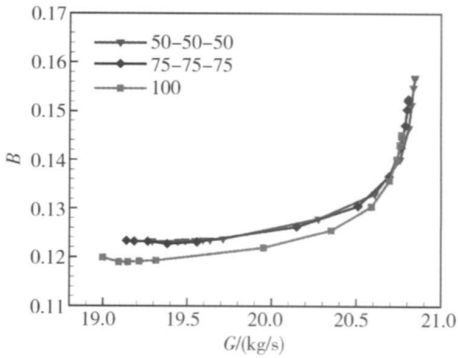


图 8 相对气动堵塞-流量特性
Fig.8 Relative aerodynamic blockage vs. mass flow

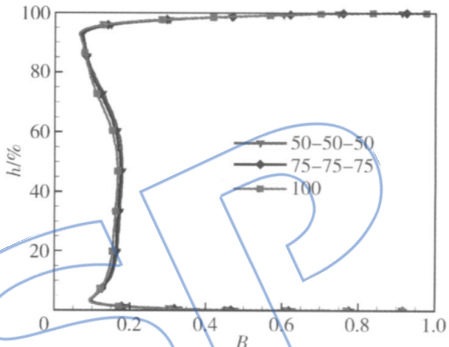


图 9 相对堵塞展向分布
Fig.9 Spanwise distribution of relative blockage

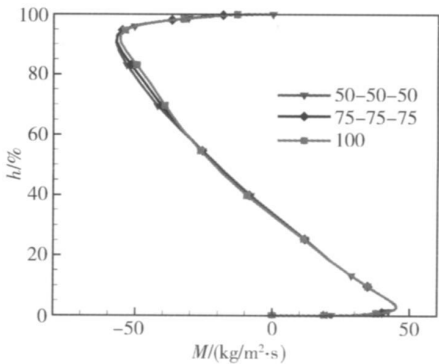


图 10 径向密流展向分布
Fig.10 Spanwise distribution of radial velocity density

向分布(p 表示以 101 325 Pa 为参考的无量纲压力, V_t 表切向速度).显然, 50-50-50 片削模型在 50% 展高位置以下与原型有着相同的出口总压和切向速度,而在 50% 展高以上直至叶尖均比原型有着更大的出口总压和切向速度,尤其在 80% 展高附近与原型的差值最大,而此处也是 50-50-50 模型片削的起始位置,表明叶尖片削提高了转子的加功能力,尤其是尖区附近的加功能力.

效率方面,图6效率-流量特性表明,片削对

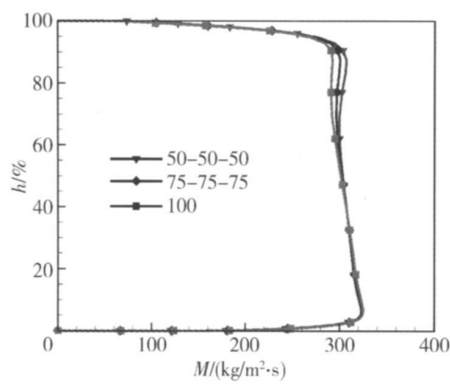


图 11 轴向密流展向分布图

Fig. 11 Spanwise distribution of axial velocity density

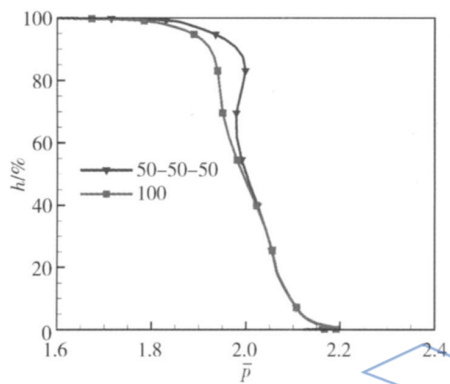


图 12 出口总压展向分布

Fig. 12 Spanwise distribution of exit total pressure

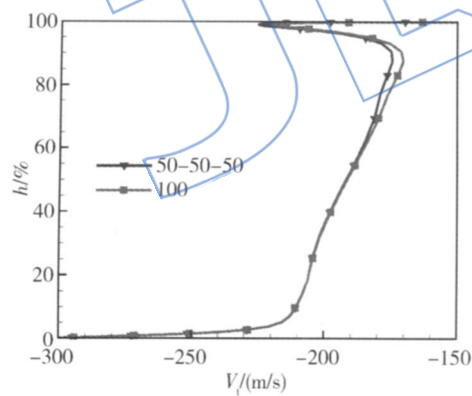


图 13 出口切向速度展向分布

Fig. 13 Spanwise distribution of exit tangential velocity

效率影响较小, 但方向性比较明确: 片削程度越大, 获得的最高效率也越大. 其中片削程度最大的 50-50-50 片削模型获得了最高效率 84. 8%, 其整个流量范围内效率均最高. 图 14 给出最高效率工况下 50-50-50 片削模型(左图所示)与原型尾缘处 S3 截面熵等值线分布, 可以看出, 与原型相比, 50-50-50 模型槽道中高损失区(熵值 29. 0 的小圈)更小, 且尖部吸力面侧高损失区更薄, 端壁高

损失区更小, 减小了二次流损失, 致使该片削模型具有较高效率.

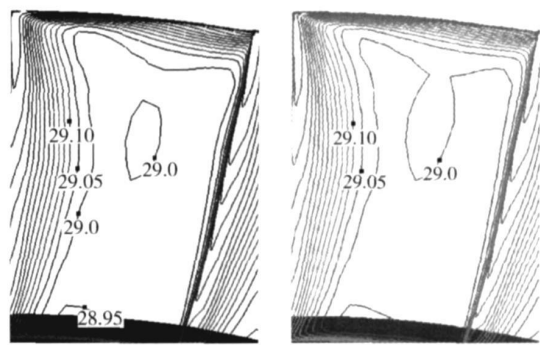


图 14 50-50-50 和叶片原型熵分布

Fig. 14 Entropy contours for 50-50-50 and 100

针对失速裕度, 将 99% 堵塞流量所处工况作为各自设计工况, 并按下式计算失速裕度

$$SM = [(\pi/m)_{\text{Stall}} / (\pi/m)_{\text{Design}} - 1] \times 100\% \quad (1)$$

该定义用在此处有一定局限, 但这不是本文讨论问题, 仅以此大致考察片削对失速裕度的影响. 遂根据式(1)计算的各片削模型及原型失速裕度汇总于表 3. 可见片削后失速裕度随片削程度的差异均有不同程度的下降, 其中 50-50-50 片削模型失速裕度降低程度最大, 相比原型降低了近 2 个百分点. 由此可认为: 片削对裕度影响规律与压比、效率等正好相反: 片削程度越大, 失速裕度下降也越明显. 这也正好符合压气机设计过程中压比、效率与失速裕度折衷的一般规律.

图 15 给出了近失速工况下尾缘截面的静压展向分布. 不难看出, 片削导致叶片尾缘处静压整体水平增加. 这与前述片削导致尖部加功增加、总压上升相一致. 而且, 50-50-50 模型在最大背压为 127 000 Pa 时仍能获得收敛解, 而原型最大可承受背压仅为 126 250 Pa. 即 50-50-50 模型可在更大的背压工况下工作, 但相比于原型, 其随背压提升流量减小的程度明显偏小, 所以图 5~ 图 6 特性结果表明原型可实现更小的流量工况, 但实际上片削叶片可承受更高背压, 而由(1)式可知, 失速裕度是以流量为计算标准的, 所以获得原型有着更大失速裕度的结论.

3. 2. 2 片削程度对气动性能影响

针对叶尖片削在工程上的实用性, 本文期望从片削厚度和片削方式对性能影响方面作出进一

步的细致分析.

表 3 失速裕度
Table 3 Stall margin

片削模型	失速裕度/ %
50 50 50	10.82
50 50 75	11.49
50 50 100	11.59
50 75 75	11.55
50 75 100	11.50
50 100 100	12.23
75 75 75	11.93
75 75 100	12.21
75 100 100	12.45
100(原型)	12.89

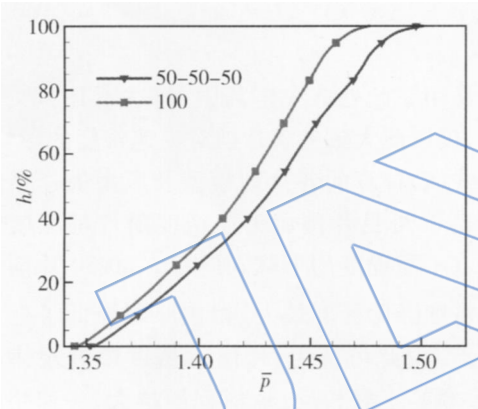


图 15 近失速工况尾缘处静压展向分布
Fig. 15 Spanwise distribution of static pressure at trailing edge at near stall condition

3. 2. 2. 1 片削厚度不同

为比较片削厚度不同导致的性能差异, 将 50-50-50, 50-50-75, 50-50-100 三种片削模型特性曲线绘于图 16~ 图 17. 由上述两图并参考表 3 可以得出: 在一定片削深度范围内, 虽然总体性能差别不大, 片削厚度越大, 效率、压比增加的程度越大, 同时失速裕度下降也越严重.

3. 2. 2. 2 片削总量相同, 片削方式不同

为比较不同片削方式导致的性能差异, 图 18 ~ 图 19 示出 4 种模型的特性比较. 图中模型按片削总量分为两组: ①50-75-100 与 75-75-75; ②50-100-100 与 75-75-100. 可以看出, ①组中 75-75-75 模型压比和效率较高, ②组中 75-75-100 模型压比和效率较高, 则可获得如下规律: 相同片削总量下,

沿展高方向片削深度较均匀的模型获得更优的性能, 且参考表 3 也可看出片削均匀的模型失速裕度并不下降, 所以可得出如下结论: 沿展高方向片削较均匀的模型易获得更优的总体气动性能.

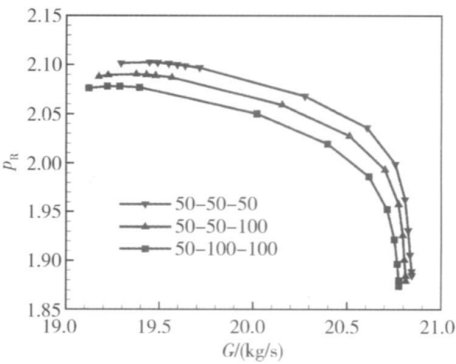


图 16 片削厚度不同的总压比-流量特性对比
Fig. 16 Total pressure ratio vs. mass flow for models with different thickness of attenuation

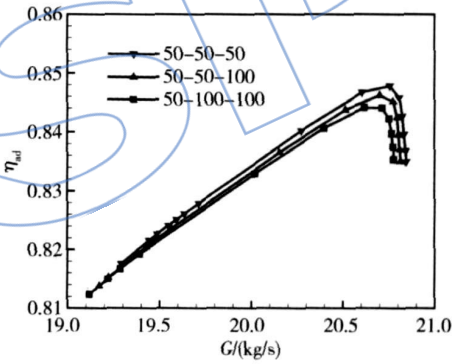


图 17 片削厚度不同的绝热效率-流量特性对比
Fig. 17 Adiabatic efficiency vs. mass flow for models with different thickness of attenuation

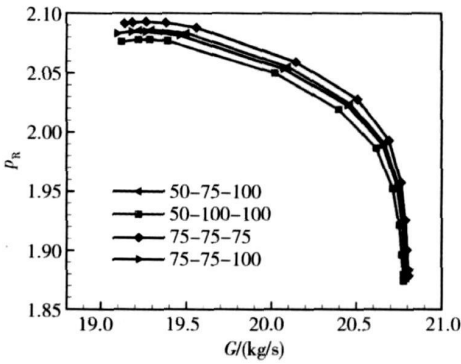


图 18 4 种片削总压比-流量特性对比
Fig. 18 Total pressure ratio vs. mass flow for four models with different method of attenuation

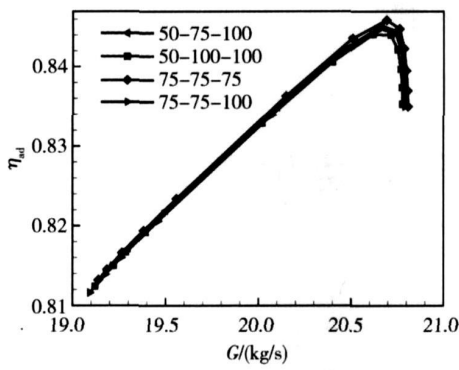


图 19 4 种片削绝热效率-流量特性对比
Fig. 19 Adiabatic efficiency vs. mass flow for four models with different method of attenuation

4 结论及展望

本文数值模拟分析了叶尖片削对轴流压气机气动性能影响, 获得主要认识如下:

- (1) 全工况范围内, 在一定片削程度内, 叶尖片削以减小失速裕度为代价增大了压气机的总压比及最高绝热效率, 且提高程度随片削总量增加而增加, 但总体影响程度不显著;
- (2) 在相同片削总量前提下, 沿展高方向较均匀的片削方式易获得更佳的气动性能;

(3) 借鉴以上结论, 设计者可通过所追求的目标(更高的总压比、绝热效率或更宽广的工作范围)折衷选取叶尖片削的方式, 但由于其影响程度较小, 所以本文推荐叶尖片削可更多地作为一种细调的设计手段加以应用.

本文只研究了叶尖片削对气动性能的影响, 而在结构强度、振动等其它性能方面没有涉及, 显然片削程度太大必然带来结构强度方面的问题, 所以实际设计过程中, 设计人员需全面权衡片削所带来的总体影响.

参考文献:

- [1] Smith L H. Casing boundary layers in multistage axial flow compressors[M]. Amsterdam: Elsevier Publishing Company, 1970.
- [2] Freeman C. Effect of tip clearance on compressor stability and engine performance[R]. Tip Clearance Effects in Axial Turbomachines, Von Karman Institute Lecture series, 1985.
- [3] Sheldon K E. Analysis methods to control performance variability and costs in turbine engine manufacturing[D]. Master Thesis, Virginia: Virginia Polytechnic and State University, 2001.
- [4] Suder K L. Blockage development in a transonic axial compressor rotor[R]. ASME paper 97-GT-394, 1997.