

压气机紧凑 S 形过渡段内周向弯静子性能数值计算

张耀光, 杨琳

(中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要: 为了合理利用叶片周向弯提升紧凑 S 形过渡段内静子的气动性能, 以某压缩系统过渡段内的静子为研究对象, 利用 3 维计算软件对 S 形过渡段内采用不同周向弯的静子在设计 Ma 可用攻角范围内的性能进行数值计算。结果表明: 气动负荷是控制静子叶片损失的主要因素, 叶片周向弯改变了负荷的径向分布, 叶片根部正弯使根部气动负荷减小, 根部性能明显改善; 低能流体径向迁移也是影响叶片损失的重要因素。相对于直叶片, L 形叶片最小损失减小 48.5%, 且低损失攻角范围较宽, 可以增大压缩系统的喘振裕度, 提升航空发动机性能水平。

关键词: 紧凑 S 形过渡段; 周向弯; 数值计算; 气动负荷; 喘振裕度; 压气机; 航空发动机

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2020.03.002

Numerical Calculation of Circumferential Curved Stator Performance in Aggressive S-shaped Transition Duct of Compressor

ZHANG Yao-guang, YANG Lin

(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to improve the stator aerodynamic performance within aggressive S-shaped transition duct by using the vane circumferential curve reasonably, taking the stator in the transition duct of a compression system as the research object, the numerical calculation of performance with different circumferential curved stator in the design Ma available incidence in the S-shaped transition duct was carried out by three-dimensional calculation software. The results show that the main factor of controlling the loss of stator vane is aerodynamic load. The radial distribution of the load is changed by the vane circumferential curve, and the aerodynamic load of the endwall is reduced by the positive curve of the vane endwall. The endwall performance is obviously improved. The radial migration of low energy fluid is also an important factor affecting stator loss. Compared with the straight blade, the minimum loss of L blade is reduced by 48.5%, and the range of low loss incidence is wide, which can improve surge margin of compression system and aeroengine performance.

Key words: aggressive S-shaped transition duct; circumferential curve; numerical calculation; aerodynamic load; surge margin; compressor; aeroengine

0 引言

目前绝大多数航空涡扇发动机采用双转子结构, 压缩系统包括风扇(低压压气机)和高压压气机 2 部分。通常风扇转速低、半径大, 而高压压气机转速高、半径小, 需要通过接近 S 形的过渡段连接高、低压压缩系统^[1]。近年来, 随着飞机对发动机单位流量推力要求越来越大, 风扇负荷逐渐提高, 为了降低后面级负荷, 风扇出口流路逐渐抬高, 同时由于发动机向结构更紧凑方向发展, 造成高、低压压缩系统之间的径向

落差越来越大。传统设计思路是在风扇末级静子后再进行高、低压压缩系统之间流路转接, 使静子处在 1 个平直或收缩流路里, 流动条件较好, 但是气流在过渡段内的转折困难, 不得不通过增加过渡段长度来避免分离, 造成压缩系统轴向长度增加, 从而使发动机质量增加。

近年来, 研究人员对风扇末级静子和 S 形过渡段进行一体化设计, 将静子放置在 S 形过渡段的第 1 个折转处, 显著缩短了压缩系统的轴向长度, 从而降低

收稿日期: 2019-03-11 基金项目: 国防科技重点工程项目资助

作者简介: 张耀光(1989), 男, 硕士, 工程师, 主要从事风扇/压气机气动设计及叶轮机气动热力学研究工作; E-mail: 791598301@qq.com。

引用格式: 张耀光, 杨琳. 压气机紧凑 S 形过渡段内周向弯静子性能数值计算 [J]. 航空发动机, 2020, 46 (3): 7-13. ZHANG Yaoguang, YANG Lin. Numerical calculation of circumferential curved stator performance in aggressive S-shaped transition duct of compressor [J]. Aeroengine, 2020, 46 (3): 7-13.

了发动机质量,称为紧凑过渡段设计。针对过渡段设计,国内外的研究主要集中在过渡段内流动现象^[2-3]、过渡段流道的优化^[4-5]、流动控制措施^[6-7]和过渡段压缩系统一体化设计^[8-9]等方面,而风扇末级静子弯掠设计是流动控制方面的主要措施之一。Britchford^[10]和Walker等^[11-12]研究了紧凑过渡段内的静子叶片采用周向正倾斜和轴向前掠对紧凑过渡段设计点性能的影响;高金满^[13]对S形过渡段内静子采用周向倾斜前、后进行整机试验对比,结果表明倾斜叶片明显改善低压压气机根部性能,而且出口流场不均匀度减少。公开文献中均对末级静子采用周向正倾斜,且往往只关注过渡段设计点的性能,并未涉及对静子采用周向倾斜前、后在整个工作攻角下性能的变化以及不同周向弯对静子性能影响的研究。

本文对某紧凑S形过渡段内5种不同周向弯的静子叶片在设计进口 Ma 和不同攻角下的气动特性进行数值计算分析,以期能为工程设计人员在紧凑过渡段设计时合理利用叶片周向弯,提高过渡段气动性能提供借鉴。

1 研究对象及方法

1.1 研究对象

某紧凑S形过渡段流路如图1(a)所示。流路在静子叶片尖、根部径向折转角为 12° 和 28° ,通流计算静子在设计点的相关气动参数见表1。为了简化计算,本文在静子前设计了可调进口导叶,通过导叶和边界条件的配合来实现静子在风扇环境下的进口场,计算模型如图1(b)所示。具体计算方法是:对原始风扇方案在设计转速进行3维特性计算,得到静子在设计转速工作范围内的进口气动参数。在计算模型中通

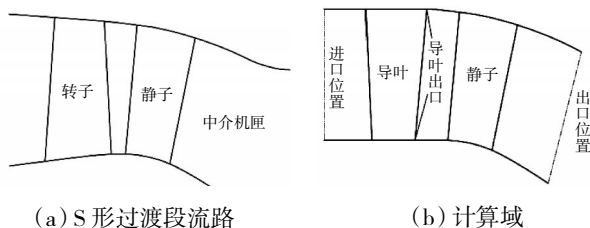


图1 真实流路和计算域

表1 静子设计点气动参数

径向位置	进口 Ma	气流转角 $\beta(^{\circ})$
根	0.75	44.9
中	0.65	40.0
尖	0.55	45.3

过导叶的转动来实现导叶出口气流角(即静子进口气流角)的变化,在导叶每个出口气流角下通过给定导叶进口总压控制静叶进口总压的变化,然后调整静子出口背压可以控制静子进口静压的变化,即 Ma 的变化。通过以上方法合理调整进、出口边界条件,保证静子进口周向平均气动参数(Ma 、气流角和静压等)的径向分布与风扇环境下基本一致。

静子叶型采用中弧线叠加厚度分布的形式造型,导叶和静子叶片数分别为35和53。

关于进、出口位置的说明:下文中进、出口边界条件施加的位置分别为计算域的进、出口。叶片Dehaller数(Dehaller数为小流管出口与进口的气流速度之比,表示压力扩散的程度)和损失计算的进、出口位置分别为导叶出口和计算域出口。

1.2 静子周向弯

叶片倾斜包括沿弦向倾斜和弦向法向倾斜,叶片各 S_1 流面重心连线形成的积叠线沿弦向的法向倾斜称为弯,沿弦向倾斜称为掠。弯掠设计能够改变叶片通道及边界层内的压力梯度,改善主流区流动及抑制端壁二次流损失^[14-18]等,是提高紧凑过渡段内风扇末级静子气动性能的重要手段。

为了进行对比计算,除直叶片外设计了4种周向弯的静子叶片,分别为S叶片、弓叶片、L叶片和正倾叶片。理论分析及计算表明,径向折转流路中叶片根部正弯(吸力面向压力面弯曲)可以显著减小根部的流动损失,因此4种弯叶片根部均为正弯,从计算损失的径向分布可见:直叶片根部约1/3高度损失较大,因此叶片弯曲的叶高范围均为33%叶高,根据以往工程经验弯角选为 30° 。

弯叶片的周向积叠方式如图2所示,3维叶片如图3所示。

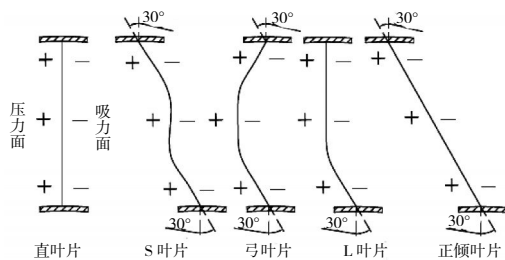


图2 叶片周向积叠方式

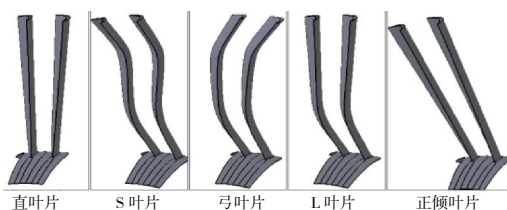


图3 3维叶片

1.3 数值计算方法

采用 NUMECA/AutoGrid5 生成 O4H 结构化网格,单排叶片周向 $\times$ 径向 $\times$ 轴向网格数为 $49 \times 81 \times 109$,2排叶片网格总数约为110万,壁面 y^+ 控制在10以内。

数值模拟采用 NUMECA/FINE Turbo 软件,计算模型为 RANS 的定常计算,湍流模型选择 Spalart-Allmaras 低雷诺数湍流模型。边界条件给定方式:进口给定总压、总温和气流角,出口给定静压,导叶和静子之间采用周向守恒耦合掺混面模型。在计算中不断调整边界条件保证静子进口气流参数与通流计算转子出口参数一致。

计算软件和相关设置经过多个风扇/压气机试验件设计校核,满足工程设计精度范围。

2 数值计算结果分析

2.1 攻角总压损失特性

直叶片和4种弯叶片在设计 Ma 下的攻角-总压损失特性对比如图4所示。攻角指静子根部叶型周向平均进口气流角与叶型几何进口角的夹角(攻角沿径向大致相同),总压损失系数 ξ 为

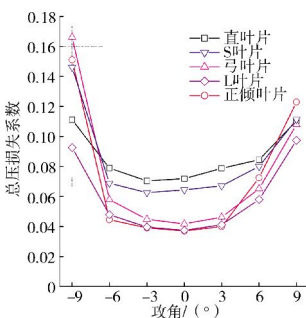


图4 攻角-总压损失特性

$$\xi = \frac{\bar{p}_{in}^* - \bar{p}_{out}^*}{\bar{p}_{in}^* - \bar{p}_{in}}$$

式中: $\bar{p}_{in}^*$ 和 $\bar{p}_{in}$ 分别为静子进口平均总压和静压; $\bar{p}_{out}^*$ 为静子出口平均总压(均为按质量平均)。

从图中可见,在低损失攻角范围内,从直叶片、S叶片、弓叶片到L叶片、正倾叶片的总压损失系数依次减小,其中L叶片和正倾叶片的损失相差不大;在攻角为 0° 时,相对于直叶片,S叶片、弓叶片、L叶片和正倾叶片最小损失分别减小10.4%、42.0%、48.0%和48.5%,弓叶片、L叶片和正倾叶片的损失大幅度

减小。各类叶片的最小损失攻角不尽相同,直叶片、S叶片最小损失攻角在 -3° 左右,弓叶片、L叶片和正倾叶片最小损失攻角向正攻角方向偏移,在 0° 左右。从攻角范围来看,直叶片和L叶片的低损失攻角范围较宽,S叶片、弓叶片和正倾叶片在负攻角较大时损失急剧增大。

2.2 总压损失和叶片负荷径向分布

不同攻角下5种叶片周向平均总压损失径向分布如图5所示。从图中可见,直叶片根部损失较大,为了明显区分其他叶高的损失对比,根部损失没有完全显示。

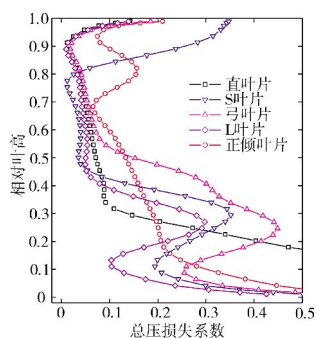
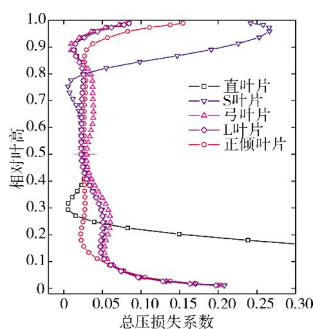
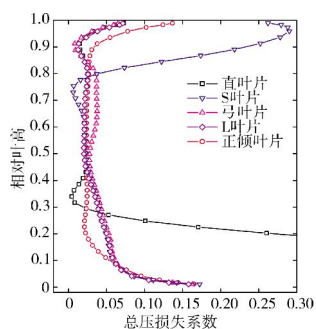
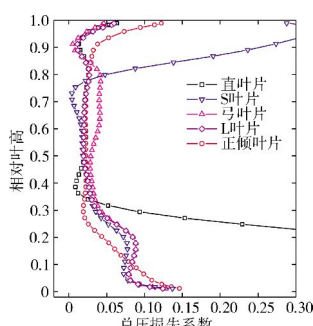
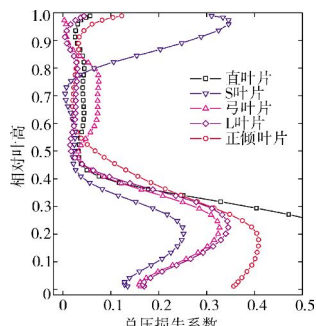
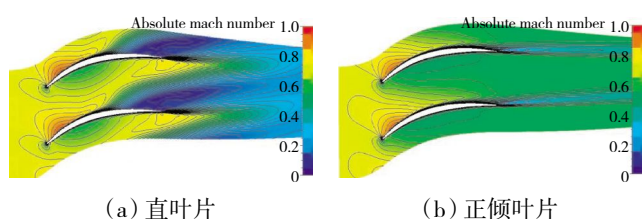
(a) 攻角 -9° (b) 攻角 -3° (c) 攻角 0° (d) 攻角 3° (e) 攻角 9°

图5 周向平均总压损失特性

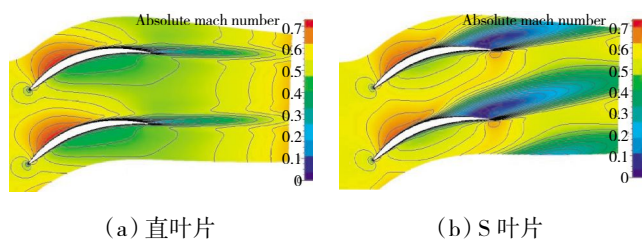
攻角为 0° 时叶片10%和90%相对叶高的 Ma 如图6、7所示。



(a) 直叶片

(b) 正倾叶片

图6 10%叶高 Ma

图7 90%叶高 Ma

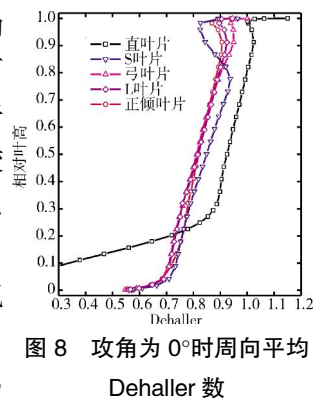
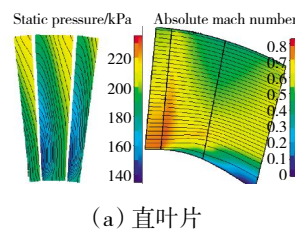
分析攻角为 0° 时的 5 种叶片的损失对比情况。在叶根区域:直叶片的损失绝大部分在根部(30%叶高以下),该区域损失约占总损失的 80%,此时该区域气流已经大面积分离(图 6),这也是直叶片总损失较大的最主要原因,因此减小根部流动损失是提高过渡段静子性能的关键。相对于直叶片,其他 4 种叶片 30%叶高以下采取正弯(正倾斜)措施后,气流损失大幅度减小,气流分离现象大幅度减弱或消除(如图 6 中的正倾叶片)。4 种弯叶片中正倾叶片根部损失要低于其他 3 种叶片的,虽然 4 种弯叶片根部积叠相同,但根部损失却不同,说明叶根以上径向积叠方式的差异导致根部流场不同。在叶中区域:弓叶片叶中损失略大于其他 4 种叶片的,整体上看 5 种叶片叶中损失均较小。在叶尖区域:5 种叶片尖部径向积叠方式的不同导致损失不同。S 叶片损失最大,其次是正倾叶片,其他 3 种叶片损失较小。S 叶片的损失大部分是在尖部(80%叶高以上),攻角为 0° 时该部分损失约占总损失的 50%左右,此时该区域气流已经分离(图 7)。这说明尖部反弯(反倾斜)导致尖部流场品质变差,损失增大。相对于直叶片,弓叶片尖部正弯略改善了尖部的流动状况,但却使叶中的损失增大,且叶中损失的增大量大于尖部的减小量。

分析不同攻角下 5 种叶片损失的变化情况。在全部计算攻角范围内直叶片根部损失均很大,且随着攻角增大根部的高损失区域向叶中扩展;随着攻角从 0° 向正、负攻角方向增大,弯叶片根部的损失明显增大,而叶根以上区域损失变化不大,说明限制弯叶片可用攻角范围的是叶根区域。4 种弯叶片根部的负攻角特性优于正攻角的,设计时应适当减小其根部的设计攻角。

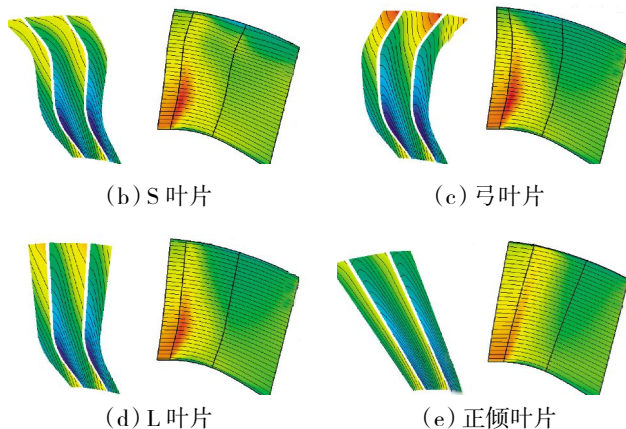
分析 5 种叶片负荷的径向分布情况。攻角为 0° 时 5 种叶片 Dehaller 数径向分布如图 8 所示。从图中可见,由于叶片径向积叠的不同导致气动负荷径向分布发生变化,总体上看呈现越靠近叶根负荷越大的分

布规律。直叶片根部气动负荷最大,15%叶高以下区域 Dehaller 数甚至小于 0.6,叶根以上气动负荷较小,在尖部 Dehaller 数已经大于 1.0。叶根正弯后,其他 4 种弯叶片根部的气动负荷大幅度减小,在尖部 Dehaller 数大于 0.6,20%叶高以上气动负荷增大。弓叶片、L 叶片、正倾叶片和 S 叶片尖部的气动负荷逐渐增大。

分析 5 种弯叶片损失和负荷差异产生的原因。攻角为 0° 时 5 种叶片 10%弦长处的 S3 截面静压和子午面流线如图 9 所示。

图8 攻角为 0° 时周向平均 Dehaller 数

(a) 直叶片



(b) S 叶片

(c) 弓叶片

(d) L 叶片

(e) 正倾叶片

图9 静压(左)和子午面流线(右)

从静压云图中可见,由于叶片周向弯曲,导致叶片 S3 截面的静压场发生变化。在叶片根部区域,直叶片静压等值线大致沿径向分布,其他 4 种叶片根部弯曲后通道内的静压等值线也发生倾斜,这样叶片根部通道内除由压力面指向吸力面的横向压力梯度外,还产生由外向内的径向压力梯度。从子午面流线图中可见,直叶片根部通道内由于径向压力梯度不足,根部气流在折转过程中受到离心力作用,无法达到预期的转折,使根部流线的径向折转程度小于根部流路的,逐渐远离轮毂流动,导致根部流管呈明显扩张形状,根部气流沿流向存在较大的逆压梯度,使气流在叶型 50%左右弦长处发生严重流动分离(图 6)。而直叶片叶根以上区域损失小且低损失攻角范围宽,其原因

为:(1)直叶片根部流管的较大扩张使叶根以上区域流管相对收缩,气动负荷减小,有利于气流减速扩压;(2)叶根以上 Ma 相对较小。与直叶片相比,其他4种叶片根部采用3维正弯的造型在由外向内径向压力梯度作用下,使气流更容易发生径向折转,根部流管的扩张度减小,气动负荷减小(图8),避免了气流的流动分离,根部损失大幅度减小。而根部流管的相对收缩必然造成叶根以上区域的流管相对扩张,气动负荷增大。S叶片尖部通道在叶片反弯作用带来的从外向内的径向压力梯度大于尖部气流沿径向折转产生的离心力,使尖部气流的径向折转程度大于尖部流路的,逐渐远离机匣流动,使流管扩张度相对较大,最终导致流动分离(图7),而在65%~80%叶高区域流管由于上面气流的挤压导致收缩度增加,气动负荷减小。弓叶片尖部通道内基本不存在径向压力梯度,尖部气流径向折转时在离心力的作用下逐渐靠近机匣流动,使尖部流管相对收缩,气动负荷减小。

攻角为 0° 时5种叶片吸力面静压和叶片出口(计算域出口)的熵如图10所示。

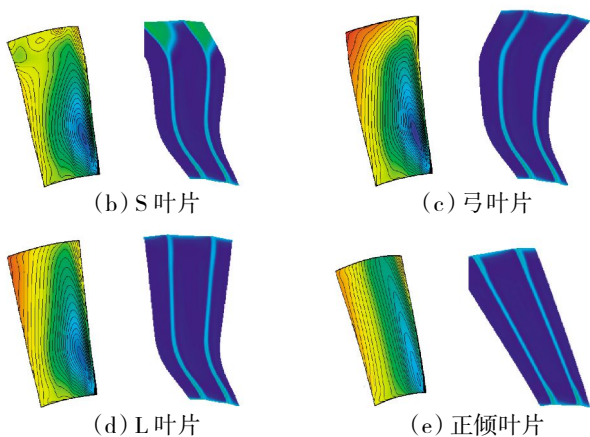
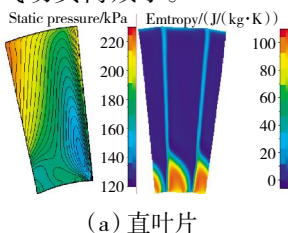


图10 静压(左)和叶片出口熵(右)

从吸力面静压云图中可见,弓叶片在80%叶高以上区域存在由叶尖指向叶中的径向压力梯度,根据边界层迁移理论^[9],在该压力梯度作用下,吸力面尖部边界层的低能流体从叶尖向叶中迁移,这也是弓叶片尖部损失较小而叶中区域损失较大的原因。从熵云图中也可见,尖部的低能流体厚度相对较小而叶中相对较厚。直叶片吸力面叶根以上区域、S叶片叶尖以

下区域和L叶片全叶高基本不存在径向压力梯度,边界层低能流体沿径向基本无迁移。正倾叶片吸力面10%叶高以上区域存在由叶根指向叶尖的径向压力梯度,使得边界层低能流体由叶根向叶尖迁移。从熵云图中还可见,在10%~40%叶高区域低能流体的厚度明显小于其他叶片相同区域的,而尖部的低能流体厚度大于其他叶片的,这也与损失的径向分布相吻合。此外,从吸力面静压云图中还可见,在40%叶高以下区域正倾叶片吸力峰压力值高于S叶片、弓叶片和L叶片的,而尾缘出口压力相当,这意味着该区域正倾叶片吸力面气流扩压段的逆压梯度小,且气流沿流程扩压更均匀,因此扩压损失更小。

2.3 出口气流角和静压升径向分布

分析5种弯叶片出口气流角的差异。攻角为 0° 时5种叶片周向平均出口气流角径向分布如图11所示, β_{2k} 为叶片出口几何角。从图中可见,直叶片根部以及S叶片尖部由于气流分离,出口气流角出现较大欠转(落后角 > 平均落后角),根部采用正弯或正倾斜后,其他4种叶片根部(30%叶高以下)的欠转减小,尤其是根部端壁区域。弓叶片、L叶片和正倾叶片在两端壁区气流出角过转(落后角 < 平均落后角),在10%~30%叶高附近以及80%~95%叶高区域气流出口角欠转,该径向分布形式是由通道涡引起的,未来在设计过程中可以适当增大该区域的落后角。在叶根以上区域直叶片气动负荷小,落后角最小;其他4种叶片气动负荷大,落后角较大。说明叶片周向弯引起负荷径向重新分布,导致落后角也发生变化,在设计过程中要根据落后角的变化量进行适当修正。

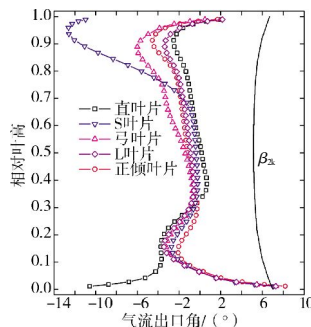


图11 周向平均出口气流角 ($i=0$)

分析5种弯叶片静压升的差异。攻角为 0° 时5种叶片周向平均静压升径向分布如图12所示。从图中可见,直叶片和S叶片由于气流分离分别造成根部和尖部静压升严重不

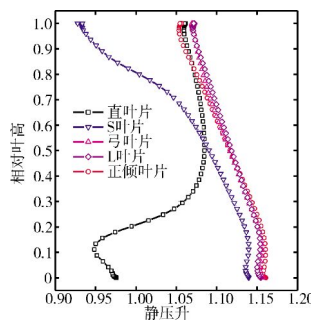


图12 静子周向平均静压升 ($i=0$)

足,且引起其他区域流管出口面积缩小,因此这2种叶片其他叶高区域静压升也小于其他3种弯叶片的。说明在静子通道内气流的静压升由气流转角和流管出口面积共同决定。对叶片进行合理的周向弯曲后,叶片根部区域气流分离大大减小,气流转角增大,增压能力大幅度提高。由于根部分离的消失,在叶根以上区域避免了根部分离流对上面气流的“挤压”引起的流管出口面积减小,因此叶根以上区域静子增压能力也得到提高。

2.4 小结

综上所述:直叶片和S叶片在全攻角范围内分别由于根部和尖部大面积分离导致性能较差;弓叶片叶中损失较大;正倾叶片总损失特性较好,控制根部损失效果较好;L叶片总损失特性最好,低损失攻角范围最宽,有利于提高压缩系统喘振裕度,可作为紧凑S形过渡段内静子的首选。

3 结论

(1)在S形过渡段内根部流路的折转使得静子叶片在周向气流扩压的基础上,叠加了径向气流折转的扩压,从而造成根部负荷明显增大。如果设计不好,会造成叶根区域损失大幅度增大,且攻角范围明显减小。因此S形过渡段内静子的性能主要取决于叶根区域,合理的根部设计是关键。

(2)通过叶片3维造型,利用叶片力的作用,增加流体向下折转的控制力,从而控制叶片根部的负荷水平,减小和消除分离,大幅度减小损失,提高过渡流路和静子叶片的性能水平。将直叶片与4种弯叶片对比分析可知,L叶片更好地实现了叶片力与折转流路的匹配作用,可作为紧凑S形过渡段内静子的首选。

(3)由于叶片径向积叠的不同导致叶片通道及叶片表面的压力分布不同,从而使叶片气动性能不同:直叶片和S叶片总压损失较大,正倾叶片和L叶片的总压损失特性较好,二者最小损失相当,但L叶片低损失攻角范围更宽。

(4)在静子通道内气流的静压升由气流转角和流管出口面积共同决定。对叶片合理的周向弯曲可以使静子增压能力提高。

(5)对全攻角特性的研究发现,叶片根部正弯,根部的负攻角特性优于正攻角的,因此设计时必须考虑

适当减小根部的设计攻角。

参考文献:

- [1] 阙晓斌,侯安平,周盛.基于壁面压力梯度控制的压气机S形过渡段设计[J].航空学报,2010,31(3):459-465.
QUE Xiaobin, HOU Anping, ZHOU Sheng. S-shaped compressor transition duct design based on wall pressure gradient control [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31 (3): 459-465. (in Chinese)
- [2] Ortiz D C, Miller R J, Hodson H P, et al. Effect of length on compressor inter-stage duct performance[R]. ASME 2007-GT-27752.
- [3] Britchford K M. The development of the mean flow turbulence structure in an annular s-shaped duct[R]. ASME 1994-GT-457.
- [4] 阙晓斌,侯安平,周盛.轴流压缩系统带支板过渡段的轴对称等效方法[J].航空学报,2010,31(9):1715-1722.
QUE Xiaobin, HOU Anping, ZHOU Sheng. Axisymmetric equivalent of S-shaped transition duct with struts in axial compression systems[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31 (9): 1715-1722. (in Chinese)
- [5] Ghisu T, Molinari M. Axial compressor intermediate duct design and optimization[R]. AIAA-2007-1868.
- [6] 高志达,高拯亚,刘晓明.涡流器的设计及其在发动机上的应用[J].航空发动机,1991(3):12-25.
GAO Zhida, LIU Zhengya, LIU Xiaoming. The design of swirlers and its application in engine [J]. Aeroengine, 1991 (3): 12-25. (in Chinese)
- [7] Walker A D, Barker A G, Carrotte J F. Numerical design and experimental evaluation of an aggressive s-shaped compressor transition duct with bleed[R]. ASME-GT-2011-45628.
- [8] 高金满.某发动机验证机的压气机系统转接段内流动分析[J].航空发动机,1993(5):24-28.
GAO Jinman. Flow analysis in the transition section of a compressor system of an engine verifier [J]. Aeroengine, 1993 (5): 24-28. (in Chinese)
- [9] Karakasis M K, Naylor E M J, Miller R J, et al. The effect of an upstream compressor on a non-axisymmetric s-duct [R]. ASME 2010-GT-23404.
- [10] Britchford K M, Carrotte J F, Kim J H, et al. The effect of operating conditions on the aerodynamics performance of an integrated OGV and s-shaped duct[R]. ASME 2001-GT-0347.
- [11] Walker A D, Barker A G, Carrotte J F. Integrated OGV design for an aggressive s-shaped compressor transition duct [R]. ASME 2011-GT-45627.
- [12] Walker A D, Carrotte J F, McGuirk J J. Enhanced external aerodynamic performance of a generic combustor using an integrated OGV/pre-diffuser design technique[R]. ASME 2006-GT-90184.
- [13] 高金满.倾斜叶片在某型发动机上的初步应用[J].航空动力学报,1990,5(2):113-117.
GAO Jinman. Application of leaned blades to an aeroengine [J]. Jour-

- nal of Aerospace Power, 1990, 5(2): 113–117. (in Chinese)
- [14] 宋彦萍, 刘振德, 陈浮, 等. 采用弯 – 掠叶片的压气机叶栅变冲角性能研究[J]. 推进技术, 2004, 25(5): 411–415.
- SONG Yanping, LIU Zhende, CHEN Fu, et al. Investigation of swept and curved compressor cascade performance under different incidences [J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(5): 411–415. (in Chinese)
- [15] John G, David, Jeffrey, et al. A comparison of two fan design with different rotor leading edge sweep[R]. ASME 2014–GT–27218.
- [16] Hilang J J, DONGhai Jin, FANG hu, et al. Use of highly loaded transonic two-stage fan using swept and curved [R]. ASME 2011–GT–45988.
- [17] 陈雷, 单玉娇, 杨琳, 等. 某高负荷风扇掠形改进设计研究[C]// 第十五届推进系统气动热力学会议论文集. 北京: 中国航空学会动力分会, 2015: 293–297.
- CHEN Lei, SHAN Yujiao, YANG Lin, et al. Research on the improved design of a high loaded fan [C]// Proceedings of the 15th Meeting on Aerothermo Dynamics of Propulsion System. Beijing: Chinese Society of Aerospace Power, CSAA, 2015: 293–297. (in Chinese)
- [18] 钟兢军, 苏杰先, 王仲奇, 等. 不同冲角下弯曲扩压叶栅出口流场的实验研究[J]. 工程热物理学报, 1995, 16(3): 284–289.
- ZHONG Jingjun, SU Jiexian, WANG Zhongqi, et al. Experimental investigation of compressor cascade exit flow fields with curved blades at different incidences [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1995, 16(3): 284–289. (in Chinese)
- [19] 桂幸民, 滕金芳, 刘宝杰, 等. 航空压气机气动热力学理论与应用[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2014: 158–159.
- GUI Xingmin, TENG Jinfang, LIU Baojie, et al. Compressor Aerothermodynamics and its applications in aircraft engines [M]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University Press, 2014: 158–159. (in Chinese)

(编辑: 刘 亮)