

一种压气机叶型的可控环量尾缘造型方法

宁方飞¹, 李一鸣²
(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院
航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191;
2. 中国航天科工集团有限公司 飞航技术研究院 北京海鹰科技情报研究所, 北京 100074)

摘 要: 为了提高压气机叶型负荷,提出了一种可控环量尾缘造型方法,该方法对叶型尾缘处弦长 2% 的区域进行特殊造型,通过改变流动后驻点位置从而提高叶型环量,增加叶型气流转角。在不同马赫数及雷诺数下进行数值模拟得到了一致的结论。数值模拟结果显示:以设计进气角 D 因子为 0.52 的叶型为基准叶型,采用可控环量尾缘造型后叶型气流转角可提高 21%,同时总压损失基本无变化,部分叶型甚至在气流转角提高的同时总压损失有所降低。而当气流折转角相同时,可控环量尾缘可以比传统尾缘的总压损失更小。
关 键 词: 尾缘; 压气机; 二维叶型; 环量控制; 高负荷
中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

A method for controlled circulation trailing edge design of compressor blade

NING Fangfei¹, LI Yiming²
(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics, School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Beijing HIWING Scientific and Technological Information Institute, HIWING Technology Academy, China Aerospace Science and Industry Corporation Limited, Beijing 100074, China)

Abstract: A controlled circulation trailing edge design method for compressor blade was proposed to increase the circulation and the turning angle of cascades through the specific geometrical modelling at the region of 2% chord length of trailing edge. The conclusion was verified under different Mach numbers and Reynolds numbers. The numerical results showed that, for the cascade with the diffusion factor up to 0.52 at design condition, the controlled circulation trailing edge can improve the flow turning angle by about 21% while the total pressure loss was nearly kept unchanged. Some controlled circulation trailing edge designs can even have positive effect on the decrease of loss. At the same flow turning angle, the cascade with the controlled circulation trailing edge can have lower total pressure loss than that with traditional rounded trailing edge.
Key words: trailing edge; compressor; two-dimensional cascade; circulation control; high loading

现代航空发动机追求更高的推质比,因此要求压气机能够承受更高的负荷。然而负荷的提升会造成叶型吸力面逆压梯度的增加,导致吸力面分离增大引起总压损失迅速升高。因此,研究如何提高叶型承受负荷能力同时尽可能降低叶型的总压损失十分有必要。

在外流翼型研究中,通过襟翼、副翼以及射流等方法改变环量从而提高升力的技术已经得到了广泛研究^[1-8]。其中 Gurney 襟翼作为一种有效的增升技术已经得到了普遍认同,即在机翼后缘下表面安装一个小尺寸边条改变翼型后缘处流场,增加翼型的升力。Liebeck^[9]在对亚声速翼型增升装置进行研究时,首先提出运用 Gurney 襟翼对翼型气动性能进行改进,通过实验进行了验证,并且进一步对其增升原理进行了讨论并假设襟翼后侧为两个旋转方向相反的涡,前侧由于气流的阻挡形成分离涡。Dan 等^[10]在水洞中对加装了不同高度 Gurney 襟翼的 NACA0012 翼型进行实验。虽然水洞实验比风洞实验的雷诺数低了几个量级,但是襟翼后的流场结构显示其与 Liebeck 所做假设是一致的。David 等^[11-12]运用 LDA(激光多普勒测速技术)对加装了 Gurney 襟翼后其型面的压力以及速度分布情况进行了测量,瞬态流场结构显示,尾迹是由交替脱落的漩涡构成。Manish 等^[13]对 NACA0011 以及 NACA4412 翼型进行了计算,结果表明 Gurney 襟翼能够提高翼型的升力系数,同时也会使得阻力系数增大,然而当襟翼高度较小时,阻力增加的并不明显。Bae 等^[14]选用 SC-1094R8 为原始翼型进行计算,得到了类似结论。Jon 等^[15]对加装了 Gurney 襟翼的翼型进行了风洞实验,结果表明无论是对于二维或是三维翼型,翼型的升阻比均得到了明显提升。Michael 等^[16]对采用不同 Gurney 襟翼高度的翼型进行了风洞实验,在雷诺数分别为 1.95×10^6 、 1.02×10^6 、 0.51×10^6 时得出的实验结果进一步验证了前人的结论。Kwanjung 等^[17]对 Gurney 襟翼的动态特性进行了研究,总体而言 Gurney 襟翼的动态特性与其静态特性基本一致。Li、Wang 等^[18-19]以 NACA0012 为原始叶型,通过实验研究不同安装角以及安装位置对 Gurney 襟翼气动性能的影响。结果显示安装角为 45° 时升阻比最大。当 Gurney 襟翼的安装位置从后向前移动则会导致升阻比的减小。目前国内对于 Gurney 襟翼的研究也得到了一定发展^[20-23]。与其他现有的高升力翼型技术对比,

Gurney 襟翼技术具有需要移动的部件数量较少,结构更加简单等优势。

本文借鉴了 Gurney 襟翼的原理,提出了一种压气机叶型的可控环量尾缘造型方法。在下面的内容中,首先介绍该尾缘造型方法,其次基于采用不同形式可控环量尾缘的叶型 S_1 流场数值模拟结果,分析尾缘造型对叶型气流转角与总压损失的影响及其机制,最后,对同等负荷下可控环量尾缘对叶型气动性能的影响规律进行进一步分析和总结。

1 可控环量尾缘造型方法

本文提出的尾缘造型方法可在任意现有压气机叶型基础上进行,尾缘造型部分的长度仅为叶型弦长的 2% 左右,主要分为三个组成部分,与压力面型线相切的圆弧 a 、与尾缘处连接的直线 b 以及过渡圆弧 c ,各部分标识如图 1。首先在中弧线弦长 98% 处作垂线与压力面相交,交点设为 M 。 M 点前的压力面叶型型线保持不变, M 点后的压力面型线则通过圆弧曲线 a 进行改型。新的压力面曲线与原叶型压力面型线在点 M 处相切。圆弧 a 的半径值 R 由设计者给定,可以自由调节圆弧曲率。给定半径 R 后,圆弧 a 则可以确定。直线 b 取为与叶型尾缘上某点相切,其与原叶型中弧线的夹角 θ 由设计者给定。圆弧 a 和直线 b 的交点处会形成尖角,在此处引入与圆弧 a 、直线 b 分别相切的过渡圆弧 c ,至此完成尾缘造型。

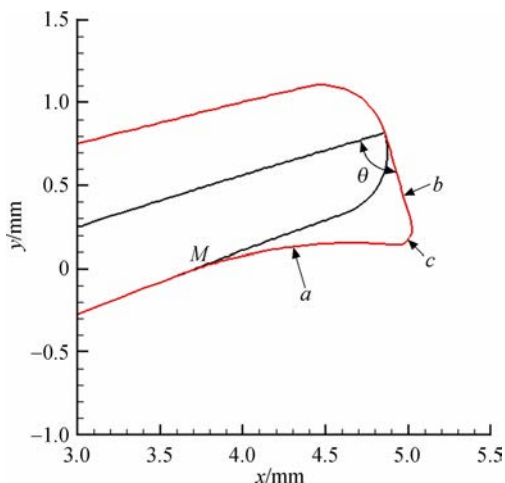


图1 尾缘造型参数说明

Fig. 1 Design parameters for trailing edge

将圆弧 a 的半径 R 与原叶型的尾缘半径 r_c 的比值 R/r_c 以及直线 b 与中弧线的夹角 θ 作为设计参数可以方便地进行尾缘造型,如图 2 所示。

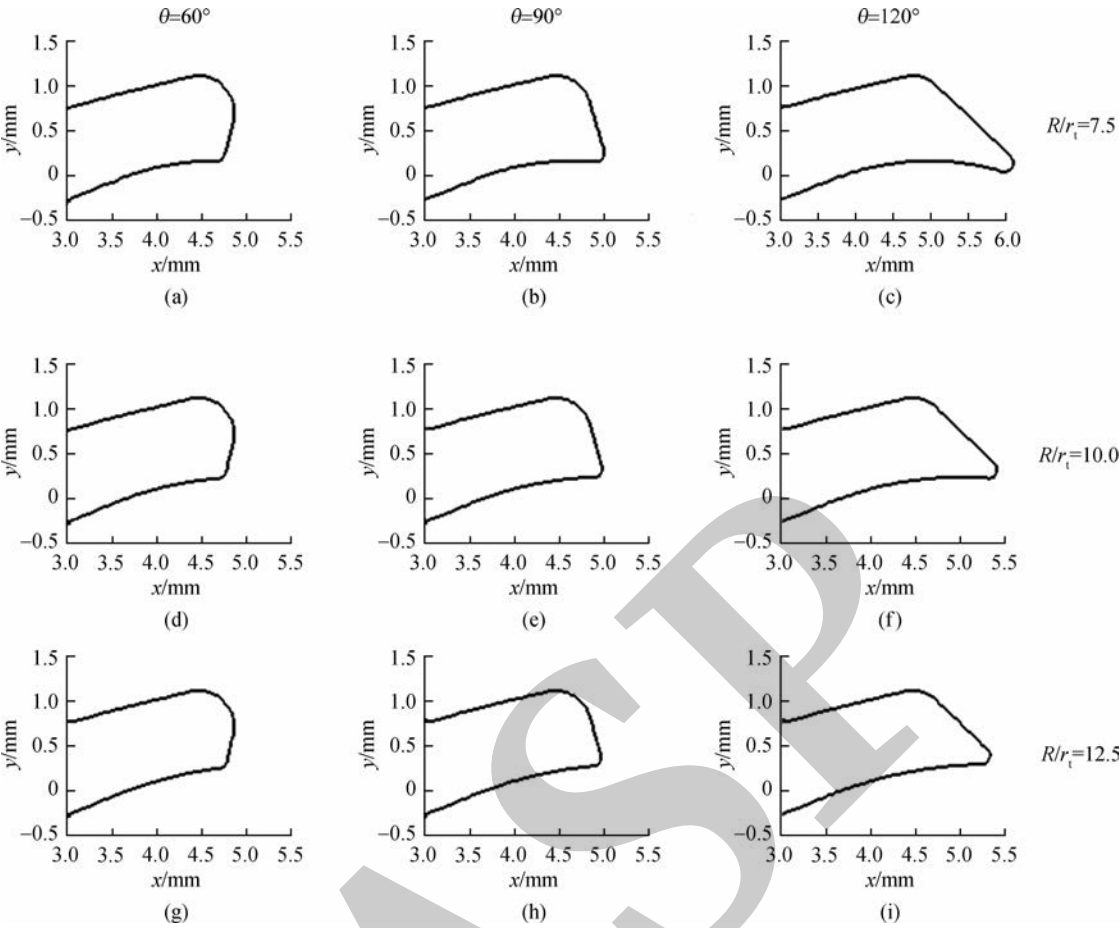


图 2 各形式的可控环量尾缘

Fig. 2 Various forms of controlled circulation trailing edge

2 数值模拟方法

本文所采用的二维叶型气动模拟软件为课题组自行开发的 MAP-S1 程序^[24]。该程序已进行过大量的校验工作,具备很好的模拟准确性。在本文的模拟中,选用 S-A (Spalart-Allmaras) 模

型,并认为是全湍流流场。图 3(a)给出了二维叶栅的计算网格,网格在叶片表面附近的加密可以保证 $Y^+ < 1$,满足 S-A 模型对边界层分辨的要求。在尾缘附近的网格如图 3(b)所示,可以看到尾缘处网格密度应当能够较好地分辨尾缘处的流动细节。

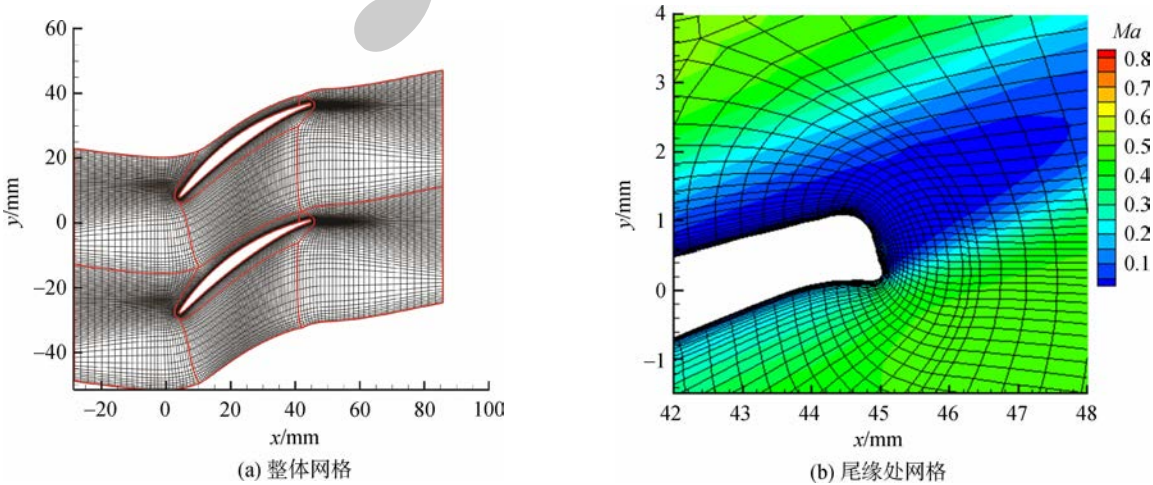


图 3 计算网格

Fig. 3 Mesh for simulation

3 数值模拟结果分析

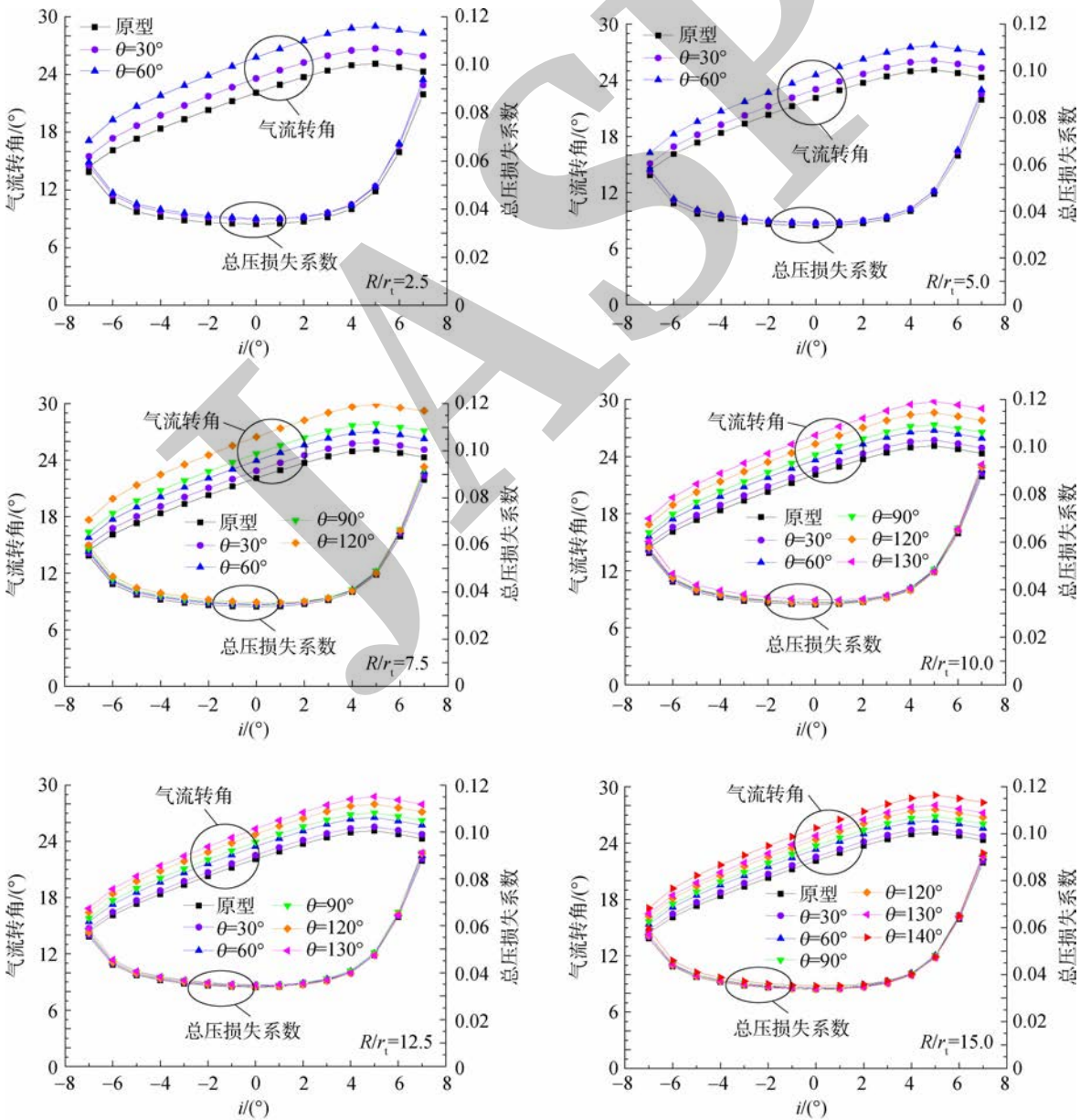
本节介绍可控环量尾缘造型对压气机叶栅气动性能作用的计算研究。选取某圆弧尾缘基准叶栅,该叶栅稠度为 1.4,在进口马赫数为 0.7 时,设计进气角 $\beta=50^\circ$ (此时对应零攻角) 下 D 因子为 0.52,属于高负荷叶型。

3.1 平面叶栅攻角特性分析

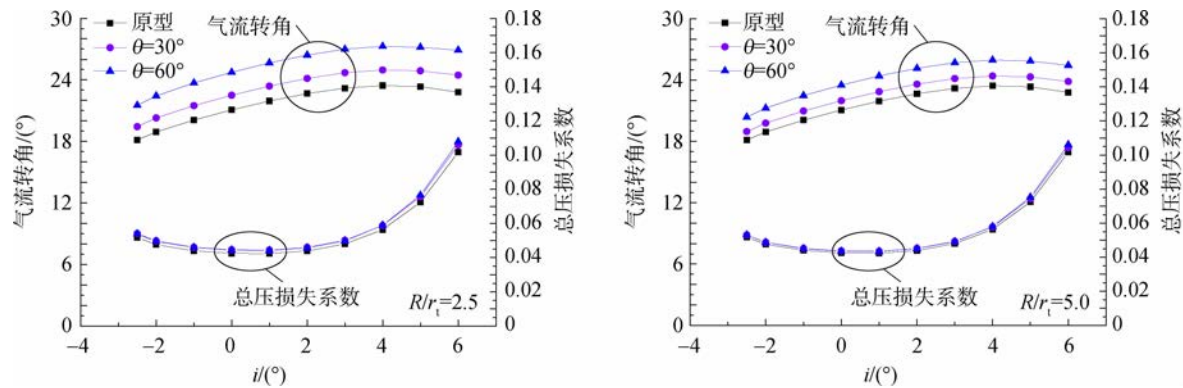
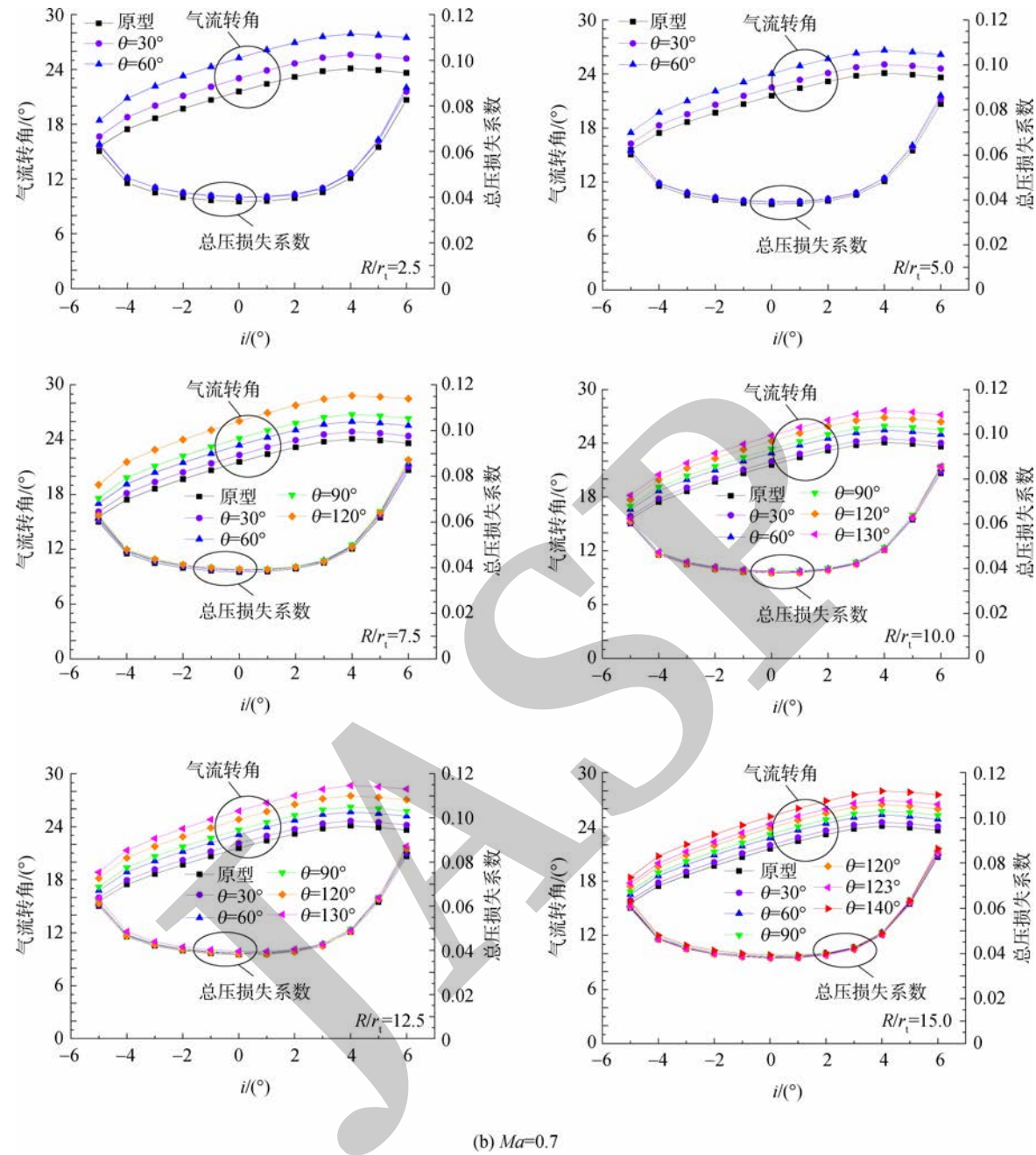
图 4 给出了进口马赫数为 0.6~0.8 时叶栅的攻角特性对比(i 为攻角)。与基准叶型相比,可控环量尾缘叶型在整个可用攻角范围内气流转角均有不同程度的增大。在参数 R/r_t 为定值的前提下,随着角度 θ 的增加,尾缘厚度随之增厚,

对应气流转角增加的越多。另一方面,通过各叶栅攻角特性图之间对比可以发现,当参数 θ 保持为常数不变时,随着参数 R/r_t 数值的逐渐减小,对应气流转角增加的也越明显。以 $Ma=0.7$ 为例,设计进气角下气流转角相对于基准叶型的增加量($\Delta\beta$)见表 1。采用可控环量尾缘叶型,设计进气角下气流转角增加量最大能够达到基准叶型的约 21%。需要说明的是,当参数 R/r_t 值较小而参数 θ 值较大时,会出现压力面圆弧 a 与尾缘直线 b 不相交的情况,因此表中部分为空。

设计进气角下总压损失系数相对于基准叶型的变化量见表 2。与气流转角的变化量相比,总压损失变化相对较小。部分可控环量尾缘叶型的



(a) $Ma=0.6$



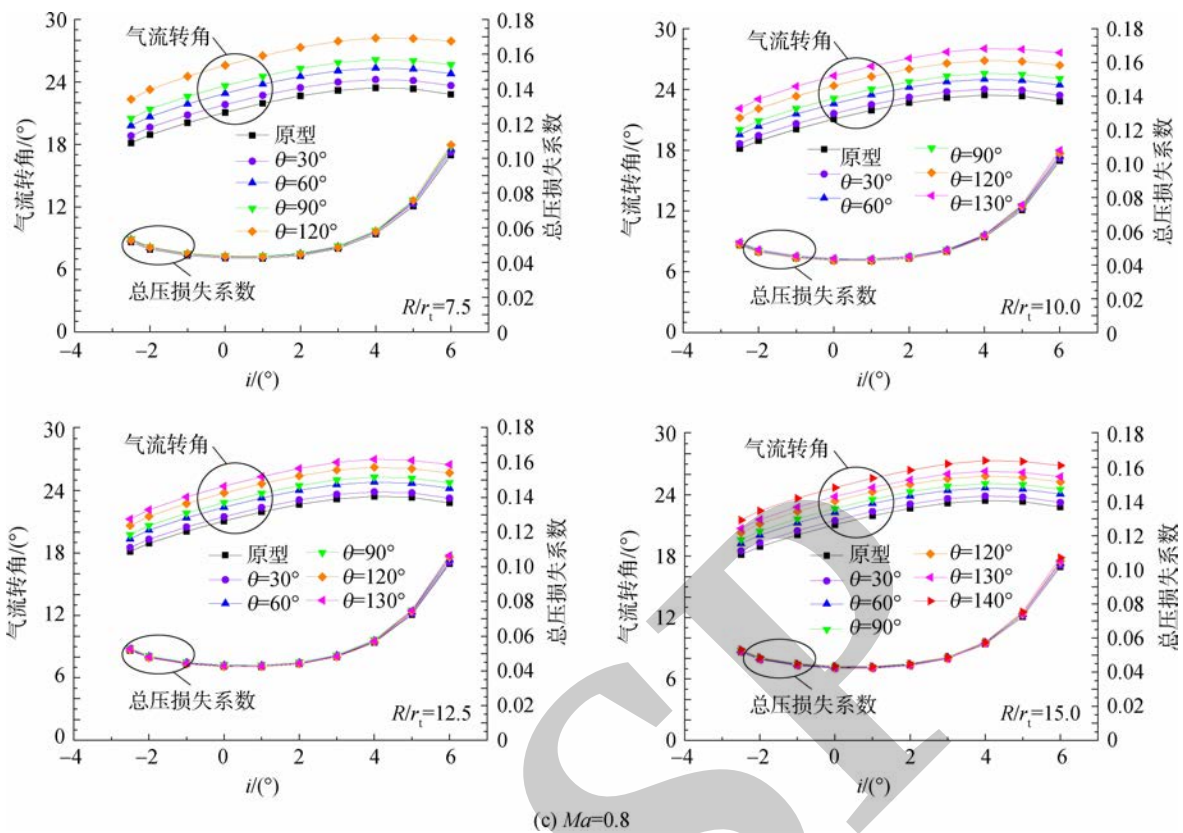


图 4 平面叶栅攻角特性图

Fig. 4 Characteristics of cascades attack angle

表 1 设计进气角气流折转角变化量 ($Ma=0.7$)

Table 1 Turning angle variation at design inlet angle ($Ma=0.7$)

R/r_t	气流折转角变化量/%					
	$\theta=30^\circ$	$\theta=60^\circ$	$\theta=90^\circ$	$\theta=120^\circ$	$\theta=130^\circ$	$\theta=140^\circ$
2.5	+6.7	+17.1				
5.0	+4.3	+11.4				
7.5	+3.5	+8.5	+12	+20.7		
10.0	+2.5	+7.1	+9.6	+15.1	+19.5	
12.5	+1.9	+6.2	+8.3	+12.4	+15.3	
15.0	+1.9	+5.6	+7.4	+10.7	+12.6	+16.6

表 2 设计进气角总压损失系数变化量 ($Ma=0.7$)

Table 2 Total pressure loss coefficient variation at design inlet angle ($Ma=0.7$)

R/r_t	总压损失变化量/%					
	$\theta=30^\circ$	$\theta=60^\circ$	$\theta=90^\circ$	$\theta=120^\circ$	$\theta=130^\circ$	$\theta=140^\circ$
2.5	+5.2	+5.0				
5.0	+3.1	+2.4				
7.5	+1.8	+2.1	+3.1	+3.1		
10.0	+1.6	+1.6	+2.1	+0.3	+3.9	
12.5	+0.8	+1.6	+2.1	-0.3	+1.8	
15.0	+0.5	+1.6	+1.6	-0.8	-0.3	+3.1

气流折转角在明显增加的情况下,其总压损失系数甚至要低于基准叶型。由以上两方面的对比可见,可控环量尾缘取得了很好的效果。

3.2 尾缘造型参数对叶型气动性能影响

3.2.1 参数 R/r_t 的影响

以 $Ma=0.7$ 为例,选取参数 $\theta=120^\circ$ 、参数 R/r_t 取不同值的算例进行分析,尾缘造型如图 5,平面叶栅攻角特性及设计进气角压力系数分布如图 6、图 7 所示。采用可控环量尾缘后,吸力面压力保持不变,但压力面一侧从叶型中部开始压力系数逐渐增加,并且 R/r_t 数值越小(即压力面尾缘处曲率越大),叶型压力面尾缘处的压力系数提高量越大。

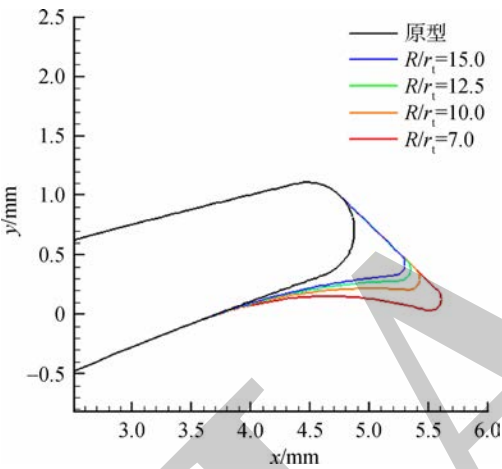


图 5 各可控环量尾缘对比($\theta=120^\circ$)
Fig. 5 Controlled circulation trailing edges ($\theta=120^\circ$)

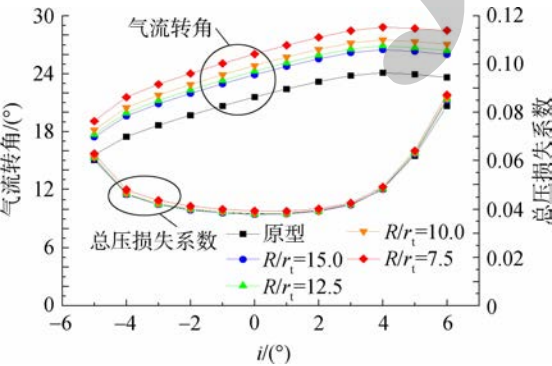


图 6 各叶型平面叶栅攻角特性($\theta=120^\circ$)
Fig. 6 Characteristics of cascades attack angle ($\theta=120^\circ$)

设计进气角下各叶型尾缘处流线如图 8 所示。基准叶型尾缘后驻点位于圆弧尾缘上某处,而采用了可控环量尾缘的叶型,其流动后驻点位

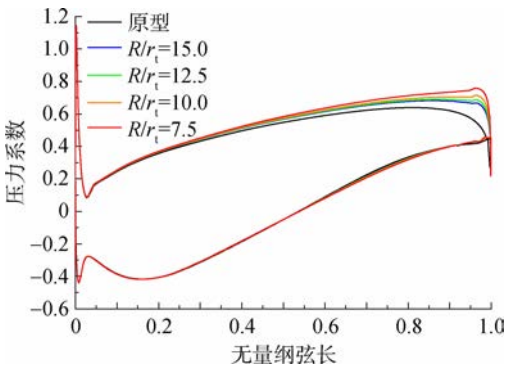


图 7 设计进气角下各叶型压力系数分布($\theta=120^\circ$)
Fig. 7 Pressure coefficient distribution at design inlet angle ($\theta=120^\circ$)

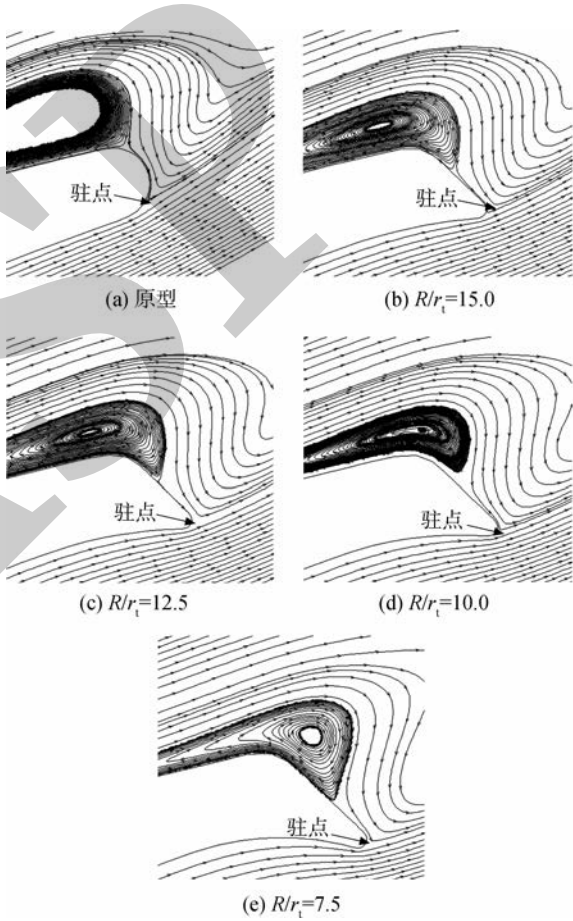


图 8 设计进气角尾缘处流线图($\theta=120^\circ$)
Fig. 8 Streamlines at trailing edge at design inlet angle ($\theta=120^\circ$)

于尾缘直线 b 与过渡圆弧 c 相接处,也就是说,绕叶型流动的后驻点位置发生了明显改变,而驻点的改变会直接导致环量的变化。对于孤立翼型,其升力为 $F_{ey}=\rho V_\infty \Gamma$ (Γ 为绕翼型的环量),环量的增加会使得翼型升力提高。对于压气机叶型,后驻点位置的变化同样会改变叶型的环量,从而影响叶型的负荷。本文提出可控环量尾缘造型的初衷就是希望通过对尾缘的特殊处理,从而使后

驻点移向压力面一侧,提高叶型负荷能力,增加气流折转角。另外,后驻点位置的变化还会使得可控环量尾缘叶型的吸力面后段分离区域有所减小,气流流动更贴近叶型吸力面表面且有利于降低总压损失。但另一方面,可控环量尾缘增加了叶型尾缘的实际厚度,如果在尾缘处叶片表面两侧的边界层厚度不变,则增厚的尾缘会使得尾迹损失增加。以上两方面的因素中如果前者占优,则叶型总损失会降低,反之则会提高,这也是表 2 中所示的部分可控环量尾缘叶型损失小于基准叶型、部分则略大于基准叶型的原因。另外需要进一步说明的是,对于圆弧尾缘,当叶片吸力面近尾缘出现分离、且存在周期性涡脱落时,后驻点位置往往并不是固定的,而图 8 给出的是定常模拟结果,小分离下定性分析尚可,但不严格。

3.2.2 参数 θ 的影响

下面选取参数 $R/r_t=12.5$, 参数 θ 取不同值时的可控环量尾缘进行分析,如图 9 所示。平面叶栅攻角特性参见图 4。压力面圆弧曲率保持不变时, θ 取值越大,压力面尾缘附近压力系数越大(如图 10),叶型吸力面与压力面压力之差越大。设计进气角下尾缘处边界层速度剖面如图 11,基准叶型的速度剖面明显没有可控环量尾缘叶型饱满,分离区也最大,随着 θ 值越大,分离区逐渐减小,吸力面尾缘处分离越弱则对应气流转角越大。叶型尾缘处流场马赫数分布如图 12 所示。由文中第 3.2.1 节可知,流动后驻点位于过渡圆弧处,随着 θ 值越大,过渡圆弧的位置后移,驻点也随之移动造成绕叶型环量值增大,另外尾缘处横向压差值得增大有利于增加气流折转的角度,使得气流分离位置后移,抑制吸力面分离区。从图 12 中

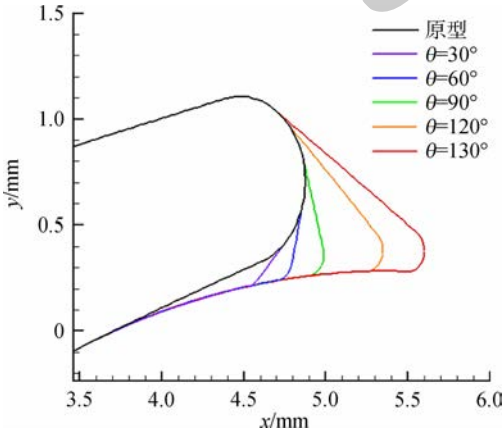


图 9 各可控环量尾缘对比($R/r_t=12.5$)

Fig. 9 Controlled circulation trailing edge ($R/r_t=12.5$)

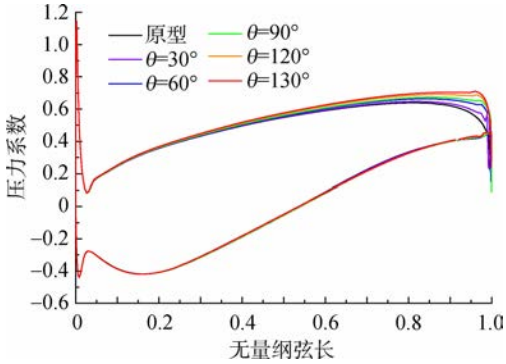


图 10 设计进气角下各叶型压力系数($R/r_t=12.5$)

Fig. 10 Pressure coefficient distribution at design inlet angle ($R/r_t=12.5$)

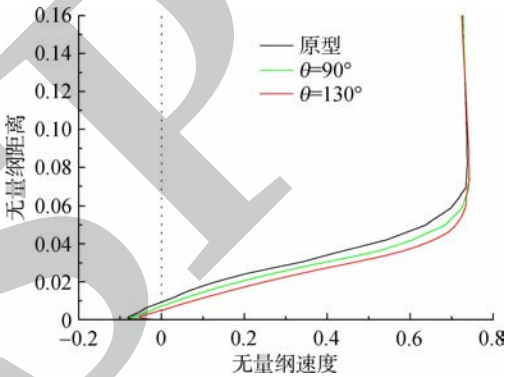


图 11 设计进气角下尾缘附近吸力面边界层速度剖面 ($R/r_t=12.5$)

Fig. 11 Velocity profile around trailing edge at design inlet angle ($R/r_t=12.5$)

可以发现,随着 θ 值的增大,吸力面分离区在减小。

3.3 同等负荷下尾缘造型对总压损失的影响

为进一步比较尾缘造型对总压损失的影响,本节取叶型负荷相同(即设计进气角下气流转角相同)的条件为基准进行分析。通过调节尾缘造型参数 R/r_t 和 θ ,提高叶型承受负荷的能力,使设计进气角时气流转角分别较基准叶型增加 17%、14%、11%,然后对圆弧尾缘基准叶型的前缘角及尾缘角进行调节,同时保持吸力面曲率变化规律不变,使之达到相同气动设计要求。

调节后的各可控环量尾缘型线如图 13。可控环量尾缘叶型在设计进气角下总压损失系数与调节前基准叶型(即上节的基准叶型)相比增加量如表 3。在负荷相同时,可控环量尾缘叶型总压损失均明显小于圆弧尾缘叶型。各可控环量尾缘叶型中,随着参数 θ 值增大,总压损失系数呈现出先减小后增大的规律。

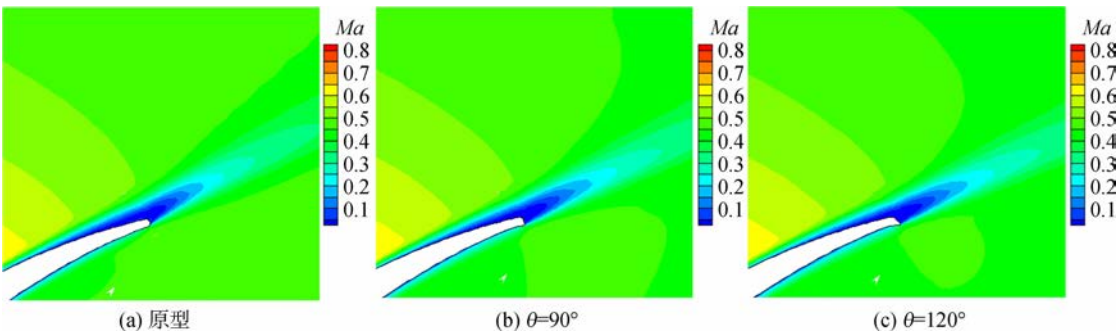


图 12 设计进气角下尾缘处马赫数分布图($R/r_t=12.5$)

Fig. 12 Mach number distribution around trailing edge at design inlet angle ($R/r_t=12.5$)

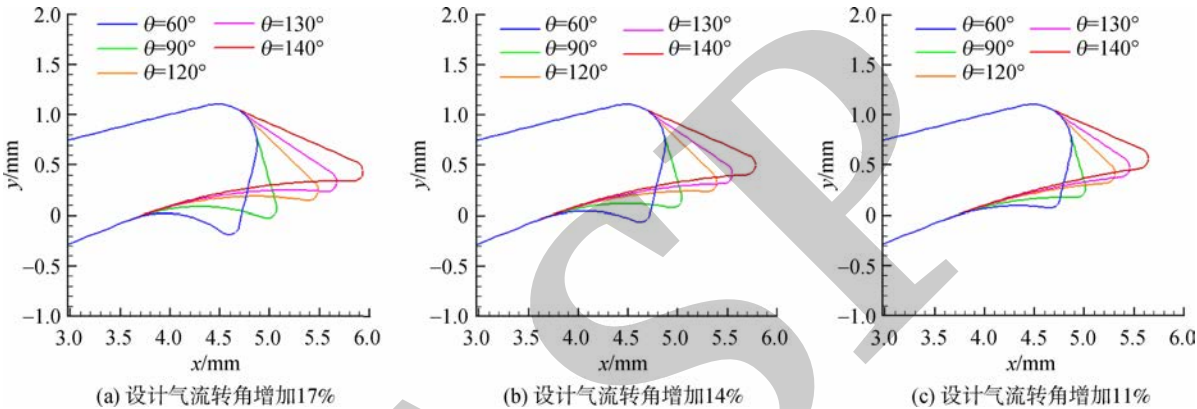


图 13 改型可控环量尾缘对比图

Fig. 13 Controlled circulation modified trailing edges

表 3 可控环量尾缘叶型与圆弧尾缘叶型总压损失系数变化量对比

Table 3 Comparison of total pressure loss coefficient variation between controlled circulation trailing edges and rounded trailing edges

气流折转角 变化量/%	总压损失系数变化量/%					
	圆弧尾缘	$\theta=60^\circ$	$\theta=90^\circ$	$\theta=120^\circ$	$\theta=130^\circ$	$\theta=140^\circ$
17	+20.5	+5.0	+1.6	+1.3	+2.9	+3.4
14	+15.5	+4.2	+3.4	-0.3	+1.0	+1.5
11	+11.8	+2.4	+2.4	-0.3	-0.8	+0.5

以气流折转角增量 $\Delta\beta=17\%$ 时为例进行分析。此时设计进气角 D 因子为 0.56,各叶型平面叶栅攻角特性如图 14 所示。负荷提高后,采用参数 $\theta=120^\circ$ 的可控环量尾缘的叶型总压损失仅增加了 1.3%而圆弧尾缘叶型总压损失系数增加了 20.5%。另外,虽然各叶型在设计进气角下对应的气流转角相同,然而,在大进气角条件下(即正攻角条件, $i\geq 2^\circ$),各可控环量尾缘叶型气流转角均大于圆弧尾缘叶型气流转角,可控环量尾缘叶型正攻角特性更好。

设计进气角下各叶型压力系数分布如图 15,可控环量尾缘叶型之间压力分布差异较小,但与

圆弧尾缘叶型有明显区别。前面已提到,圆弧尾缘叶型气流转角的增加是保持吸力面曲率变化率不变、调节前尾缘几何角而获得的,而由于圆弧尾缘叶型后端压差小,所以负荷相同条件下前端负荷则需要高于其他叶型,吸力面逆压梯度较大。各叶型尾缘处附面层速度剖面如图 16,圆弧尾缘叶型分离区明显大于采用可控环量尾缘的叶型。设计进气角下流场马赫数分布图 17 表明,圆弧尾缘叶型吸力面气流分离提前于其他叶型,尾迹更宽。

设计进气角下叶型尾缘流线如图 18 所示,可控环量尾缘叶型吸力面分离区均显著小于圆弧尾

缘叶型,但随着参数 θ 值的增大,吸力面分离向可控环量尾缘后端逐渐迁移,尾缘后端分离涡逐渐增大。从几何上看,参数 θ 值越大,使得气流转角相同时尾缘的法向厚度越小,如表 4。尾缘法向厚度减少,尾迹宽度也随之变窄,有利于降低总压损失,但 θ 值增大使得尾缘后分离涡的增大则造成了新的总压损失来源。因此,以上两者综合的结果是在给定相同设计负荷的情况下,总压损失随着参数 θ 值的增大,呈现出先减小后增加的趋势。因此,对可控环量尾缘造型时应合理选用参数 θ 值以达到最优效果。在这里给出的算例中, θ 值取 120° 最优。

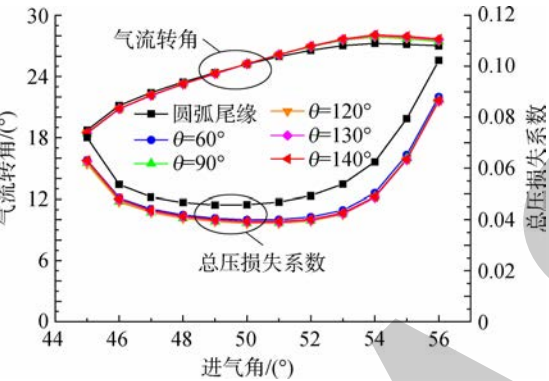


图 14 各叶型平面叶栅攻角特性($\Delta\beta=17\%$)

Fig. 14 Characteristics of cascades attack angle ($\Delta\beta=17\%$)

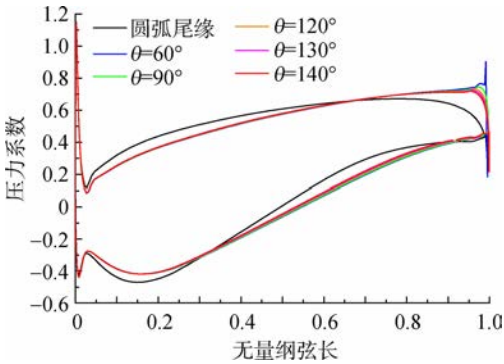


图 15 设计进气角下压力系数分布图($\Delta\beta=17\%$)

Fig. 15 Pressure coefficient distribution at design inlet angle ($\Delta\beta=17\%$)

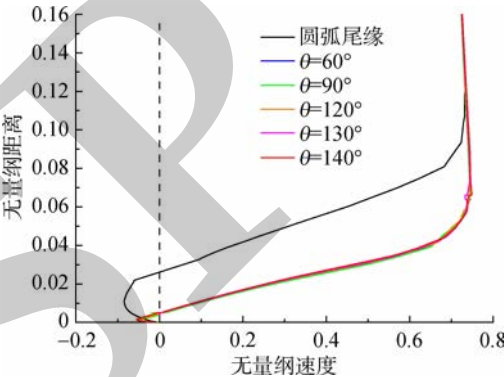


图 16 设计进气角下尾缘附近吸力面边界层速度剖面 ($\Delta\beta=17\%$)

Fig. 16 Velocity profile around trail edge at design inlet angle ($\Delta\beta=17\%$)

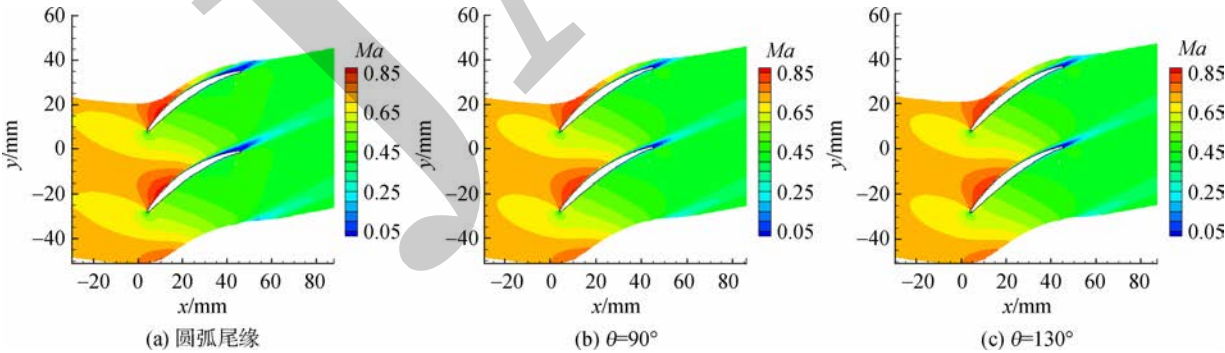
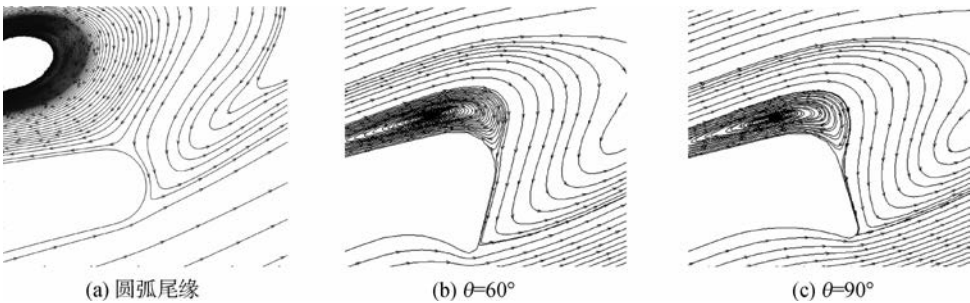


图 17 各叶型流场马赫数分布图(设计进气角)

Fig. 17 Mach number distribution (design inlet angle)



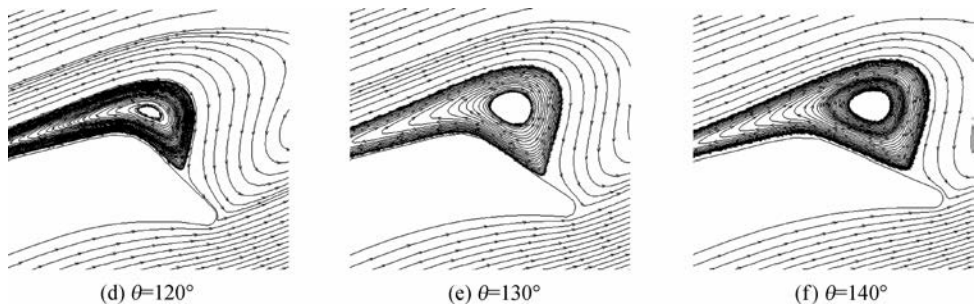


图 18 各叶型尾缘处流线图(设计进气角, $\Delta\beta=17^\circ$)

Fig. 18 Streamlines at trailing edges (design inlet angle, $\Delta\beta=17^\circ$)

表 4 各可控环量尾缘法向厚度与圆弧叶型尾缘半径比值

Table 4 Ratio of controlled circulation trailing edge thickness and original radius

气流折转角 变化量/ $^\circ$	可控环量尾缘法向厚度/圆弧叶型尾缘半径					
	圆弧尾缘	$\theta=60^\circ$	$\theta=90^\circ$	$\theta=120^\circ$	$\theta=130^\circ$	$\theta=140^\circ$
17	1.0	2.22	2.05	1.84	1.76	1.63
14	1.0	1.93	1.78	1.56	1.47	1.41
11	1.0	1.62	1.54	1.32	1.26	1.16

在大攻角条件下可控环量尾缘叶型气流转角大于圆弧尾缘叶型,说明采用可控环量尾缘后叶型承受负荷的能力得以提高。各叶型压力系数如图 19,与设计进气角情况相似,圆弧尾缘叶型吸力面的逆压梯度大,容易导致吸力面附面层的提前分离。各叶型在大攻角下($i=4^\circ$)流场马赫数分布如图 20,圆弧尾缘叶型分离点发生在叶型中段,明显早于其他叶型,造成落后角的增加导致气流转角降低。

3.4 不同雷诺数下尾缘造型对气动性能的影响

上述讨论是在雷诺数为 2.7×10^5 情况下进行了分析,为了验证该方法是否在不同雷诺数情况下得到一致的结论。选取参数 θ 、参数 R/r_t 取不同值对应的可控环量尾缘在雷诺数为 2×10^6 时进行计算,在进口马赫数为 0.7 时对应叶栅的

攻角特性如图 21 所示。与原叶型相比,对应气流转角以及总压损失系数的变化量如表 5 及表 6 所示。从图表中可以发现,在高雷诺数情况下,采用

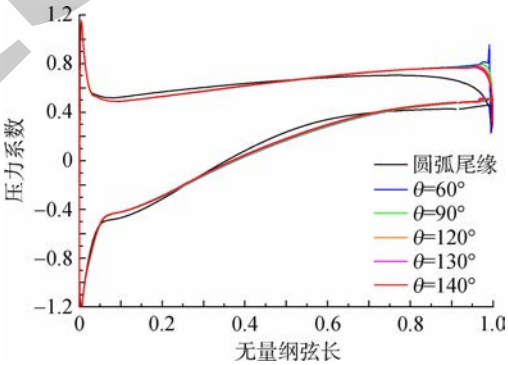


图 19 压力系数分布($i=4^\circ$)

Fig. 19 Pressure coefficient distribution ($i=4^\circ$)

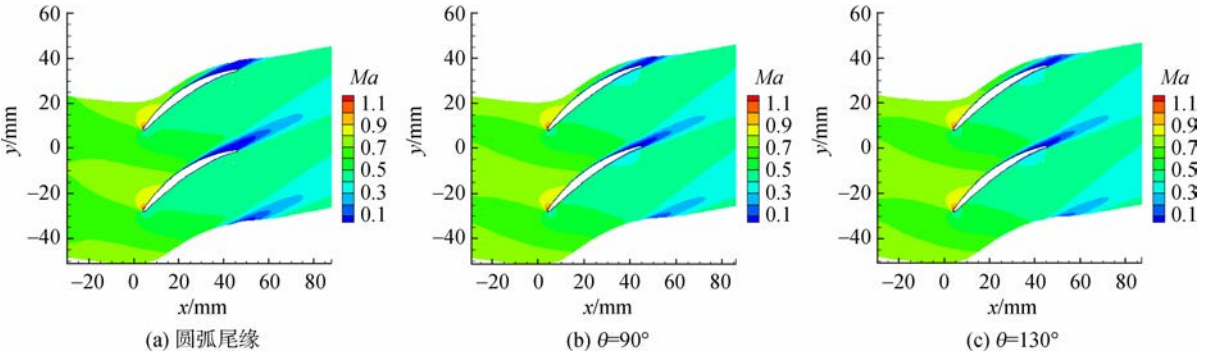


图 20 各叶型流场马赫数图($i=4^\circ$)

Fig. 20 Mach number distribution of cascades ($i=4^\circ$)

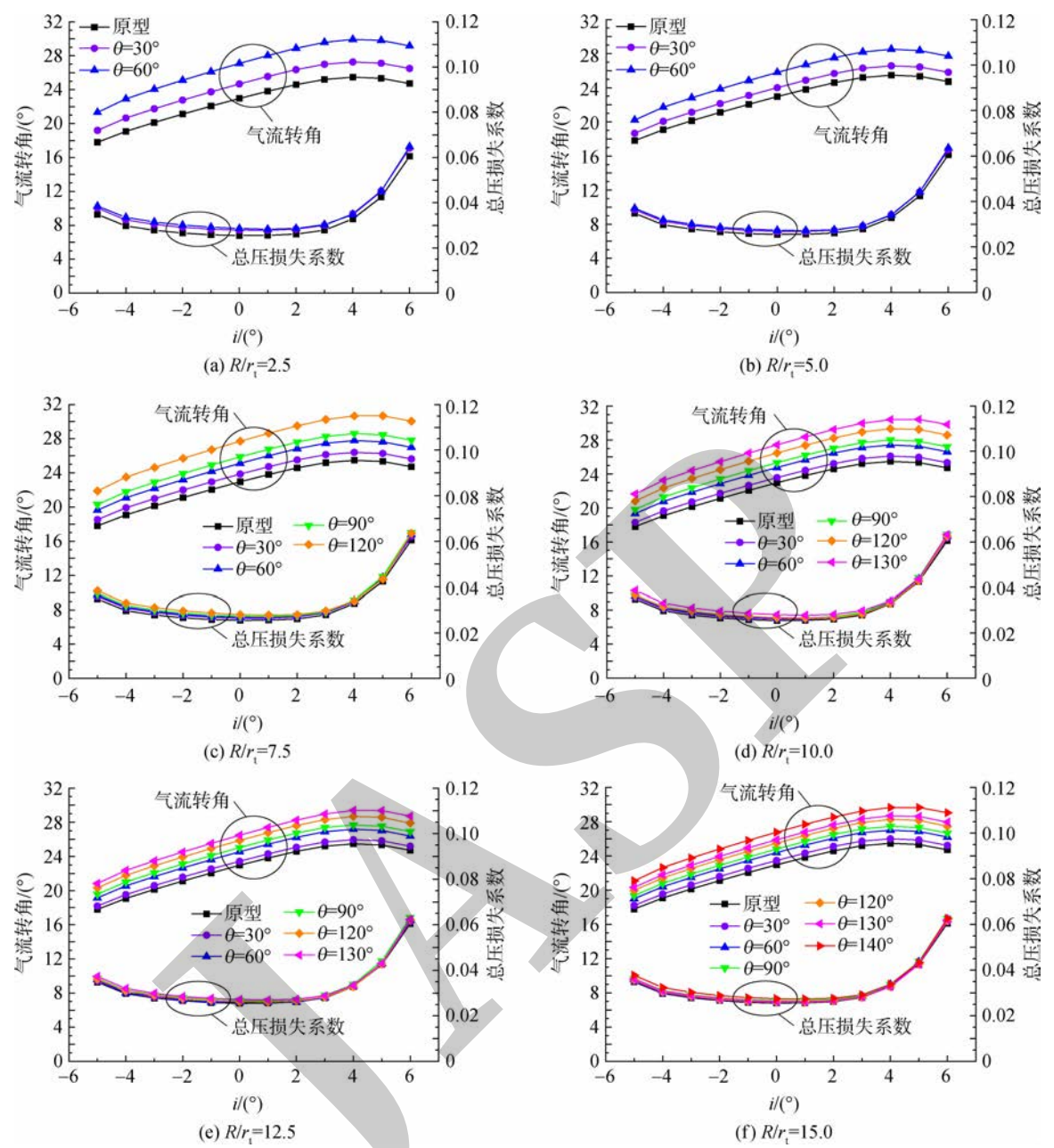


图 21 平面叶栅攻角特性图($Re=2\times10^6$)

Fig. 21 Characteristics of cascades attack angle ($Re=2\times10^6$)

表 5 设计进气角气流折转角变化量($Re=2\times10^6$)

Table 5 Turning angle variation at design inlet angle ($Re=2\times10^6$)

R/r_1	气流折转角变化量/%					
	$\theta=30^\circ$	$\theta=60^\circ$	$\theta=90^\circ$	$\theta=120^\circ$	$\theta=130^\circ$	$\theta=140^\circ$
2.5	+7.4	+18.0				
5.0	+4.5	+12.3				
7.5	+4.0	+9.4	+12.8	+20.7		
10.0	+2.7	+7.8	+10.3	+15.3	+19.4	
12.5	+2.4	+6.9	+9.0	+12.6	+15.3	
15.0	+2.2	+6.2	+8.0	+11.0	+12.8	+16.6

表 6 设计进气角总压损失系数变化量 ($Re=2\times 10^6$)

Table 6 Total pressure loss coefficient variation at design inlet angle ($Re=2\times 10^6$)

R/r_t	总压损失变化量/%					
	$\theta=30^\circ$	$\theta=60^\circ$	$\theta=90^\circ$	$\theta=120^\circ$	$\theta=130^\circ$	$\theta=140^\circ$
2.5	+9.4	+12.1				
5.0	+5.1	+7.1				
7.5	+3.5	+5.1	+7.1	+9.8		
10.0	+2.7	+4.3	+5.1	+5.1	+10.2	
12.5	+1.6	+2.0	+4.7	+2.7	+6.7	
15.0	+1.2	+3.9	+4.3	+2.0	+2.7	+7.5

可控环量尾缘后,其对应气流转角仍然明显增加。高雷诺数时,总压损失的增加量略高于雷诺数较低的情况,选取合适的参数 θ 及 R/r_t 仍然能够以较小的总压损失增加量使得气流转角明显增大。综上所述,在高雷诺数情况下,采用可控环量尾缘后叶型气动性能的变化规律基本相似。

4 结 论

本文提出了一种可控环量尾缘的造型方法,通过对尾缘的特殊处理使叶片环量增加从而提高叶型负荷,在马赫数为 0.6~0.8、D 因子为 0.52~0.56、雷诺数为 2.7×10^5 及 2×10^6 时的数值模拟结果表明该方法达到了明显提高叶型气动性能的作用。

数值模拟结果显示,可控环量尾缘改变了流动后驻点,使叶型压力面尾缘附近压力升高,吸力面分离区减小,落后角减小,在整个可用攻角范围内都能有效增大叶栅的气流折转角。给出的算例表明可控环量尾缘最大可使气流转角提高 21%,而总压损失基本不变。部分叶型甚至在总压损失降低的同时提高了气流转角。

若取相同的气流折转角为比较基础,模拟结果显示可控环量尾缘叶型总压损失明显低于圆弧尾缘叶型。采用不同形式可控环量尾缘的叶型,总压损失随着尾缘直线与中弧线夹角 θ 的改变,呈现出先减小后增加的趋势,因此存在最优的参数 θ 值,本文的结果显示取 120° 为宜。

以上结论是以数值模拟得到的,在后续工作中需要进一步利用叶栅实验进行验证。另外,对后驻点位置的分析需要引入非定常模拟、甚至大涡模拟。另外还需要说明的是,就本文给出的尾缘造型方法来看,将其用于高压压气机在工艺上还不易实现,因为高压压气机尾缘几何尺寸已经

很小,但可以考虑在尺寸较大的风扇上使用。

参考文献:

[1] KARAMCHETI K. Principles of ideal-fluid aerodynamics [M]. New York: John Wiley and Sons, Inc., 1966: 376-401.

[2] WOOD N J, NIELSON J N. Circulation control airfoils past, present, and future[R]. Reno NV: 23rd Aerospace Sciences Meeting, Aerospace Sciences Meetings, 1985.

[3] ENGLAR R J. Circulation control pneumatic aerodynamics: blown force and moment augmentation and modifications past, present, and future[R]. Denver CO: Fluids 2000 Conference and Exhibit, Fluid Dynamics and Co-located Conferences, 2000.

[4] LIU Y, SANKAR L N, ENGLAR R J, et al. Numerical simulations of the steady and unsteady aerodynamic characteristics of a circulation control wing airfoil[R]. Reno NV: 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Aerospace Sciences Meetings, 2001.

[5] SMITH A M O. Highlift aerodynamics/37th wright brothers lecture[R]. Los Angeles CA: 6th Aircraft Design, Flight Test and Operations Meeting, Aircraft Design and Operations Meetings, 1974.

[6] ANDERSON W K, BONHAUS D L, MCGHEE R J, et al. Navier-Stokes computations and experimental comparisons for multi-element airfoil configurations[J]. Journal of Aircraft, 1995, 32(6): 1246-1253.

[7] ENGLAR R J, STONE M B, HALL M. Circulation control: a bibliography of DTNSRDC research and selected outside references, DTN84/052[R]. Bethesda, MD: David Taylor Naval Ship Research and Development Center (DTNSRDC), 1984.

[8] 孙卫平, 杨康智, 秦何军. 大型水陆两栖飞机吹气襟翼设计与分析验证[J]. 航空动力学报, 2016, 31(4): 903-909.

SUN Weiping, YANG Kangzhi, QIN Hejun. Design and test of a jet flap for a large amphibian[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(4): 903-909. (in Chinese)

[9] LIEBECK R H. Design of subsonic airfoils for high lift

- [J]. *Journal of Aircraft*, 1978, 15(9): 547-561.
- [10] DAN H N, ODIS C P. A water tunnel study of Gurney flaps[R]. Hampton Virginia; NASA Technical Memorandum, 1988.
- [11] DAVID J, XIN Z. Aerodynamics of Gurney flaps on a single-element high-lift wing[J]. *Journal of Aircraft*, 2000, 37(2): 295-301.
- [12] DAVID J, DAVID H. Aerodynamics of the Gurney flap[R]. New Orleans LA: 14th Applied Aerodynamics, 1996.
- [13] MANISH K S, DHANALAKSHMI K, CHAKRABARTY S K. Navier-Stokes analysis of airfoils with Gurney flap[J]. *Journal of Aircraft*, 2007, 44(5): 1487-1493.
- [14] BAE E S, FARHAN G. CFD analysis of high-lift devices on the SC-1094R8 airfoil[R]. Virginia Beach, VA: 67th American Helicopter Society International Annual Forum, 2011.
- [15] JON W, HEATHER H, DAN L, et al. Analysis of Gurney flap effects on a NACA0012 airfoil/wing section[R]. Anaheim CA: 19th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Fluid Dynamics and Co-located Conferences, 2001.
- [16] MICHAEL A C, PAUL R, WILLIAM H M. Windtunnel test of Gurney flaps and T-strips on an NACA23012 wing [R]. Miami FL: 25th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Fluid Dynamics and Co-located Conferences, 2007.
- [17] KWANJUNG Y, WANDON J, DONG H L. Aerodynamic performance analysis of a Gurney flap for rotorcraft application[J]. *Journal of Aircraft*, 2007, 44(3): 1003-1014.
- [18] LI Yachen, WANG Jinjun, ZHANG Panfeng. Influences of mounting angles and locations on the effects of Gurney flaps[J]. *Journal of Aircraft*, 2003, 40(3): 494-498.
- [19] WANG J J, LI Y C, CHOI K S. Gurney flap-lift enhancement, mechanisms and applications[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2008, 44(1): 22-47.
- [20] 周瑞兴, 惠增宏, 金承信. Gurney 襟翼对单段翼型气动特性的影响[J]. *流体力学实验与测量*, 2002, 16(2): 30-35.
- ZHOU Ruixing, HUI Zenghong, JIN Chengxin. Effect of Gurney flaps on aerodynamical characters of single airfoil [J]. *Experiments and Measurements in Fluid Mechanics*, 2002, 16(2): 30-35. (in Chinese)
- [21] 沈遐龄, 万周迎, 高歌. 锯齿形格尼襟翼气动性能的实验研究[J]. *北京航空航天大学学报*, 2003, 29(3): 202-204.
- SHEN Xialing, WAN Zhouying, GAO Ge. Experimental investigation on aerodynamic performance of serrated Gurney flap[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2003, 29(3): 202-204. (in Chinese)
- [22] 夏商周, 申振华. 改型尾缘对翼型流场影响的数值模拟[J]. *沈阳航空航天大学学报*, 2005, 22(5): 1-3.
- XIA Shangzhou, SHEN Zhenhua. Numerical simulation effect of modified trailing edge on airfoil flow field[J]. *Journal of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering*, 2005, 22(5): 1-3. (in Chinese)
- [23] 崔钊, 韩东, 李建波. 翼型加装格尼襟翼的高亚声速气动特性研究[J]. *航空学报*, 2013, 34(10): 2277-2286.
- CUI Zhao, HAN Dong, LI Jianbo. Study on aerodynamic characteristics of airfoil with Gurney flaps under high subsonic flow[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34(10): 2277-2286. (in Chinese)
- [24] 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 internal flow in transonic compressor considering real geometric complexity[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics Astronautics, 2002. (in Chinese)

(编辑: 叶 青)