

文章编号: 1000-8055(2007)04-0660-06

超声速叶型前缘几何形状对叶栅气动性能的影响

靳 军, 刘 波, 南向谊, 陈云永

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 应用 NURBS 技术构造超声速叶型, 采用两个控制参数调整叶栅前缘椭圆弧的几何形状, 来探索不同的前缘构型对超声速叶型气动性能的影响效应; 通过对比分析调整每个参数所得的一系列叶栅的流场计算结果, 发现椭圆弧的形状控制因子对超声速叶栅的前缘激波和气流流动状况具有一定的改善效果, 同时在保证叶栅气动弦长基本不变的情况下, 存在某个椭圆弧形状控制因子和方向控制因子的匹配能够使叶栅的气动性能达到最佳。

关 键 词: 航空、航天推进系统; NURBS; 椭圆弧; 超声速叶片; 气动性能; 效应

中图分类号: V232.4

文献标识码: A

Influence effect of supersonic airfoil's leading edge geometric shape on aero-dynamical performance of cascade

JIN Jun, LIU Bo, NAN Xiang-yi, CHEN Yun-yong

(School of Power and energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: NURBS method was applied to reshape some supersonic airfoils, and two controlling parameters were used to adjust the geometric shape of supersonic airfoil's leading edge, these methods were adopted to investigate the supersonic airfoil's aero-dynamic performance influence effect with different leading edge geometric shape; The contrastive analysis results, which were obtained from a series of airfoil's flow field structure with changing each controlling parameter, shown ellipse shape controlling factor not only could weaken the shock wave intensity near the leading edge region of airfoil but also could improve the flow field structure; At the same time, this paper demonstrated that the matching between some ellipse shape controlling factor and some ellipse direction controlling factor could make the responding supersonic airfoil's aero-dynamic performance reach to the best while its chord keeping no change.

Key words: aerospace propulsion system; NURBS; ellipse edge arc; supersonic airfoil; aero-dynamic performance effect

未来战争的飞速发展对航空发动机提出了更高的要求, 下一代战机实现超声速巡航已成为其基本要求, 如何提高发动机核心部件——压气机的增压比、效率也已经成为当今的研究热点^[1-4]。

而当压气机处于超声速状况时, 叶片的前缘形状对整个压气机的性能有着至关重要的影响作用, 目前的超声速叶片的前缘和尾缘基本上都是采用椭圆弧^[5-8], 但是大部分都是采用标准的椭圆方

收稿日期: 2006-04-05; 修订日期: 2006-06-29

作者简介: 靳军(1979-), 男, 湖北荆门人, 西北工业大学动力与能源学院博士生, 主要从事叶轮机叶片优化设计系统研究。

程形式中的半长轴与半短轴之比来进行描述,椭圆弧的变化形式有限,无法满足各种条件下超声速的需要,而 NURBS 曲线采用基本控制点与无限远方向向量相结合来描述椭圆弧,可以满足各种形式的超声速需要;有鉴于此,本文采用 NURBS 曲线来描述叶片基元级的前缘圆弧,研究了各种形式椭圆弧形状的叶栅前缘对超声速叶片的气动性能的影响机理。

1 构造方法

根据 NURBS 理论,对于给定的椭圆弧的两端点 b_0, b_2 以及 b_0, b_2 不共线的第三点 b_1 ,由这三个控制点可以求解出一条 NURBS 曲线,但是当给定一个不平行于 $b_0 b_1$ 与 $b_1 b_2$ 的固定矢量 e (如图 1 所示),可以求出标准型有理二次贝齐尔曲线上具有切线方向平行于该矢量的参数为 u_e 的点 $p(u_e)$ 。然后,把 u_e 作为节点插入老节点矢量 $[0, 0, 0, 1, 1, 1]$,得到新节点矢量 $U = [0, 0, 0, u_e, 1, 1, 1, 1]$,使原曲线成为一般的 NURBS 曲线,当所给的固定矢量 e 的方向取在曲线首末端点切向之间时,即可求出椭圆弧相应的新控制顶点 $d_i (i = 0, 1, 2, 3)$ 与新的权因子 $\omega = (i = 0, 1, 2, 3)$ 。

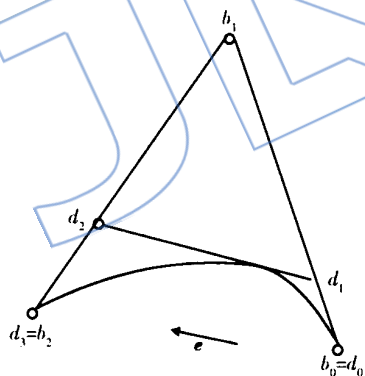


图 1 椭圆弧的生成原理图

Fig. 1 The principle figure of generating ellipse arc

文中 e 是由端点 b_0 和线段 $b_1 b_2$ 上任意一点 p (不包括端点 b_1 和 b_2) 确定出的方向矢量,而点 p 的坐标则由椭圆弧方向因子 η 来确定,即 $p = \eta b_1 + (1 - \eta) b_2$, $e = b_0 - p$ 。因为 e 平行于矢量 $d_2 - d_1$, 即有 $\det[e, (d_2 - d_1)] = 0$ 。由此可得参数 u_e 的计算公式为:

$$u_e = \frac{2\lambda\bar{\omega}}{2\lambda\bar{\omega} - (\lambda + \mu)^2 \pm \sqrt{(\lambda + \mu)^2 - 4\lambda\mu\bar{\omega}^2}} (\bar{\omega} \neq 0),$$

其中 $\lambda = \det[e, (b_1 - b_0)]$, $\mu = \det[e, (b_2 - b_1)]$, $\bar{\omega}$ 为标准型下的老内权因子, u_e 取有效值 $0 < u_e < 1$ 。

接着就可由插入节点 u_e 给出新权因子: $\omega_0 = \bar{\omega}_0 = 1$, $\omega_1 = 1 + u_e(\bar{\omega}_1 - 1)$, $\omega_2 = \bar{\omega}_2 + u_e(1 - \bar{\omega}_2)$, $\omega_3 = \bar{\omega}_3 = 1$ 。而新的控制顶点为:

$$d_0 = b_0, d_1 = (b_0 + u_e(\bar{\omega}_1 b_1 - b_0)) / \omega_1$$

$$d_2 = (\bar{\omega}_2 b_2 + u_e \omega_1 b_1 - b_0) / \omega_2, d_3 = b_2$$

根据这些控制顶点和权因子系数便可获得相应的椭圆弧曲线。

2 算例

为了更好的分析这种椭圆弧描述方法对超声速叶型气动性能的影响,本文采用某两级风扇压气机转子的尖部基元级作为研究对象,对构建的一系列椭圆弧基元级进行流场计算分析,以探索不同椭圆弧对超声速基元级气动性能的影响机理。

根据第二部分讲述的构造方法针对不同的椭圆弧形状控制因子 (u_e) 和椭圆弧方向控制因子来分别构建不同的椭圆弧基元级,并采用叶轮机械流场计算商业软件 NUMECA 来计算其流场气动性能。为了能够使不同的基元级有可比较性,在整个过程中,基元级沿弦长的厚度分布和进出口的边界条件都保持不变。在本文中,先考虑椭圆弧形状控制因子 u_e 对整个基元级气动性能的影响。为此,本文首先研究了椭圆弧形状控制因子 u_e 分别为 0.16, 0.10, 0.08, 0.05, 0.04 时,在进口马赫数一定 ($Ma = 1.0874$) 的情况下,基元级的气动性能的变化情况,图 2 给出了这几种情况下基元级的几何形状对比图;然后又按基元级弦长不变的原则,在进口马赫数为 1.077 的情况下,选择了椭圆弧形状控制因子和圆弧方向控制因子 $u_e - \eta$ 分别为 0.04 - 0.01, 0.038 - 0.0, 0.03 - 0.06, 0.02 - 0.3 时的基元级,并对这些基元级进行了气动性能比较,如图 3 所示。

3 算例分析与讨论

图 4~图 8 分别给出了在进出口边界条件相同的条件下,当椭圆弧形状控制因子 u_e 分别为 0.16, 0.10, 0.08, 0.05, 0.04 时,超声速叶栅前缘区域的马赫数等值线图。图 9 给出的是原始超声速叶栅前缘区域的马赫数等值线图,通过对比这几幅图,能够看出在椭圆弧形状控制因子 u_e 从大到小变化的过程中,叶栅椭圆前缘区域内的脱体

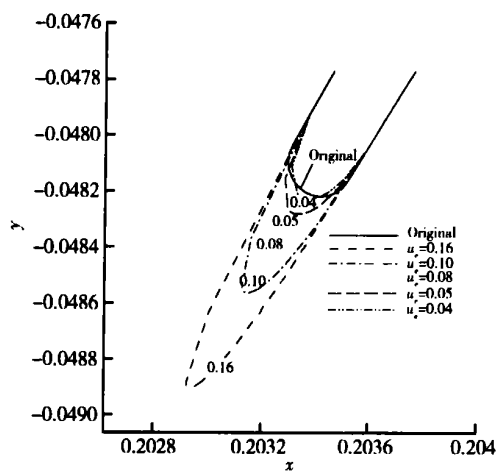


图 2 不同椭圆圆弧形状控制因子的基元级几何对比图

Fig. 2 Geometric contrastive figure among some supersonic airfoils with different ellipse arc shape controlling factor

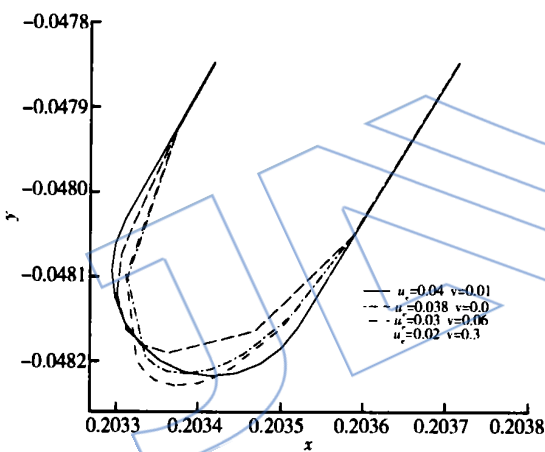


图 3 保持弦长不变时不同椭圆圆弧形状控制因子及不同椭圆方向控制因子的基元级几何对比图

Fig. 3 Geometric contrastive figure among some supersonic airfoils with different u_e and η under the conditions of keeping the chord fixed

激波强度先增强其后再逐渐减弱,同时叶栅前缘区域马赫数的变化幅度也更为剧烈.出现这种现象的主要原因是因为随着 u_e 的减小,叶栅前缘圆弧变得越来越钝,对前缘圆弧前的流动的影响就越大了.

同时通过对比这几幅图显示, u_e 越小,叶栅前缘区域的低速层流附面层区域也越小,则叶栅前缘的激波与附面层的干扰也越来越弱,因此叶栅的整体流动损失呈现出不断减小的趋势.从总体上来说,这几种形式的前缘几何构型的超声速

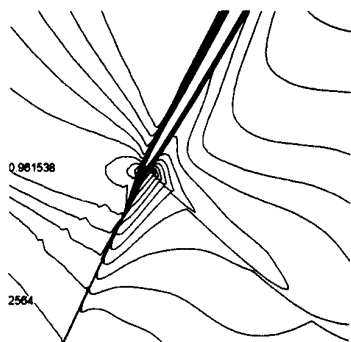


图 4 $u_e = 0.16, \eta = 0.0$ 时超声速叶栅前缘区域的马赫数等值线图

Fig. 4 Mach number distribution isoline plot near leading edge region of supersonic airfoil with $u_e = 0.16, \eta = 0.0$

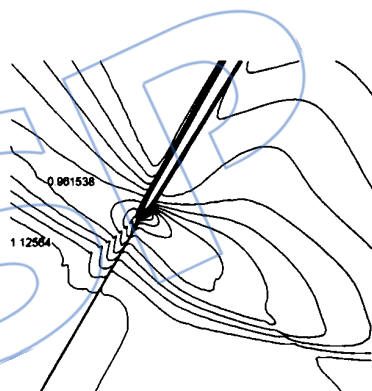


图 5 $u_e = 0.10, \eta = 0.0$ 时超声速叶栅前缘区域的马赫数等值线图

Fig. 5 Mach number distribution isoline plot near leading edge region of supersonic airfoil with $u_e = 0.10, \eta = 0.0$

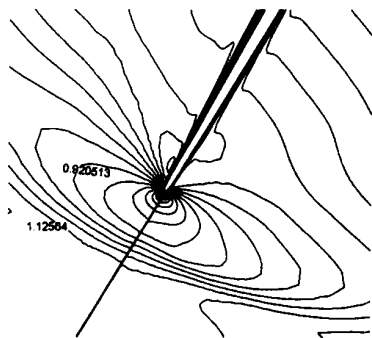


图 6 $u_e = 0.08, \eta = 0.0$ 时超声速叶栅前缘区域的马赫数等值线图

Fig. 6 Mach number distribution isoline plot near leading edge region of supersonic airfoil with $u_e = 0.08, \eta = 0.0$

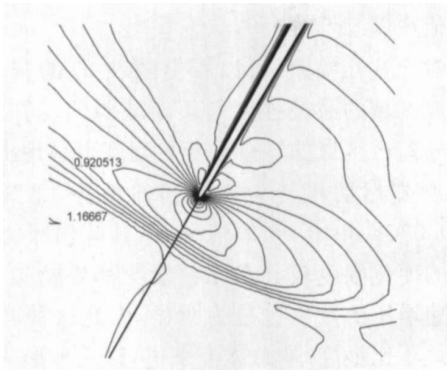


图 7 $u_e = 0.05, \eta = 0.0$ 时超声速叶栅前缘区域的马赫数等值线图

Fig. 7 Mach number distribution isoline plot near leading edge region with $u_e = 0.05, \eta = 0.0$

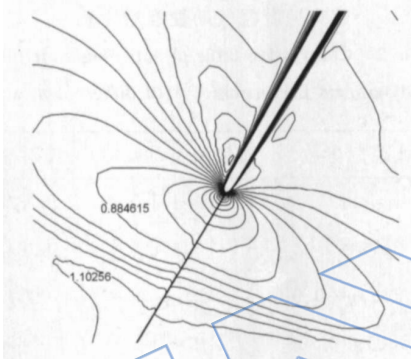


图 8 $u_e = 0.04, \eta = 0.0$ 时超声速叶栅前缘区域的马赫数等值线图

Fig. 8 Mach number distribution isoline plot near leading edge region with $u_e = 0.04, \eta = 0.0$

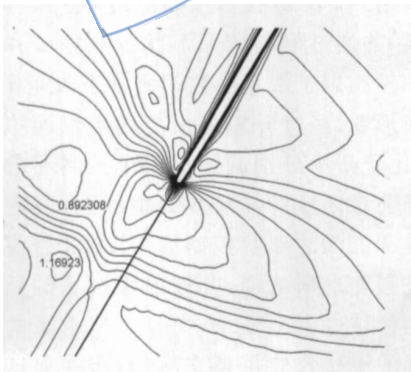


图 9 原始超声速叶栅前缘区域的马赫数等值线图

Fig. 9 Mach number distribution isoline plot near leading edge region of original supersonic airfoil

叶栅的气动性能基本上都要比原始的叶栅性能要好一些,如表 1 所示.

表 1 不同形状控制因子 u_e 的超声速叶栅气动性能对比表

Table 1 Contrastive table of supersonic airfoil's aerodynamical performance with different u_e

参数	质量流量/ (kg/ s)	绝对总压比
Original	10. 771 5	0. 860 74
$u_e = 0. 04, \eta = 0. 0$	11. 072	0. 882 22
$u_e = 0. 05, \eta = 0. 0$	11. 072	0. 873 12
$u_e = 0. 08, \eta = 0. 0$	11. 073	0. 872 57
$u_e = 0. 10, \eta = 0. 0$	11. 081 5	0. 866 51
$u_e = 0. 16, \eta = 0. 0$	11. 081	0. 871 44

根据实际工程改型设计的要求,通过同时变化椭圆圆弧的形状控制因子 u_e 和方向控制因子 η 来保证了叶栅的气动弦长基本不变.图 10~图 13 给出了相应的超声速叶栅前缘区域的马赫数等值

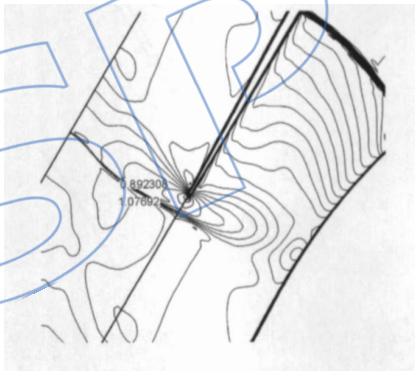


图 10 $u_e = 0.02, \eta = 0.3$ 时超声速叶栅前缘区域的马赫数等值线图

Fig. 10 Mach number distribution isoline plot near leading edge region of supersonic airfoil with $u_e = 0.02, \eta = 0.3$

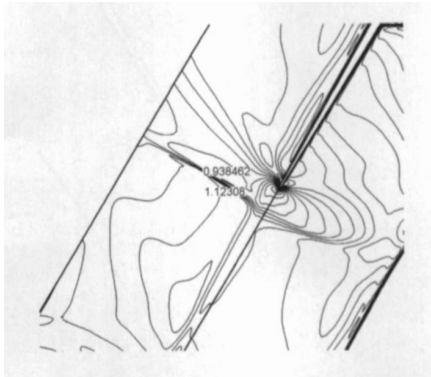


图 11 $u_e = 0.03, \eta = 0.06$ 时超声速叶栅前缘区域的马赫数等值线图

Fig. 11 Mach number distribution isoline plot near leading edge region of supersonic airfoil with $u_e = 0.03, \eta = 0.06$

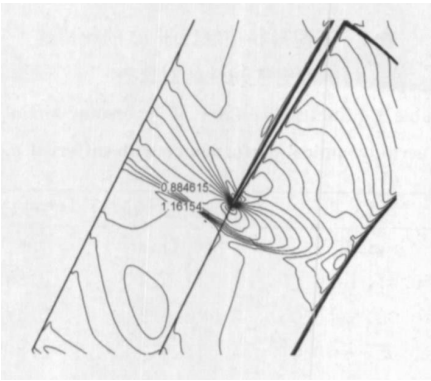


图 12 $u_e = 0.038, \eta = 0.0$ 时超声速叶栅前缘区域的马赫数等值线图

Fig. 12 Mach number distribution isoline plot near leading edge region of supersonic airfoil with $u_e = 0.038, \eta = 0.0$

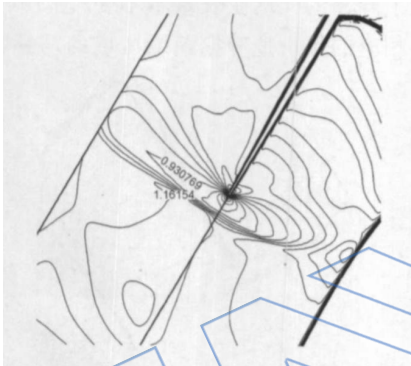


图 13 $u_e = 0.04, \eta = 0.01$ 时超声速叶栅前缘区域的马赫数等值线图

Fig. 13 Mach number distribution isoline plot near leading edge region of supersonic airfoil with $u_e = 0.04, \eta = 0.01$

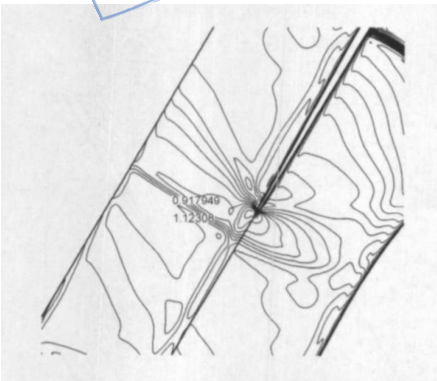


图 14 原始的超声速叶栅前缘区域的马赫数等值线图

Fig. 14 Mach number distribution isoline plot near leading edge region of original supersonic airfoil

线图,图 14 显示的是与这几种叶栅几何构型处于相同气动边界条件下的原始叶栅前缘区域的马赫

数等值线图。
对比这几幅图,可以看出随着 u_e 的减小,叶栅前缘区域的激波强度是逐渐减弱的,同时在靠近叶栅前缘区域的马赫数变化幅度也呈现出先变化较剧烈然后再转为较缓和的趋势,尤其是在 $u_e = 0.030, \eta = 0.06$ 的情况下,其叶栅吸力面马赫数的变化幅度较其它几种情况都要剧烈一些,其减速增压的效果也最为明显.因此这种叶栅的绝对总压比最高.从总体上来讲,这几种形式的超声速叶栅的气动性能有一个先较差后转好的趋势,故应该存在一个椭圆圆形状控制因子和方向控制因子能够使得叶栅的气动性能达到最佳,具体的气动性能参数如表 2 所示.

表 2 不同形状控制因子 u_e 和圆弧方向控制因子 η 的超声速叶栅气动性能对比表

Table 2 Contrastive table of supersonic airfoil's aerodynamic performance with different u_e and η		
椭圆弧控制参数	质量流量/(kg/s)	绝对总压比
Original	10.471 5	0.848 08
$u_e = 0.04, \eta = 0.01$	10.473 5	0.848 21
$u_e = 0.038, \eta = 0.0$	10.477	0.841 17
$u_e = 0.030, \eta = 0.06$	10.471 5	0.863 33
$u_e = 0.02, \eta = 0.3$	10.474	0.839 22

4 结 论

采用 NURBS 技术来描述超声速叶栅的前缘椭圆弧,并通过椭圆圆形状控制因子和椭圆圆弧方向控制因子两个参数的调整来改变椭圆圆弧的几何形状,经过叶轮机械流场数值模拟计算以后,对比分析了分别调整这两个控制参数时超声速叶栅前缘区域的马赫数等值线图,发现当单独减小椭圆圆弧的形状控制因子时,叶栅前缘区域的激波强度逐渐减弱,叶栅前缘区域的低速层流附面层区域也不断变小,而且叶栅前缘的激波与附面层的干扰效应也越来越弱;当在保证叶栅气动弦长基本不变的条件下,同时改变椭圆圆弧的形状控制因子和圆弧方向控制因子时,研究发现存在某个形状控制因子和圆弧方向控制因子的匹配能够使得叶栅的气动性能达到最佳.

参考文献:

[1] 陆宏志,徐力平,方韧. 压气机叶片前缘形状的改进设计[J]. 航空动力学报,2000,15(2):129-132.

- LU Hongzhi, XU Liping, FANG Ren. Improvement of compressor blade leading edge design[J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(2): 129-132.
- [2] 周岳琨,王建新,管继伟,等. 汽轮机叶片设计和几何成型方法综述[J]. 汽轮机技术, 2001, 43(4): 198-202.
- ZHOU Yuekun, WANG Jianxin, GUAN Jiwei, et al. A summary about turbine blade design and molding method [J]. Turbine Technology, 2001, 43(4): 198-202.
- [3] Mengistu T, Ghaly W. Single and multipoint shape optimization of gas turbine blade cascades[R]. AIAA 2004-4446.
- [4] Papila N, Shyy W. Shape optimization of supersonic turbines using response surface and neural network methods[R]. AIAA 2001-1065.
- [5] Painchaud-Ouellet S, Tribes C, Trepanier J Y. Airfoil shape optimization using NURBS representation under thickness constraint[R]. AIAA 2004-1095.
- [6] Nadir M, Kim I Y. Structural shape optimization considering both performance and manufacturing cost[R]. AIAA 2004-4593.
- [7] 肖敏,刘波,仲永兴. 轴流压气机超声速叶型几何设计方法的研究[J]. 航空动力学报, 2000, 15(3): 237-240.
- XIAO Min, LIU Bo, ZHONG Yongxing. A study on geometric methods for designing supersonic aerofoil of axial flow compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(3): 237-240.
- [8] Mengistu T T, Ghaly W S. A geometric representation of turbomachinery cascades using NURBS[R]. AIAA 2002-0318.