

文章编号: 1000-8055(2010)03-0571-06

某小型离心压气机扩稳优化设计

冀国锋¹, 王 伟², 桂幸民¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 针对某小型离心压气机在低转速下失速裕度偏小的问题, 对该离心压气机的离心叶轮进行了改型优化设计, 以扩大其稳定工作范围。改型设计用的是轴流/离心压气机通用叶片造型设计方法, 该方法以二维通流设计计算为基础, 配以任意空间曲面造型方法, 并通过三维 CFD(计算流体动力学) 计算检验改型设计的结果。通过修改通流设计控制参数和造型控制参数, 成功的实现了对离心压气机子午流道和离心叶轮三维叶片的优化设计。结果表明, 对该离心叶轮的改型设计, 不仅使失速裕度得到明显提高, 满足了设计需求, 同时压气机整级的性能也得到了改善。

关 键 词: 优化设计; 失速裕度; 离心叶轮; 通流设计; 叶片造型

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Optimization design of a small centrifugal compressor

J I Guo-feng¹, WANG Wei², GUI Xing-min¹

(1. School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. China Gas Turbine Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: Optimization design of some small centrifugal compressor with a small stall margin was discussed in this paper. In the optimization design, a method called arbitrary camber lines blading design method was used for both axial and centrifugal compressors. The optimization design method, beginning with a through flow calculation, and in combination with arbitrary camber lines blading, applied three-dimensional computational fluid dynamics calculation to analyze the result of the optimization design. By changing the control properties of through flow design and arbitrary blading, meridional flow passage and three-dimensional blades were gained satisfactorily. As a result, not only the stall margin has been increased, but also the stage performance of the compressor has been improved significantly.

Key words: optimization design; stall margin; centrifugal impeller;
through flow design; blading

离心压气机由于在较小的流量下可以获得较高的单级增压比而得到了广泛的应用, 尤其对于微小型航空发动机, 离心压气机更是不可缺少的关键部件之一。为了追求更高的性能, 人们对离心

压气机开展了广泛而深入的研究^[1-4]。现代高性能压气机除了具有高压比、高效率外, 还应该具有较宽广的稳定工作范围, 因此高性能压气机的稳定性(裕度)问题变得越来越重要^[5]。

收稿日期: 2009-02-27; 修订日期: 2009-04-13

基金项目: 国家自然科学基金(50136010, 50676004, 50736007)

作者简介: 冀国锋(1980 -), 男, 河北承德人, 博士生, 主要从事叶轮机械气动设计方面的研究。

本文采用本课题组开发的轴流/离心压气机通用叶片造型设计方法^[6],为某一工程课题设计了一个小型离心压气机;经过总体匹配得知该离心压气机的失速裕度偏小,无法满足总体匹配要求.本文在前文工作基础上,仍然采用轴流/离心压气机通用叶片造型设计方法对该小型离心压气机的离心叶轮进行扩稳优化设计.

1 叶片改型优化设计方法

本文采用轴流/离心压气机叶片通用造型设计方法对某离心叶轮进行扩稳优化设计.该方法主要由三大部分组成:二维通流设计、三维叶片造型和三维 CFD(计算流体动力学)流场计算.优化设计步骤为:①首先,在原型流场分析的基础上,通过修改通流设计的相关参数,如子午流道的几何型线、各计算站的环量分布等,进行二维的通流设计计算.通流设计采用 S_{2m} 流面的流线曲率法,在叶片排内部设置若干计算站和若干条流线,叶片排内计算站的数量不易设置过多,通常根据叶片实际的几何情况而定;由于离心叶片较强的三维空间性,其叶片排内部的计算站数量一般要多于轴流叶片.沿着流向和展向,在叶片排内部的各个节点上设置环量的分布规律,以保证叶片排内部较好的速度分布.不断的调整子午型线和环量沿展向和流向的分布,并进行二维通流计算,直至在 S_{2m} 流面上获得较为理想的气动结果.②然后,根据 S_{2m} 流面上的气动结果,进行三维叶片的任意造型.在任意造型方法中,以 S_{2m} 流面气动设计计算得到的气流角为基础,通过给定攻角、内部脱轨角和落后角沿流向和展向的分布来得到叶片角.将叶片角沿流向进行积分就得到了基元流面叶型的中弧线.以三次多项式对基元流面叶型的中弧线进行厚度配置,就得到了基元流面叶型.再按照一定的积叠规律,如重心积叠、前缘积叠、尾缘积叠,以及子午流向和周向的积叠偏移量等,将各基元流面叶型沿展向积叠起来,就得到了叶片的三维叶型.③利用三维 CFD 对得到的叶片的三维叶型进行流场计算分析,再将分析结果返回到通流设计和叶片造型中,进一步修改相关的通流设计计算参数和造型控制参数.如此反复,直至获得满意的流道形状和叶片的三维几何造型.

轴流/离心压气机通用叶片造型设计方法,通过给定环量沿流向和展向分布的方式,以气流折转来反映气动载荷分布;它不但可以通过预压缩来控制激波的位置和强度,还可以通过调整载荷

沿展向的分布和积叠方式等来实现叶片的弯掠,达到控制二次流的目的.因此,该方法非常适合于对压气机叶片进行三维设计和优化处理.

2 原型压气机

原型离心压气机为某小型单级离心压气机,包含 4 排叶片:离心叶轮前支板(ST)、带分流叶片(splitter)的离心叶轮(IM)、径向扩压器(DR)及轴向扩压器(DA).图 1 为流道,图 2 为离心叶轮叶型.

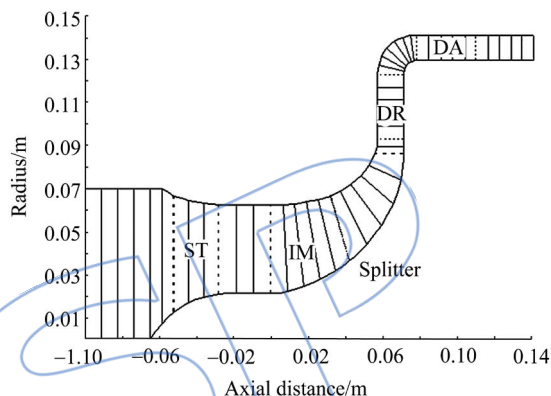


图1 原型流道图

Fig. 1 Original flowpath

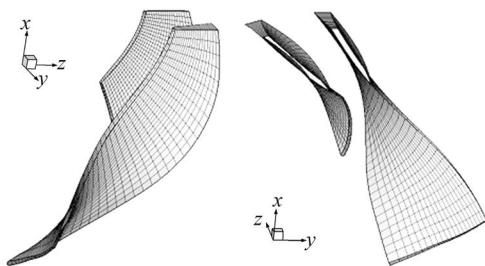


图2 原型离心叶轮叶片

Fig. 2 Original centrifugal impeller with splitter blade

使用商用软件 NUMECA 对原型压气机进行数值模拟,得到了地面 100% 转速的压比和效率特性,见图 3 和图 4.该压气机的设计指标为:设计流量 2.15 kg/s,总压比 4.2,总绝热效率 0.77,失速裕度 12%.从图 3 和图 4 可以看出,原型离心压气机设计点的压比和效率基本满足设计要求,但都比设计要求略微低一点.此外,从图 5 给出的压气机和涡轮的匹配特性可以看出,该压气机的失速裕度偏低,尤其是低转速时,压气机的特性线与共同工作线几乎没有交点.

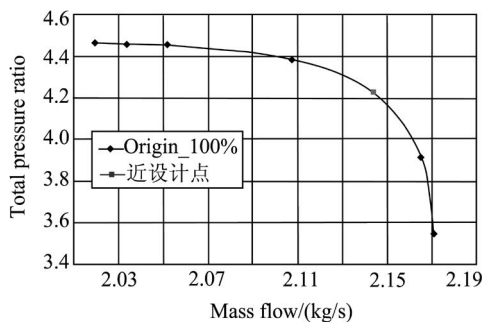


图 3 原型压气机 100 %转速的压比特性

Fig. 3 Total pressure ratio-mass flow at 100 % speed

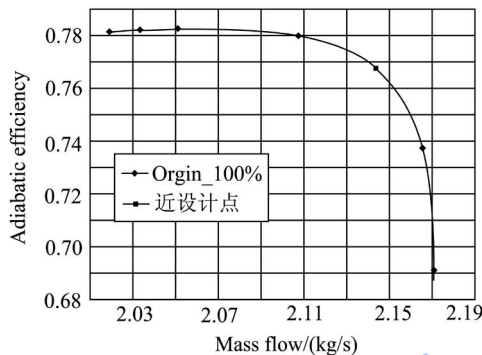


图 4 原型压气机 100 %转速的效率特性

Fig. 4 Adiabatic efficiency-mass flow at 100 % speed

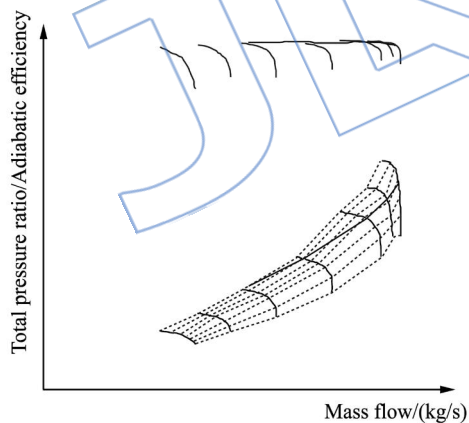


图 5 原型压气机地面节流匹配特性

Fig. 5 Combination performance of original compressor

对 60 %转速下的离心压气机的流场分析发现,从近堵点到近失速点变化的过程中,轴向和径向扩压器的攻角变化范围较小,流动状态变化也不大;而离心叶轮的攻角却发生了较大的变化,在近失速点时,如图 6 所示,离心叶轮的叶根和叶尖都处于超大正攻角状态,离心叶轮内部流动极为混乱。故此,本文对原型压气机的离心叶轮进行了优化设计,以扩大其稳定工作范围。

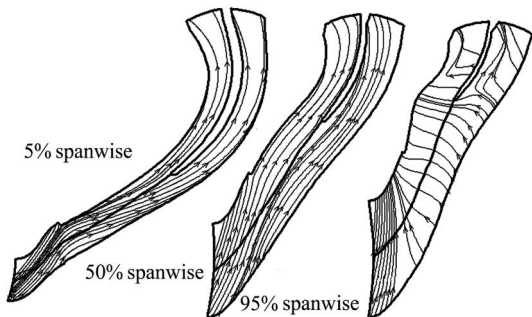


图 6 原型压气机 60 %转速近失速点 S_1 流面流线

Fig. 6 S_1 surface flow lines of original compressor at 60 % speed near stall point

3 优化设计结果

3.1 优化后的流道和三维叶型图

原型压气机离心叶轮进口叶尖最大相对马赫数偏高,达到了 1.59。由于相对马赫数太高,导致叶轮进口非常强的激波,并且流动很不均匀,使叶轮的效率受到了较大的影响。为了减小最大进口叶尖相对马赫数,对叶轮进口外径进行了优化设计,优化后的最大进口叶尖相对马赫数降到 1.47。此外,原型离心叶轮受叶尖泄露影响较大,流动很不均匀,在叶轮出口处低效率区占了约 30 %的叶轮宽度。为了提高效率,减小叶轮出口流动的不均匀性,对叶轮出口宽度和叶尖流道形式进行了优化设计。改型优化的流道与原流道的对比见图 7。

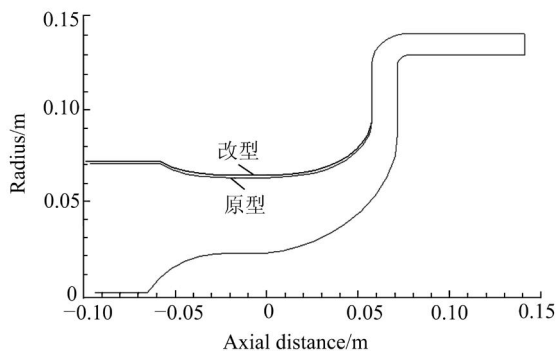


图 7 改型与原型流道对比图

Fig. 7 Comparison of modified and original flow path

由于离心力的作用,原型压气机进口叶尖在工作状态变形量较大,对叶轮材料有较高的要求;且叶轮沿叶高方向在局部有较大的扭曲,使得加工起来很困难。为此,出于工程应用考虑,本文优化设计中采用了直纹面造型以利于加工,且叶轮

前缘以径向线为基准向叶轮转动相反的方向略微偏移,以使吸压力面之间的力与离心力相互抵消一部分,减小离心叶轮进口叶尖的变形.优化后的三维叶型见图 8.

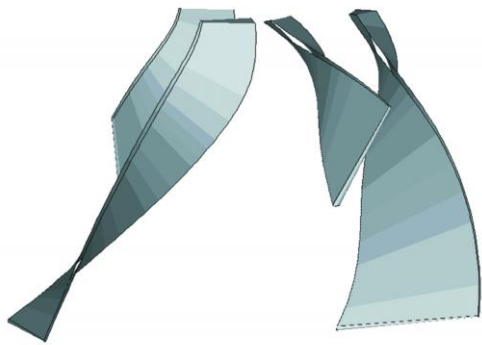


图 8 改型后的离心叶轮叶片

Fig. 8 Modified centrifugal impeller with splitter blade

3.2 改型与原型特性对比

利用 CFD 进行数值模拟的时候,对于同一软件,不同的网格拓扑结构、不同的控制参数、网格质量的不同以及使用者的经验等,都会对结果产生影响.因此,在改型优化设计中,采用了与原型相同的网格结构和控制参数,以保证计算结果具有可比性.

改型与原型的地面 100 %和 60 %转速的压比和效率特性对比见图 9~图 12. 从图中可以看出:100 %转速时,稳定工作范围得到了拓展,并且无论是效率还是压比,在堵点到失速点的工作范围内,改型都比原型有所提高;而在 60 %转速时,失速裕度却有了较大提高,改型的效率和压比基本维持原型的水平.

此外,90 %和 80 %转速下的稳定工作范围也得到了拓展,见图 13 和图 14. 改型与原型近设计点性能参数的比较见表 1. 从表中可以看出,改型与原型相比,设计点的各项性能参数均得到了提高,尤其是失速裕度得到了较大提升.

表 1 近设计点性能参数对比

Table 1 Comparison of performance parameters

性能参数	设计指标	原型	改型	差值/ %
流量/(kg/ s)	2. 15	2. 1440	2. 1517	+0. 36
增压比	4. 2	4. 2301	4. 2939	+1. 51
绝热效率	0. 77	0. 7677	0. 7698	+0. 28
失速裕度	0. 12	0. 1209	0. 1617	+33. 7

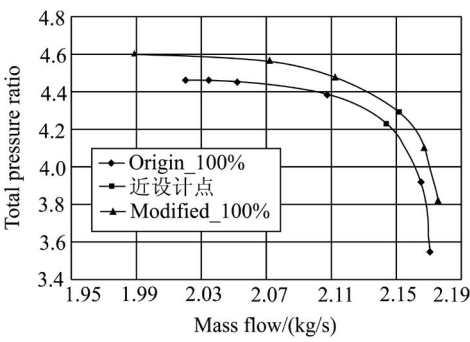


图 9 改型与原型 100 %转速压比特性对比

Fig. 9 Comparison of pressure ratio at 100 % speed

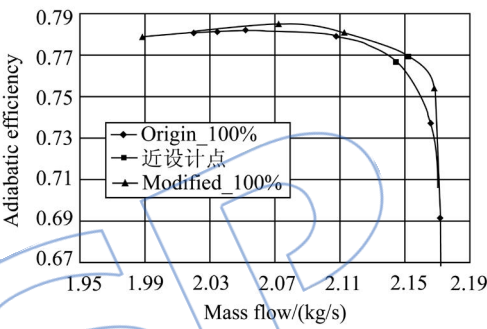


图 10 改型与原型 100 %转速效率特性对比

Fig. 10 Comparison of efficiency at 100 % speed

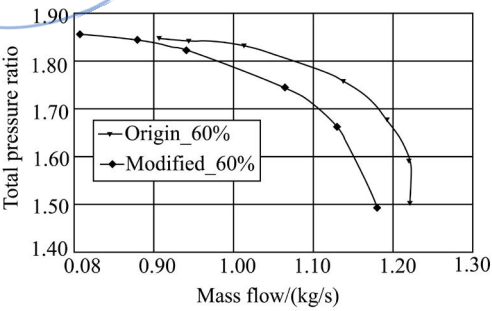


图 11 改型与原型 60 %转速压比特性对比

Fig. 11 Comparison of pressure ratio at 60 % speed

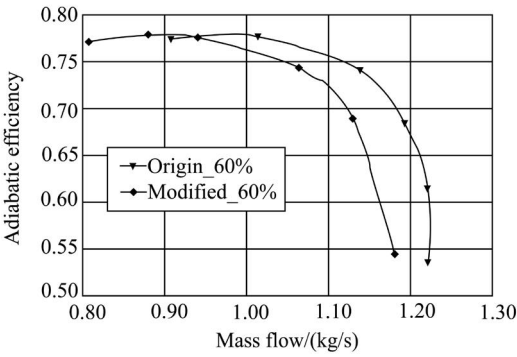


图 12 改型与原型 60 %转速效率特性对比

Fig. 12 Comparison of efficiency at 60 % speed

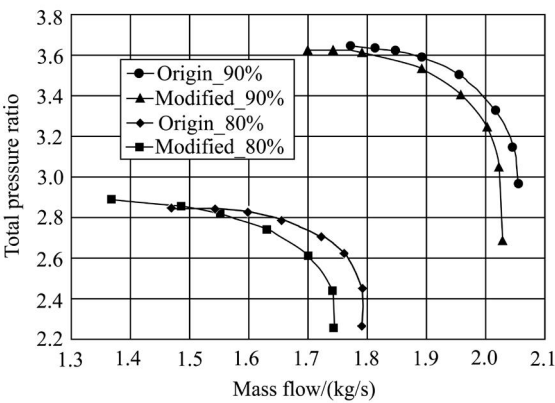


图 13 改型与原型 90 % ,80 % 转速压比特性对比

Fig 13 Comparison of pressure ratio at 90 % ,80 % speed

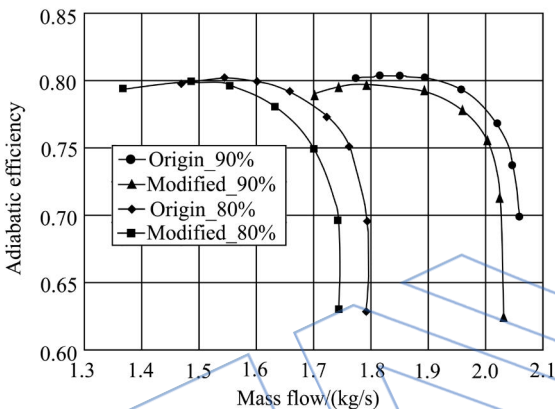


图 14 改型与原型 90 % ,80 % 转速效率特性对比

Fig 14 Comparison of efficiency at 90 % ,80 % speed

3.3 改型与原型的流场对比

取原型和改型的近设计点对离心叶轮进行流场对比分析.图 15 和图 16 为原型和改型离心叶轮 S_1 流面根、中、尖截面相对马赫数分布等值线图.从图中可见,与原型相比,改型后的 S_1 流面根、中、尖截面的流动更加均匀,进口叶尖的相对马赫数比原来有所下降,激波的强度有所降低,叶尖泄露的影响也有所减小.此外,从图 17 原型和改型离心叶轮出口效率沿叶高的分布对比中可以看出,改型后的离心叶轮效率沿展向的分布更加均匀.

从 60 % 转速的压比特性和效率特性图(图 11,图 12)可以看出,改型后的离心压气机在 60 % 转速下可以工作在比原型更低的流量下,并且压比特性比原型更陡峭,有利于压气机在加减速过程工作的稳定性.改型后的离心压气机在 60 % 转

速近失速点的 S_1 流面的流线如图 18 所示.从图中可以看出,改型后近失速点离心叶轮根、中、尖各个截面的流动特征与原型类似,并且改型后的离心叶轮在叶尖截面可以承受比原型更大的正攻角.

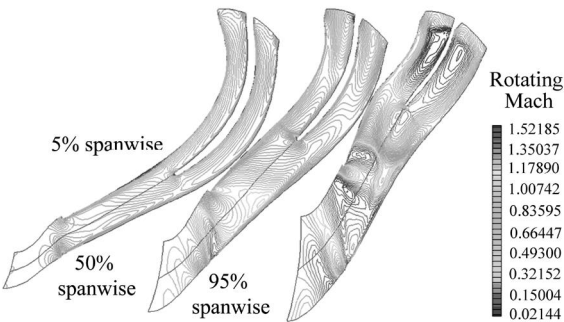


图 15 原型离心叶轮 S_1 流面相对马赫数分布

Fig 15 Relative Mach number distribution of original type

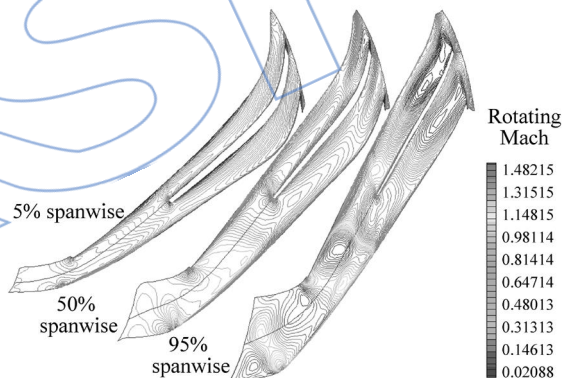


图 16 改型离心叶轮 S_1 流面相对马赫数分布

Fig 16 Relative Mach number distribution of modified type

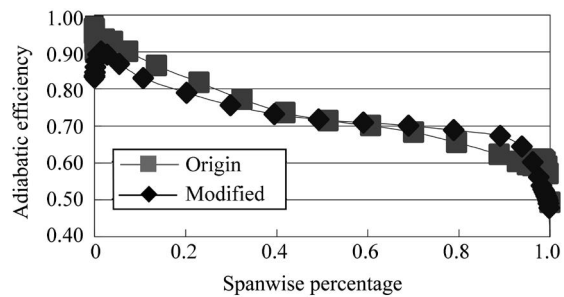


图 17 原型和改型离心叶轮出口效率沿展向分布对比

Fig 17 Comparison of efficiency distribution along spanwise percentage

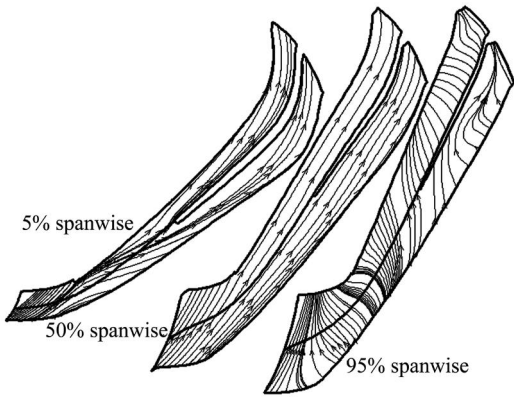


图 18 改型后的压气机 60 %转速近失速点 S_1 流面流线

Fig. 18 S_1 surface flow lines of modified compressor at 60 % speed near stall point

4 结 论

本文采用轴流/离心压气机叶片通用造型设计方法对某小型离心叶轮进行了改型优化设计:

①通过调整叶轮进口外径的大小,得到了叶轮进口叶尖最小相对马赫数;②由于原型叶片展向扭曲严重而难以加工,改型采用直纹面造型,且叶轮前缘的设计使吸压力面之间的力与离心力相互抵销一部分,可以有效的减小叶轮进口叶尖在工作时的变形量;③通过调整离心叶轮三维叶型、叶轮叶尖流道的形状及叶轮出口的宽度,使得改型后的离心压气机在 100 %转速时的整级效率和压比高于原型,90 %,80 %和 60 %转速的压比和效率也与原型的水平相当,但改型后的压气机在 100 %,

90 %,80 %和 60 %转速的失速裕度均得到了很大提高,即稳定工作范围得到了较大的拓展.

参考文献:

- [1] Gui F L, Reinarts T R, Scaringe R P, et al. Design and experimental study of high-speed low-flow-rate centrifugal compressors[R]. ASME CT-39, 1995.
- [2] Shook P, Oakes W, Fagan J. The design of a high speed research centrifugal compressor[R]. AIAA 94-2798, 1994.
- [3] 殷明霞, 桂幸民. 高速微型离心压气机的改型设计[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2007, 20(3): 57-60.
YIN Mingxia, GUI Xingmin. Redesign of a high speed micro-centrifugal compressor[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2007, 20(3): 57-60. (in Chinese)
- [4] 戴韧, 陈康民, 王企鲲. 离心压气机叶轮内部流动的数值研究: 分流叶片的作用[J]. 工程热物理学报, 2004, 25(Suppl.): 47-50.
DAI Ren, CHEN Kangmin, WANG Qikun. Numerical study of flow inside centrifugal impeller: effect of splitter[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2004, 25(Suppl.): 47-50. (in Chinese)
- [5] 曹人靖. 论压气机气动稳定性及其判据[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2001, 14(3): 24-27.
CAO Renjing. On compressor aerodynamic stability and stability criteria[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2001, 14(3): 24-27. (in Chinese)
- [6] 冀国锋, 桂幸民. 轴流/离心压气机叶片通用任意中弧造型设计方法[J]. 航空动力学报, 2009, 24(1): 150-156.
JI Guofeng, GUI Xingmin. A blading design method for axial/centrifugal compressor airfoils using arbitrary camber lines[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(1): 150-156. (in Chinese)