

# 核心机驱动风扇级可变弯度导叶设计方法\*

王 前, 胡 骏, 屠宝锋, 严 伟

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏省航空动力系统重点实验室, 江苏 南京 210016)

**摘 要:** 为设计出适用于核心机驱动风扇级的可变弯度导叶, 在基础叶型设计的基础上, 采用数值计算方法详细分析了缝隙形式以及设计点的选取对可变弯度导叶性能的影响。计算结果表明: 不同的气流转折角对应着不同的最佳基础叶型; 在缝隙设计中采用 Coanda 型线可以有效提高泄漏流的附壁性能, 抑制缝隙后附面层的发展, 提高可变弯度导叶性能; 可变弯度导叶出口气流角变化范围较大, 设计点的选取对可变弯度导叶的性能有显著的影响。

**关键词:** 核心机驱动风扇级; 可变弯度导叶; 基础叶型; Coanda 效应; 设计点选取

**中图分类号:** V231.3      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1001-4055 (2016) 10-1855-05

**DOI:** 10.13675/j.cnki.tjjs.2016.10.007

## Method of Variable Camber Inlet Guide Vanes Design on Core Driven Fan Stage

WANG Qian, HU Jun, TU Bao-feng, YAN Wei

(Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Jiangsu Province Key Laboratory of  
Aerospace Power Systems, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** In order to design the variable camber inlet guide vanes which are available for the core driven fan stage (CDFS), the effects of the slotted shapes and design points on the performance of the variable camber inlet guide vanes were studied by the numerical simulation based on the fundamental blade profile design. The analyzed results show that the different flow turning angles are corresponding to the different best fundamental blade profiles and the use of Coanda molded line in the slotted shape design can effectively enhance the wall attachment performance of the leakage flow, suppress the development of the boundary layer behind the slotted position, and improve the overall performance of the variable camber inlet guide vanes. Moreover, the selection of design point has a significant effect on the performance of the variable camber inlet guide vane when the outlet flow angle of variable camber inlet guide vane varies in a wide range.

**Key words:** Core driven fan stage; Variable camber inlet guide vane; Fundamental blade profile; Coanda effect; Selection of design point

### 1 引 言

20世纪40年代以来, 军用涡喷/涡扇发动机已经发展到了第四代<sup>[1]</sup>。美国GE公司研制的带有核心机驱动风扇级(Core Driven Fan Stage, CDFS)的双涵道变循环发动机是第四代发动机的典型代表之一<sup>[2-5]</sup>。

CDFS是将风扇的最后一级与高压转子相连, 由核心机驱动。CDFS有单、双外涵两种工作模式, 在单外涵模式, 流经低压风扇的所有气体都进入CDFS, 此时CDFS处于高负荷状态, 进口导叶全开, 发动机单位推力最高, 用于飞机的加速、爬升或超声速巡航; 在双外涵模式, 流经低压风扇的气体只有一部分进

\* 收稿日期: 2015-06-04; 修订日期: 2015-07-27。

基金项目: 南京航空航天大学青年科技创新基金(NS2014021)。

作者简介: 王 前, 女, 硕士生, 研究领域为叶轮机械气动力学。E-mail: 15051885227@163.com

入CDFS,另一部分气体流入外涵道,此时CDFS处于低负荷状态,为适应来流流量的减小,进口导叶关小,发动机的耗油率最低,用于飞机的起飞或亚声速巡航<sup>[2]</sup>。CDFS要在单、双外涵两种工况都能高效、可靠地工作,单、双外涵工作模式转换要求进口导叶出口气流角变化 $35^\circ$ 左右,流量变化很大,而级效率变化一般不超过3%<sup>[6-8]</sup>。可调进口导叶分为不变弯度和可变弯度<sup>[9,10]</sup>两种,不变弯度导叶通过调节安装角来调节出口气流角,安装角改变的同时攻角也在改变,而攻角变化较大时,导叶吸力面会出现大分离区,给CDFS整体性能带来很大的损失。可变弯度导叶是将基础叶型从弦长的某处分开,中间留有缝隙,前段固定,后段可旋转,在保证攻角不变的情况下,改变出口气流角,既能有效的调节流量,又不至于过多损害CDFS的性能。可变弯度进口导叶的设计是保证CDFS性能的关键技术之一<sup>[2]</sup>。

国内外关于可变弯度导叶的研究多是以直叶片为基础叶型<sup>[11,12]</sup>,且侧重于可变弯度导叶对流量调节、扩大压气机稳定工作范围能力的论证,所设计的可变弯度导叶在小损失工作范围内能够提供的出口气流角调节范围达不到CDFS的要求。关于CDFS可变弯度导叶的设计方法,至今未见公开文献报道。本文通过数值计算,对基础叶型设计、缝隙形式设计以及可变弯度导叶设计点的选取进行详细的分析,旨在设计出适用于核心机驱动风扇级的可变弯度导叶。

## 2 计算模型及计算方法

本文以某1.5级核心机驱动风扇级的进口导叶为研究对象,三维计算模型及计算方法详见文献[13]。可变弯度导叶二维计算采用商用计算软件NUMECA的Euranus求解器求解定常N-S方程,湍流模型选用叶轮机械领域常用的S-A一方程模型,方程离散采用二阶精度的中心差分格式。计算网格如图1所示,叶型表面附近以及缝隙区域网格加密,近

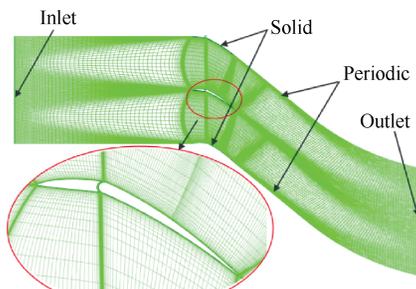


Fig. 1 Schematic of the computing grid

壁面第一层网格厚度为 $1\mu\text{m}$ ,叶栅栅距 $t=48.4\text{mm}$ ,叶片弦长 $b=43\text{mm}$ ,进口段、出口段长度均为叶片弦长的4倍左右。进口边界条件为速度分量 $V_x, V_y$ 以及进口总温,出口边界条件为静压,叶型表面绝热无滑移,其中 $V_x, V_y$ 根据工况马赫数和进口气流角度给定,进口总温 $T_{\text{inlet}}^*=288.15\text{K}$ ,出口静压 $p_{\text{outlet}}=85260\text{Pa}$ 。

## 3 设计指标的提取及基础叶型设计

### 3.1 可变弯度导叶设计指标

针对某1.5级核心机驱动风扇级,分别设计了两组导叶,加装到转子之前,使其分别满足CDFS单、双外涵的设计指标,两组导叶未考虑开缝,在工程上不能实现工作状态的转换。分别提取单、双外涵设计点工况下导叶径向平均的总压恢复系数、总压损失系数及出口气流角,作为可变弯度导叶在单外涵和双外涵两种工作状态下的二维设计指标,如表1所示。

Table 1 Two-dimensional design index of the variable camber inlet guide vanes

Operating mode	Total pressure loss coefficient	Total pressure recovery coefficient	Outlet flow angle/(°)
Single bypass	0.022	0.997	3.88
Double bypass	0.046	0.993	37.56

### 3.2 基础叶型设计

核心机驱动风扇级的进口马赫数在 $0.3\sim 0.6$ 之间<sup>[7,8]</sup>,在此条件下研究了叶型弯角、中弧线最大挠度位置、最大厚度位置等参数对基础叶型性能的影响。研究表明,在低亚声速条件下,对叶型性能影响较大的参数有最大挠度位置、最大厚度位置以及叶型弯角,最大厚度位置越靠近前缘,叶型性能越好;最大挠度位置和叶型弯角对叶型性能的影响相互关联,叶型弯角越大,损失和落后角随最大挠度位置增大而增大的趋势越显著。图2给出了最大厚度位置在距前缘25%弦长处,不同叶型弯角 $\theta$ 、不同最大挠度相对位置 $\bar{a}$ 叶型的损失与气流转折角之间的关系曲线。横坐标为气流转折角 $\Delta\beta=\theta+i-\delta$ ,其中 $\theta$ 为叶型弯角, $i$ 为攻角, $\delta$ 为落后角,叶型弯角确定后,所设计的基础叶型在相对较小的损失下( $\bar{\omega}\leq 0.035$ ),气流转折角随攻角线性变化,落后角变化很小;纵坐标为损失,用总压损失系数 $\bar{\omega}=\frac{p_0^*-p_1^*}{p_0^*-p_0}$ 表征,其中 $p_0^*$ 为进口总压, $p_1^*$ 为出口总压, $p_0$ 为进口静压。从图中可以看出,气流转折角越

大,对应的最小损失系数越大,利用该图可以找出不同的气流转折角对应的损失最小的叶型。

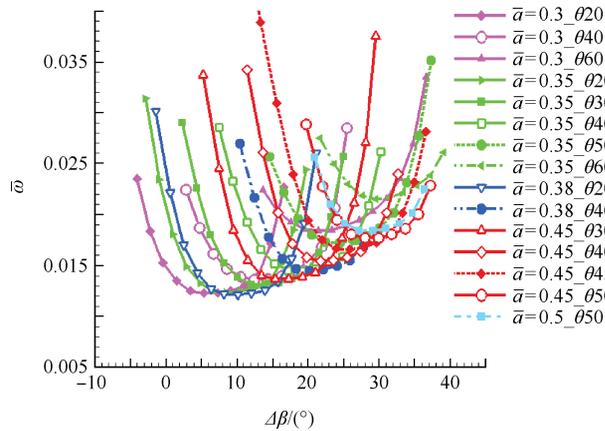


Fig. 2 Relationship between  $\bar{\omega}$  and  $\Delta\beta$  for profiles with different camber angles and maximum deflection positions

#### 4 可变弯度导叶缝隙形式设计及设计点的选取

##### 4.1 缝隙形式设计

缝隙形式设计的关键是缝隙型面的设计和缝隙宽度的选择,从减少缝隙处泄漏流的角度出发,在保证后半段可旋转到目标位置的前提下,缝隙宽度应该越小越好,本文中缝隙最小宽度约为弦长的0.5%。开缝位置对可变弯度导叶的气流转折能力有一定的影响,参考文献[12,13],本文开缝位置选在距前缘30%弦长处。从图2中选择 $\Delta\beta=20^\circ$ 时损失较小的 $\bar{a}=0.45_{\theta30}$ 叶型作为设计点基础叶型,后半段分别旋转 $+15^\circ$ 、 $-15^\circ$ (逆时针为正),图3(a)、(b)给出旋转后叶栅通道内的马赫数云图及缝隙处的流线放大图,从图3(a)中可以看出,逆时针旋转后,缝隙处的泄漏流从吸力面流向压力面,缝隙后压力面出现小分离涡;从图3(b)中可以看出,顺时针旋转后,缝隙处的泄漏流从压力面流向吸力面,缝隙后吸力面出现较大分离区。由此可以看出泄漏流在缝隙出口处不贴合叶型壁面,导致缝隙后壁面附近出现低速区甚至发生分离。为解决这一问题,在缝隙型面设计中引入Coanda效应的概念<sup>[14-18]</sup>,Coanda形式缝隙型面光滑过渡,且和后段壁面相切,图4给出了叶片后段未旋转的情况下,Coanda和普通圆弧两种缝隙形式的对比,其中绿色型线构成Coanda形式缝隙,红色型线构成普通圆弧形式缝隙。缝隙设计改进后叶栅通道内的马赫数云图及缝隙处的流线放大图如图3(c)、(d)所示,从图中可以看出,后段旋转 $+15^\circ$ 叶型缝隙后压力面上的小分离涡、后段旋转 $-15^\circ$ 叶型

缝隙后吸力面上的大分离涡都基本消失了,由此可见,依靠流体在Coanda表面良好的附壁性能,可以使泄漏流在缝隙出口处与叶型壁面贴合,对主流干扰减小,且抑制了缝隙后附面层的发展。图5给出了两种缝隙形式可变弯度导叶的性能对比,横坐标为气流转折角,纵坐标为总压损失系数,可以看出Coanda

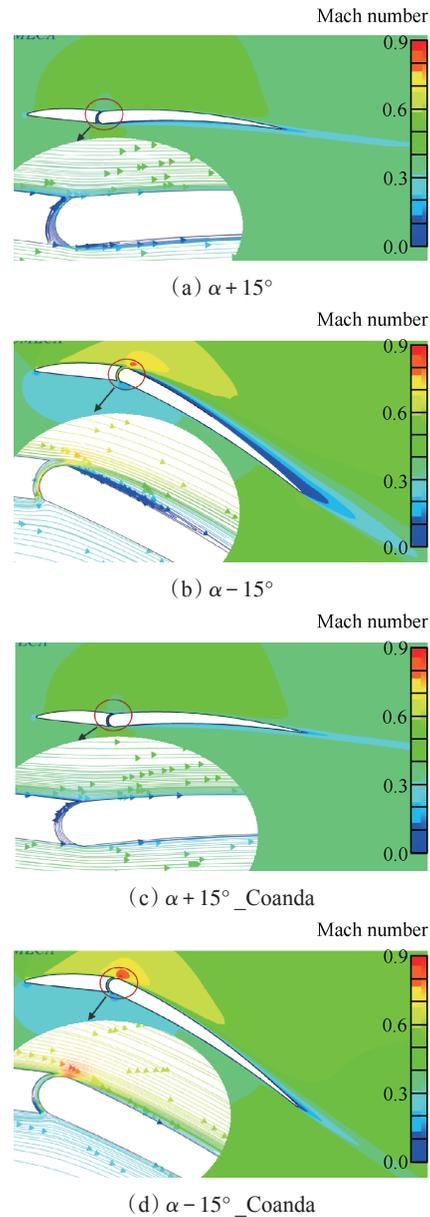


Fig. 3 Mach number contours and the zoomed view of streamlines of the slotted region at the cascade passage with the rotation  $\pm 15^\circ$  of the rear section

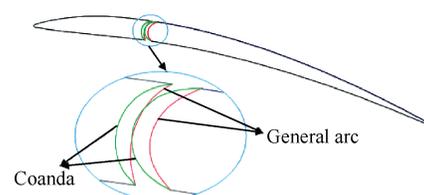


Fig. 4 Schematic of two slotted shapes

缝隙型面设计的叶型损失较低,尤其是在气流转折角较大的工况下,说明 Coanda 形式的缝隙型面设计可以有效的提高可变弯度导叶的性能。下文如无特殊说明,采用的均为 Coanda 形式的缝隙型面设计。

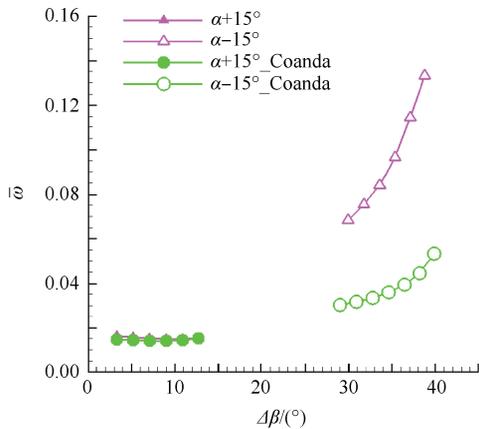


Fig. 5 Performances of the variable camber inlet guide vane with two kinds of slotted shapes

### 4.2 设计点的选取

图 6 给出三种不同的设计点对可变弯度导叶性能的影响,(1)以双外涵为设计状态,基础叶型选择  $\Delta\beta=33^\circ$  时损失较小的  $\bar{a}=0.45_{\theta 50}$  叶型;(2)以单外涵为设计状态,基础叶型选择叶型弯角为  $0^\circ$  的直叶片;(3)以中间点为设计状态,基础叶型选择  $\Delta\beta=20^\circ$  时损失较小的  $\bar{a}=0.45_{\theta 30}$  叶型。从图中可以看出,直叶片顺时针旋转  $30^\circ$  后,总压损失系数超过 0.1,说明直叶片不适用于 CDFS 可变弯度导叶;而以双外涵为设计点的  $\bar{a}=0.45_{\theta 50}$  叶型,在较大的气流转折角下损失较小,但逆时针旋转  $30^\circ$  后,损失略有上升,从表 1 中可以看出,CDFS 对单外涵工况下可变弯度导叶的效率要求较高,损失系数不超过 0.022,所以针对本文算例,取中间点为设计状态应该是较好的选择。

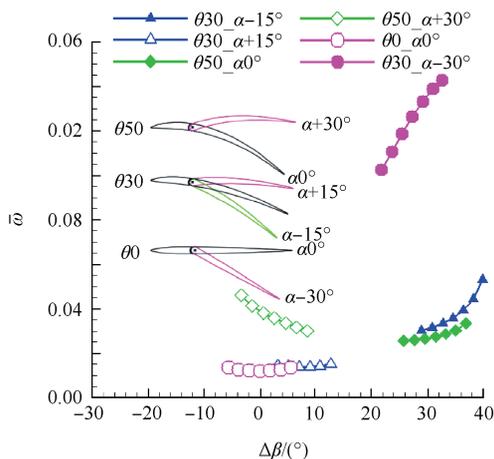


Fig. 6 Performances of the variable camber vanes with different design points

图 7 给出后段旋转角度对可变弯度导叶正常特性的影响,从图中可以看出,相比于后段未旋转的叶型,后段逆时针旋转,正常特性线向右下方移动,最小总压损失系数减小,最小总压损失系数对应的最佳攻角增大,气流转折角减小。相似的,后段顺时针旋转,正常特性线向左上方移动,最小总压损失系数增大,最佳攻角减小,气流转折角增大。从图 7 中还可以看出,后段旋转  $+15^\circ$ ,在  $i=-0.5^\circ$  时可以满足单外涵的设计指标,而后段旋转  $-15^\circ$  若要满足双外涵的设计指标则要求  $i=-7.5^\circ$ 。可变弯度导叶前半段固定,在进气角不变的前提下,可变弯度导叶的攻角不变,所以后半段旋转  $\pm 15^\circ$  不能很好地满足可变弯度导叶的设计指标要求。

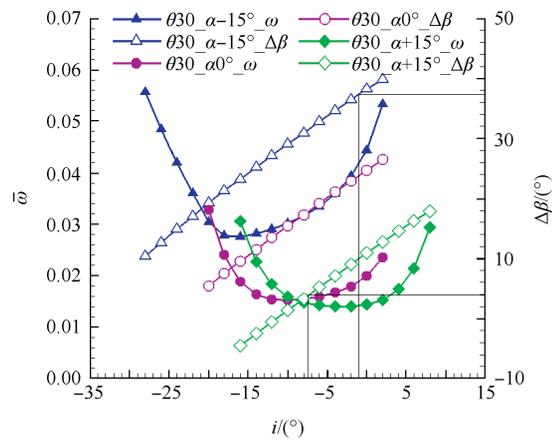


Fig. 7 Normal performances of the variable camber inlet guide vane with  $\pm 15^\circ$  and  $0^\circ$  rotating angles of the rear section

为使两工作状态攻角相同,将后段分别旋转  $+19^\circ$ 、 $-17^\circ$ ,所得叶型正常特性如图 8 所示,在攻角  $i=-3.4^\circ$  时,可变弯度导叶的性能参数如表 2 所示,转化到实际工况中的水平进气条件,出口气流角与计算所得的气流转折角相等。对比表 1 中的设计指标可以看出,所设计的可变弯度导叶出口气流角和设计指标误差仅在 1% 左右,总压损失系数低于设计指标,而总压恢复系数高于设计指标,说明所设计的可变弯度导叶满足设计指标要求。

Table 2 Performance parameter of the variable camber inlet guide vanes

Rotating angles of the rear section/(°)	Total pressure loss coefficient	Total pressure recovery coefficient	Outlet flow angle/(°)
+19	0.014	0.999	3.91
-17	0.042	0.996	37.03

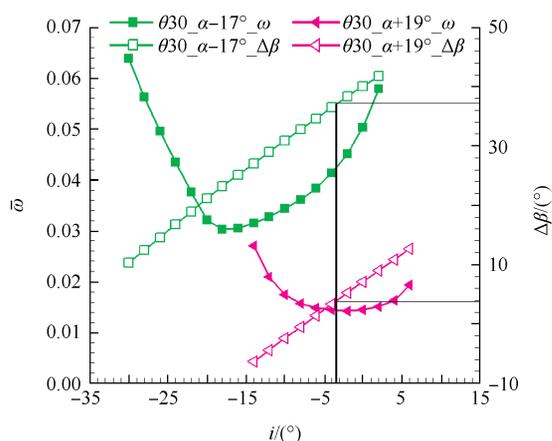


Fig. 8 Normal performances of the variable camber inlet guide vane with  $-17^\circ$  and  $+19^\circ$  rotating angles of the rear section

## 5 结论

本文通过研究缝隙形式设计以及设计点的选取对可变弯度导叶性能的影响,得到以下结论:

(1)在缝隙形式设计中采用 Coanda 型线可以有效提高泄漏流的附壁性能,减小泄漏流对主流的干扰,抑制缝隙后附面层的发展,从而提高可变弯度导叶的性能;

(2)CDFS 要求的可变弯度导叶出口气流角变化范围较大,可变弯度导叶设计点的选取对性能影响很大。在本文算例中,将设计点选在靠近两目标设计点中间处,可以满足 CDFS 对可变弯度导叶的设计指标要求。

(3)叶型后半段逆时针旋转角度增大,叶型最佳攻角增大,可变弯度导叶安装角的选取要综合考虑两个工作状态的最佳攻角以及设计指标要求。

致谢:感谢江星星博士在论文撰写中给予的帮助。

### 参考文献:

[ 1 ] 刘大响,程荣辉. 世界航空动力技术的现状及发展方向[J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(5): 490-496.  
 [ 2 ] 方昌德. 变循环发动机[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(3): 1-5.  
 [ 3 ] Rallabhandi S K, Mavris D N. Simultaneous Airframe and Propulsion Cycle Optimization for Supersonic Aircraft Design[R]. AIAA 2008-143.

[ 4 ] Morris S J, Coen P G, Geiselhart K A. Performance Potential of an Advanced Technology Mach 3 Turbojet Engine Installed on a Conceptual High-Speed Civil Transport [R]. NASA Technical Memorandum, 4144-1989.  
 [ 5 ] Vdoviak J W, Ebacher J A. VCE Test Bed Engine for Supersonic Cruise Research [M]. Hampton, US: NASA Langley Research Center, 1979.  
 [ 6 ] 张鑫,刘宝杰. 核心机驱动风扇级的气动设计特点分析[J]. 航空动力学报, 2010, 25(2): 434-442.  
 [ 7 ] 赖安卿,胡骏,屠宝锋. 核心机驱动风扇级气动设计方案研究[J]. 航空动力学报, 2014, 29(9): 2229-2238.  
 [ 8 ] 张鑫,刘宝杰. 紧凑布局核心机驱动风扇级设计参数影响分析[J]. 推进技术, 2011, 32(1): 47-58. (ZHANG Xin, LIU Bao-jie. Analysis of the Core Driven Fan Stage with Compact Aerodynamic Configuration [J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(1): 47-58.)  
 [ 9 ] 楚武利,朱俊强. 变几何叶片对压气机特性影响的实验研究及分析[J]. 应用力学学报, 2003, 20(1): 78-80.  
 [ 10 ] Grahl k, Tabakoff W. Off-Design Behavior for Axial Flow Compressor Stages with Invariable and Variable Geometry Blades[R]. AD 767265, 1973.  
 [ 11 ] 刘占民,赵风声,牟尚军,等. 变弯度叶栅的试验研究[J]. 热能动力工程, 1991, 6(3): 113-121.  
 [ 12 ] Boehle M, Cagna M, Itter L. Compressible Flow in Inlet Guide Vanes with Mechanical Flaps [R]. ASME 2004-GT-53191.  
 [ 13 ] 赖安卿. 核心机驱动风扇级气动布局研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2013.  
 [ 14 ] 王前,胡骏,李亮. 用于叶尖射流扩稳的 Coanda 喷嘴参数化研究[J]. 航空计算技术, 2014, 44(2): 74-76.  
 [ 15 ] Strazisar A J, Bright M M, Thorp S, et al. Compressor Stall Control through Endwall Recirculation [R]. ASME 2004-GT-54295.  
 [ 16 ] Jones G, Viken S, Washburn A, et al. An Active Flow Circulation Controlled Flap Concept for General Aviation Aircraft Applications [R]. AIAA 2002-3157.  
 [ 17 ] Kim H D, Rajesh G, Setoguchi T, et al. Optimization Study of a Coanda Ejector [J]. Journal of Thermal Science, 2006, 15(4): 331-336.  
 [ 18 ] 李亚超. 柯恩达效应在燃机涡轮中作用机理的数值模拟研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2011.

(编辑:张荣莉)