# 高亚声速大弯角轴流压气机平面叶栅损失模型研究\*

邓 熙,刘 波,马乃行

(西北工业大学 动力与能源学院/翼型叶栅国防科技重点实验室, 陕西 西安 710072)

摘 要:基于亚声速叶栅设计点损失预估模型,结合无粘S1流场与附面层迭代计算发展了一套计算大弯角轴流压气机平面叶栅流场程序。增加弯度比分布及最大厚度修正得到设计点损失预估模型,采 用马赫数修正后的叶栅有效工作范围得到一套大弯角叶栅全工况损失预估模型。分析了轴向密流比在实 验中对叶栅损失系数的影响。结果表明,S1流场计算程序与修正后的损失预估模型均能准确地预估出 大弯角叶栅设计点损失系数,误差分别小于0.006与0.004。非设计点损失模型能有效地预估得到叶栅有 效工作范围内的损失随攻角的分布。初步验证了损失模型对高亚声速大弯角平面叶栅损失系数预估的准 确性。

关键词:损失;平面叶栅;流场;附面层;工作范围;轴向密流比 中图分类号: V231.2 文献标识码:A 文章编号: 1001-4055 (2015) 09-1302-07 DOI: 10.13675/j. cnki. tjjs. 2015. 09. 004

# Investigation of Loss Model Applicable to Large Range of High Subsonic Cascades in Axial-Flow Compressor

DENG Xi, LIU Bo, MA Nai-xing

(School of Power and Energy/National Key Laboratory of Aerodynamic Design and Research, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** A set of procedure which was used to calculate large range of cascades' S1 flow field in axialflow compressor was developed, which based on the old estimated loss model of subsonic cascade and combined with the inviscid S1 field and boundary layer interactive calculation. The design point loss model was built by corrected camber ratio and maximum thickness. An overall working condition loss model of large range cascade was developed through cascade's scope of work. The paper also analysed the influence of axial velocity ratio in cascade experiment. The results show that S1 flow field procedure and modified loss model are able to predict design point loss coefficient, error of loss are less than 0.006 and 0.004. Off-design point loss model estimates loss incidence characteristic effectively by the corrected scope of work. The accuracy of the loss model for predicting large range of high subsonic cascades' loss coefficient is proved.

Key words: Loss; Cascade; Flow field; Boundary layer; Scope of work; Axial velocity density ratio

# 1 引 言

先进航空发动机高推重比/功重比、低耗油率的 需求,不断促使空气压缩系统提高级压比,追求高效 率工作,减少风扇/压气机级数等。高负荷的大弯角 叶型能提高单级压比,但叶型弯角过大易导致气流 分离,总压恢复系数降低,效率下降,叶型总压损失 系数对叶片造型及压气机三维设计至关重要。目前

 <sup>\*</sup> 收稿日期: 2014-06-25;修订日期: 2014-09-11。
 基金项目: 国家自然科学基金重点项目(51236006)。
 作者简介: 邓 熙(1989—),男,硕士生,研究领域为叶轮机械气动热力学。E-mail: dengxi20001@163.com

的损失预估模型大都针对转折角较小的低负荷叶型,对大弯角叶型的损失预估精度较差。

准确地预估大弯角叶型的总压损失系数难度 大,总压损失模型须考虑粘性、端壁和二次流的影 响,获得通用的损失模型较为困难<sup>[1,2]</sup>。国内外学者 通过大量平面叶栅实验发展了多种损失模型,使损 失系数预估精度不断提高。Lieblein<sup>[3~5]</sup>采用不可压 流附面层理论,通过附面层参数计算得到叶栅总压 损失系数,严汝群、钱肇琰<sup>[6,7]</sup>考虑气流的压缩性,得 到亚声速、跨声速压气机叶栅总压损失系数计算公 式。基于 Lieblein 的公式, Monsarrant 修正了动量厚 度的经验关系式,Fottner<sup>[8]</sup>在动量厚度计算中引入最 大厚度的影响,Strinning和Dunker加入激波模型,将 计算范围扩展到超声条件。Koch和 Smith 利用丰富 的经验公式,引入雷诺数和表面摩擦的粘性效应<sup>[9]</sup>。 非设计点损失模型的计算方法较多,国外有Cetin<sup>[10]</sup>, Howell, Creveling和Hearsey<sup>[11]</sup>使用的方法,国内韩明 [12]胡江峰[13]发展了非设计点损失模型,包含进口马 赫数、攻角和雷诺数的影响。杜文海[14]研究跨声速 压气机流动特点,总结了一套适用于跨声速压气机 损失预估模型。但目前的损失模型都为经验公式, 计算范围有限,对大弯角高负荷叶型的损失系数预 估精度不够。

本文结合无粘 S1流场与附面层相互迭代计算<sup>[15,16]</sup> 程序发展了一套大弯角损失预估模型。考虑附面层 位移厚度、尾迹形状因子、弯度比分布及叶型最大厚 度分布等参数的影响预估出叶型最小损失流入攻角 下的总压损失系数,非设计点在 Koch&Smith模型基 础上采用攻角及马赫数修正后的叶栅有效工作范围 得到大弯角轴流压气机叶型损失预估模型,分析了 轴向密流比在实验中对叶栅损失系数的影响并对实 验结果进行了 AVDR 修正。通过大弯角平面叶栅实 验验证了大弯角叶栅损失预估模型的准确性。

## 2. 控制方程与数值方法

# 2.1 S1计算程序

高亚声速轴流压气机叶栅流场可能同时存在亚 声速区、超声速区及激波。因此高亚声速叶栅流场 十分复杂,声速线与激波的位置无法准确预估,流场 支配方程变为混合型定常偏微分方程,导致数值模 拟困难<sup>[17]</sup>。本文采用 MacCormack 格式的时间相关 有限体积法进行 S1 流场数值模拟<sup>[18]</sup>,有效地解决了 高亚声速叶栅流场的复杂性问题,数值模拟结果的 流场与真实流场吻合。任意回转流面上无粘绝热流 动的准三维 Euler 方程的积分形式如下

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{V} U dV = \int_{V} Q dV - \oint_{A} [F dA_{1} + G dA_{\phi}] \qquad (1)$$

$$U = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho \\ \mu \\ \rho \\ \rho \\ \rho \\ \rho \\ e \end{bmatrix} \quad F = \begin{bmatrix} \rho \\ \mu \\ \mu \\ \mu \\ \mu \\ \mu \\ I_{0} \end{bmatrix} \quad G = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho \\ \mu \\ \rho \\ \nu \\ \rho \\ \nu \\ \rho \\ \nu \\ \rho \\ I_{0} \end{bmatrix} \qquad (2)$$

$$Q = \begin{bmatrix} 0 \\ p \\ \frac{d\tau}{\tau dl} + p \\ \frac{dr}{rdl} + \rho \\ \frac{dr}{rdl} (v + \omega r)^{2} \\ -\rho u \\ \frac{dr}{rdl} (v + 2\omega r) \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$I_0 = e + \frac{p}{\rho} = \frac{\gamma}{\gamma - 1} \frac{p}{\rho} + \frac{1}{2} \left[ u^2 + v^2 - (\omega r)^2 \right]$$
(3)

上式中,A表示面积,V表示体积, $\rho$ 表示密度,p 表示静压,e表示内能,u表示轴向分速度,v表示旋 转方向的分速度,r表示回转半径, $\tau$ 表示流片厚度,  $l_0$ 表示滞止转焓, $\gamma$ 表示完全气体的比热比。求定 常解时 $l_0$ =常数,公式(1)和(2)中的能量方程可 以由伯努利方程代替,因此静压p可直接由公式 (3)求得。这样处理可节省计算时间,对定常结果 无影响。

#### 2.2 附面层计算程序

采用积分形式对附面层求解,附面层积分方法 计算简单,并满足工程运用精度。附面层求解主要 包括层流附面层计算,转捩以及紊流附面层计算。 层流附面层采用辛普生方法求解动量积分方程,紊 流附面层采用龙哥一库塔方法求解动量积分方程和 动量矩积分方程。附面层求解的重点在于转捩点与 分离点的计算。本文采用 Schlichting-Ulrich-Granville方法用于预测层流附面层到紊流的转捩。采用 6次波耳豪森速度剖面得到临界动量厚度雷诺数 (*Re*)\_曲线。

$$(Re)_{cr} = e^{f(K)}$$

$$f(K) = \frac{1}{\frac{x}{L} - \left(\frac{x}{L}\right)_{inst}} \int_{(x/L)_{inst}}^{x/L} Kd(\frac{x}{L})$$
(4)

上式中 K 为动量厚度形状因子, f(K) 是 K 的多 项式函数。当地不可压缩动量厚度雷诺数大于临界 动量厚度雷诺数时,不稳定区开始,不稳定点相应确 定。不稳定点确定后,利用 Granville 经验曲线来预 测不稳定点和转捩点的距离,确定出转捩点的位置<sup>[17]</sup>, 如图 1。当层流附面层求解中出现表面摩擦力为负 值时,即认为层流区发生分离。紊流附面层求解中, 当形状因子超过给定的限制值(本程序限制值为2.5) 时,即认为紊流区发生分离。分离点后采用反模型 方法模拟分离区流动。



1. Reynold of momentum thickness at unstable point

2. Reynold of momentum thickness at transition point

Transition reynold curve of momentum thickness
 Critical reynold curve of momentum thickness

5. Local incompressible revnold curve of momentum thickness

Fig. 1 Schematic diagram of predicting transition

## 3 损失模型

#### 3.1 设计点损失计算模型

通常的双圆弧叶型,NACA65系列叶型等在大弯 角叶片造型中存在较大缺陷,因此大弯角叶型通常 采用多圆弧叶片造型,影响叶型损失系数的参数增 多。本文主要建立了多圆弧叶型的损失系数预估模 型,中弧线由两段圆弧组成,叠加厚度分布后得到叶 片型线。在小弯角叶型损失预估模型的基础上增加 弯度比分布及叶片相对最大厚度的修正得到大弯角 叶型设计点最小损失预估模型。

 $\boldsymbol{\omega}_{\min} = f(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{L}}, F_{\mathrm{cr}}, Ma, t_{\mathrm{max}})$ (5)

$$\boldsymbol{\omega}_{\min} = \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{L}} + \boldsymbol{\omega}_{F_{\mathrm{ex}}} + \boldsymbol{\omega}_{t_{\mathrm{max}}} \tag{6}$$

大弯角叶型的前段弯度比(叶型中弧线前段弯 度与总弯度的比值)直接影响叶型的扩散因子,对损 失的影响较大。叶型相对最大厚度及最大厚度位置 在不同的进口马赫数下对损失的影响不同,采用改 变厚度分布及最大厚度位置总结得到了最大厚度对 设计点损失系数的修正公式。小弯角叶型采用 Monsarrant 设计点损失预估模型。

$$\omega_{F_{\rm er}} = 0.35 \times \left| F_{\rm er} - 0.45 \right|^{1.5} \tag{7}$$

$$\omega_{t_{\text{max}}} = 0.1 \times Ma \times \frac{t_{\text{max}}}{b} + 0.04 \times \left(\frac{c}{b} - 0.65\right) \quad (8)$$

$$\boldsymbol{\omega}_{\min} = 2 \times \left(\frac{\theta}{c}\right) \frac{\boldsymbol{\sigma}}{\cos \beta_2} \left(\frac{\cos \beta_1}{\cos \beta_2}\right) \tag{9}$$

上式中 Ma 表示进口马赫数,  $F_{cr}$  表示前段弯度 比,  $\theta$  表示附面层位移厚度, b 表示弦长, c 表示最大 厚度位置,  $t_{max}/b$  为最大厚度与弦长的比值,  $\beta_1$  表示 进气角,  $\beta_2$  表示出气角,  $\sigma$  表示叶栅稠度。

### 3.2 非设计点损失预估模型

非设计点损失计算在设计点损失的基础上增加 叶栅有效工作范围及攻角修正得到。

$$\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega}_{\min} \left[ 1 + \left( \frac{i - i_{ref}}{W} \right)^2 \right]$$
(10)

3.2.1 叶栅有效工作范围

平面叶栅工作范围W定义在失速攻角和阻塞攻 角之间。失速攻角是指叶片上的边界层大面积分离 而导致叶片失速时的攻角;堵塞攻角是指当叶排通 道接近堵塞状态时的攻角<sup>[19]</sup>。进口马赫数严重影响 叶栅有效工作范围,随着进口马赫数增加,叶栅有效 工作范围逐渐减小。工作范围计算公式如下

$$W = K_{Ma} \times W_{\text{ori}} = K_{Ma} \times \frac{I_{\text{s}} - I_{\text{c}}}{2}$$
(11)

当进口马赫数 Ma < 0.5 时

$$K_{Ma} = 0.5 \times (1 - Ma^2)^{0.5} \tag{12}$$

当进口马赫数 0.5≤Ma≤0.8 时

$$K_{Ma} = (1 - 0.48 \times \sqrt{Ma})^2 \tag{13}$$

$$I_{s} = i_{ref} + 1.5 \left( 10 + \frac{\theta(55 - \beta_{1k})}{150} \right) \left( 0.5 + 5\frac{t_{max}}{b} \right) \quad (14)$$

$$I_{c} = i_{ref} - \left(10 - \frac{\theta(\beta_{1k} - 40)}{450}\right) \left(0.5 + 5\frac{t_{max}}{b}\right) \quad (15)$$

上式中 β<sub>1k</sub> 为进口几何构造角, t<sub>max</sub>/b 为最大厚 度与弦长的比值。

3.2.2 最小损失流入角

平面叶栅实验中按照叶栅特性线来确定最小损 失流入角,一般将最小损失点对应的攻角作为最小 损失流入角。最小损失流入角对应的状态定义为 设计状态,攻角称为设计攻角,其它流入角定义为 非设计状态,随着进口马赫数增加最小损失攻角略 微朝正攻角方向增加。最小损失流入角计算公式 如下<sup>[20]</sup>

$$i_{\rm ref} = 90^\circ - \beta_{\rm lk} - \sin^{-1} \frac{F_{\rm r}}{s}$$
 (16)

式中 $F_r$ 表示叶栅喉部宽度,s表示栅距, $\beta_{1k}$ 表示进口几何角。

3.2.3 轴向密流比对损失系数的修正

平面叶栅实验中端壁附面层对叶栅总压损失系 数存在一定影响,通常在端壁上开槽抽除附面层气 体来保证叶栅实验的二元性效应。考虑轴向密流比 对实验结果中总压损失系数的影响,轴向密流比增 大将减小叶栅总压损失。轴向速度密度定义公式如下

$$AVDR = \frac{\rho_2 w_2 \sin\beta_2}{\rho_1 w_1 \sin\beta_1} \tag{17}$$

AVDR对平面叶栅损失系数的影响

$$\omega_{\rm exp} = \omega - K' \times (AVDR - 1) \tag{18}$$

## 4 计算结果及分析

通过叶栅风洞实验验证了大弯角叶型损失预估 模型的准确性。实验叶栅的进口马赫数分布范围为 (0.4~0.8),攻角范围为(-8°~+8°)。叶栅试验件及 几何参数分别如图2与表1,最小损失流入角(*i*<sub>ref</sub>)由 公式(16)计算得到,工作范围(W)由公式(11)计算所 得。壁面通过栅状抽吸槽局部减小AVDR对叶栅损 失系数的影响,但由于壁面抽吸量的控制难度较大, 完全达到AVDR=1满足叶栅二元性假设较难实现。 因此在局部减小AVDR的同时增加AVDR修正,使叶 栅通道叶展中部去除了壁面附面层的影响,满足平 面叶栅二元性假设。

Parameters	Value
Chord/mm	65
Height/mm	100
Pitch/mm	37.57
Blade inlet angle/(°)	47.08
Blade outlet angle/(°)	-1.98
Blade camber	-49.06
Scope of work/(°)	11.7
Minimum loss incidence angle/(°)	-2

Table 1 Geometric parameter of cascade



Fig. 2 Experimental cascade

图 3 为平面叶栅 S1 流面计算程序的网格划分, 网格为 H 型网格。叶栅通道内网格进行加密处理, 尤其是叶型的吸力面和压力面的网格局部加密,加 密网格能更准确地计算得到附面层参数,加密后网 格节点总数为6144。



Fig. 3 S1 flow field mesh of cascade

高亚声速大弯角轴流压气机叶栅分别采用 S1 流 场与附面层相互迭代计算程序及商用软件 numeca数 值模拟。图4为叶栅设计攻角下表面马赫数分布与 实验表面马赫数对比图。叶栅风洞实验测量结果与 数值模拟结果的表面马赫数分布趋势吻合较好,实 验测量段沿弦长 b为(0.2b~0.8b)。本文开发的无粘 S1 流场计算程序对大弯角叶型的数值模拟结果的表 面等熵马赫数的最大马赫数比实验结果的等熵马赫 数稍高,吸力面出口段马赫数也稍大,但相对误差较 在 3%以内。



Fig. 4 Mach number of cascade surface at design point

#### 4.2 平面叶栅设计工况最小损失计算结果

通过无粘 S1 流场与附面层相互迭代计算得到叶 栅最小损失流入角下各进口马赫数的总压损失系数 与最小损失预估模型得到叶型设计点损失系数大 小。图 5 为损失系数数值模拟结果、最小损失预估模 型, Monsarrant模型、Strinning模型、Koch&smith模型 及实验结果。对比分析可知, Monsarrant模型、Strinning模型及Koch&Smith模型预估结果与实验结果偏 差较大,损失变化趋势与实验结果也相差较大,虽 然 Monsarrant 模型主要是针对小弯角叶型设计点的 损失系数预估模型,但随着进口马赫数增加其变化 趋势与实验结果相似,因此在 Monsarrant 模型的基 础上通过增加前度弯度比及最大厚度修正得到大 弯角设计点损失预估模型。修正后的设计点损失预 估模型及无粘 S1 流场计算的损失结果与实验结果 吻合较好,当进口马赫数为0.8Ma时三者存在较大 的差距,主要因为进口马赫数较高后叶栅通道内出 现局部超声区,激波损失逐渐增加,已经超出无激 波损失的高亚声速损失预估模型范围。验证了无 粘 S1 流场与附面层相互迭代对大弯角叶型的损失 系数计算与修正后的设计点最小损失预估模型的 准确性。



Fig. 5 Loss coefficient distribution of different models at design point

#### 4.3 叶栅非设计点损失系数计算结果及分析

修正后的大弯角叶型最小损失预估模型得到叶栅设计点总压损失系数(*ω*min),带入叶栅有效工作范围及攻角修正后的非设计点损失预估模型,预估得到如图6的大弯角叶栅损失攻角特性图。在平面叶栅攻角(-8°~+8°)范围内损失预估模型与实验测量的损失系数吻合较好,仅当进口马赫数为0.8*Ma*,正攻角工况的损失系数与实验结果相差较大。当进口马赫数较大的正攻角工况时,如图7,在叶栅通道内出现较大的局部超声区,激波损失逐渐增大。实验测量中,当叶栅在较高进口马赫数的正攻角工况下出现大分离区,压力探针对叶栅尾迹的静压(*p*<sub>1</sub>)测量后进行质量平均的误差较大,使叶栅损失计算

 $(\omega_{ep} = \frac{p_{11} - p_{21}}{p_{11} - p_{1}})$ 结果存在较大误差与实际不符,但在 叶栅实际的有效工作范围内能有效准确的进行实验 测量,损失预估结果与实验测量结果基本吻合。本 文的高亚声速大弯角损失预估模型能准确的预估出 大弯角叶型在设计点及非设计点范围内的损失系 数,符合工程运用精度。



Fig. 6 Loss incidence characteristic of cascade



Fig. 7 Loss incidence characteristic of cascade at inlet Mach number=0.8

### 4.4 AVDR对叶栅损失系数的影响

叶栅风洞实验通过端壁附面层抽吸量来实现对 AVDR的调控,抽吸量越大AVDR越小,当AVDR=1时 得到的实验结果能真实反映二维平面叶栅流场。但 在实验过程中发现,过多的端壁抽吸量将对叶栅通 道主流区域产生较大影响,甚至抽走部分主流区域 气体。图8为平面叶栅进口马赫数0.7Ma,-2°攻角下 总压恢复系数在叶栅通道出口处沿栅距的分布(红 线为未进行抽吸,蓝线、绿线、黑线为抽吸量逐渐增 大)。AVDR随着抽吸量的增加而逐渐减小,端壁抽 吸在叶栅进口段抽走部分主流区域气体使总压恢复 系数的分布与未抽吸的分布情况存在明显差异,叶 栅通道出口处的低总压恢复系数区域沿栅距向通道 中部移动,同时低总压恢复系数区域明显增大,严重 影响平面叶栅尾迹发展,叶栅性能急剧变差。通过 栅状抽吸槽来控制平面叶栅轴向速度密度比难度较 大,仅能在较小的范围内进行局部的AVDR控制,当 超过一定抽吸量后,严重影响叶栅性能,破坏了平面 叶栅二元性假设。采用AVDR修正后的叶栅损失攻 角特性与全工况损失模型预估结果对比结果如图 9。大攻角工况时轴向密流增大,壁面附面层与叶片 表面壁面相互干扰加剧,叶片吸力面的气流分离受 到抑制,轴向密流比修正后的实验结果与预估结果 差距在大攻角工况下有局部增加,但对设计点附近 影响不大,预估结果与风洞实验结果较好吻合。初 步验证了大弯角叶型损失预估模型对二维叶型损失 系数预估的有效性。



Fig. 8 Distribution of total pressure recovery coefficient in spanwise



Fig. 9 Loss incidence characteristic of cascade modified by AVDR

# 5 结 论

本文结合叶栅无粘S1流场与附面层迭代的流场 计算程序与实验结果进行对比分析得到以下结论:

(1)通过无粘 S1 流场与附面层相互迭代得到叶 栅流场计算程序,计算得到的最小损失流入角下的 损失系数及叶片表面马赫数分布与实验结果吻合 较好,表明本程序对设计点附近的 S1 流场计算准确 可靠。

(2)基于 Monsarrant 设计点损失模型,增加前段 弯度比及最大厚度分布修正,得到大弯角叶型的设 计点损失预估模型,模型预估结果与叶栅实验风洞 测量结果吻合较好,变化趋势基本相同。验证了修 正后设计点损失预估模型的准确性。

(3)平面叶栅实验中AVDR严重影响到叶栅性能,采用过大的抽吸量来控制AVDR=1将影响叶栅主流区域。少量抽吸并增加AVDR修正能更好的反映 二元性假设下的叶栅性能。

(4)通过对叶栅有效工作范围进行马赫数修正 后发展了一套大弯角叶型非设计点损失预估模型, 损失模型能准确地预估出叶栅有效工作范围内的损 失系数。

#### 参考文献:

- Boyer K M. An Improved Streamline Curvature Approach for Off- design Analysis of Transonic Compression Systems [R]. Wright- Pattersonafb Oh: Air Force Inst of Tech., 2001.
- [2] Cahill J E. Identification and Evaluation of Loss and Deviation Models for use in Transonic Compressor Stage Performance Prediction [D]. Virginia: Polytechnic Institute and State University, 1997.
- [3] Lieblein S, Roudebush W H. Theoretical Loss Relations for Low-Speed Two-Dimensional-Cascade Flow
   [M]. USA: National Advisory Committee for Aeronautics, 1956.
- [4] Lieblein S. Analysis of Experimental Low-Speed Loss and Stall Characteristics of Two-Dimensional Compressor Blade Cascades [M]. USA: National Advisory Committee for Aeronautics, 1957.
- [5] Robbins W H, Jackson R J, Lieblein S. Blade-Element Flow in Annular Cascades [J]. NASA Special Publication, 1965, 36: 227.

- [6] 严汝群,钱肇琰. 高亚音速二元叶栅损失的理论分析 和实验研究[J]. 工程热物理学报,1981,2(1):20-26.
- [7] 严汝群. 轴向速度密流比对压气机叶栅性能的影响的研究[D]. 西安:西北工业大学, 1984.
- [8] Konig W M, Hennecke D K, Fottner L. Improved Blade Profile Loss and Deviation Angle Models for Advanced Transonic Compressor Bladings. 2. A Model for Supersonic Flow[J]. Journal of Turbomachinery-Transactions of the ASME, 1996, 118(1): 81-87.
- [9] Koch C C, Smith Jr L H. Loss Sources and Magnitudes in Axial-Flow Compressors [J]. Journal of Engineering for Power, 1976, 98: 411.
- [10] Cetin M, Uecer A S, Hirsch C, et al. Application of Modified Loss and Deviation Correlations to Transonic Axial Compressors[R]. France: Advisory Group for Aerospace Research and Development Neuilly- Sur- Seine, 1987.
- [11] Hearsey R M. Program HTO300 NASA 1994 Version[R]. USA: the Boeing Company, 1994.
- [12] 韩 明,谷传纲,王 形,等.多级轴流压缩机总体
   性能预测模型的建立及其优化[J].上海交通大学学
   报,2005,39(2):182-185.
- [13] 胡江峰, 竺晓程, 欧阳华, 等. 轴流压气机非设计点
   性能计算[J]. 航空动力学报, 2012, 27(003):682-688.

- [14] 杜文海,吴 虎,阮建刚. 跨声速轴流压气机特性计算用激波模型[J]. 推进技术,2007,28(4):378-382. (DU Wen-hai, WU Hu, RUAN Jian-gang. A Shock Loss Model for the Transonic Axial Compressor
  [J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(4):378-382.)
- [15] 刘太秋. S1流面计算技术研究[D]. 西安:西北工业 大学, 2005.
- [16] 黄永生, 王仲奇. S1 流面无粘流与边界层相互作用 解法的改进[J]. 东南大学学报, 1997, 27(6): 66-70.
- [17] 安德森,吴颂平,刘赵森.计算流体力学基础及其应 用[M].北京:机械工业出版社,2007.
- [18] MacCormack R W. A Numerical Method for Solving the Equations of Compressible Viscous Flow[J]. AIAA Journal, 1982, 20(9): 1275-1281.
- [19] 杜文海,吴 虎,孙 娜. 跨声速轴流压气机流动损 失分析[J]. 推进技术, 2008, 29(3): 339-343. (DU Wen-hai, WU Hu, SUN Na. Analysis of Flow Loss in Transonic Axial Compressor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(3): 339-343.)
- [20] Hansen E C, Serovy G K, Sockol P M. Axial-flow Compressor Turning Angle and Loss by Inviscid-Viscous Interaction Blade-to-Blade Computation [R]. ASME 79-GT-5.

(编辑:史亚红)