

文章编号: 1000-8055(2022)03-0619-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210072

# 基于正反问题耦合的压气机特性快速预测方法

宋召运<sup>1</sup>, 王宝潼<sup>1</sup>, 范腾博<sup>2</sup>, 郑新前<sup>1,2</sup>, 冯旭栋<sup>3</sup>

(1. 清华大学 航空发动机研究院, 北京 100084;

2. 清华大学 汽车安全与节能国家重点实验室, 北京 100084;

3. 中国航空发动机集团有限公司 四川燃气涡轮研究院, 四川 绵阳 621000)

**摘 要:** 提出一种基于正反问题耦合的压气机特性快速预测方法, 根据压气机一维设计理论, 通过对满足流量及压比设计指标的反问题求解快速得出压气机的气动布局方案, 在此基础上结合非设计点损失和落后角模型通过正问题求解得出全工况压气机特性, 再根据预测特性与目标的偏差调整气动布局方案, 以此通过对正反问题的耦合求解实现对压气机特性的合理快速预测。为了提高压气机特性预测精度, 发展了基于遗传算法的压气机损失和落后角模型参数优化校准方法, 该方法利用优化理论及实验数据对传统的压气机损失和落后角模型进行改进。利用三台压气机的实验结果对模型进行了校准与验证, 验证结果表明: 设计点效率预测误差为 0.23%, 非设计点为 1.34%, 满足发动机需求分析及概念设计阶段对压气机效率的预测精度要求。

**关键词:** 压气机特性预测; 正反问题耦合; 优化校准方法; 遗传算法; 损失和落后角模型

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

## Rapid prediction method of compressor characteristics with coupling direct and inverse problems

SONG Zhaoyun<sup>1</sup>, WANG Baotong<sup>1</sup>, FAN Tengbo<sup>2</sup>,  
ZHENG Xinqian<sup>1,2</sup>, FENG Xudong<sup>3</sup>

(1. Institute for Aero Engine, Tsinghua University, Beijing 100084, China;

2. State Key Laboratory of Automotive Safety and Energy,  
Tsinghua University, Beijing 100084, China;

3. Sichuan Gas Turbine Establishment,  
Aero Engine Corporation of China, Mianyang Sichuan 621000, China)

**Abstract:** A rapid method of compressor characteristics prediction with coupling inverse design and direct problems was proposed. According to one-dimensional meanline design theory of the compressor, the aerodynamics layout of the compressor was quickly obtained by solving the inverse problem to satisfy the design targets such as mass flow rate and pressure ratio. Then, by adopting the models of loss and deviation angle at off-design conditions, the compressor characteristics of the whole working condition were obtained by solving the direct problem. The aerodynamics

收稿日期: 2021-02-18

基金项目: 国家科技重大专项(2017-II-0004-0016)

作者简介: 宋召运(1990-), 男, 助理研究员, 博士, 研究方向为压气机气动热力学。

通信作者: 郑新前(1977-), 男, 教授、博士生导师, 博士, 研究方向为航空发动机气动热力学。E-mail: zhengxq@tsinghua.edu.cn

引用格式: 宋召运, 王宝潼, 范腾博, 等. 基于正反问题耦合的压气机特性快速预测方法[J]. 航空动力学报, 2022, 37(3): 619-628.  
SONG Zhaoyun, WANG Baotong, FAN Tengbo, et al. Rapid prediction method of compressor characteristics with coupling direct and inverse problems[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(3): 619-628.

layout was adjusted according to the deviation angle between the predicted characteristics and the targets, and the reasonable and rapid prediction of the compressor characteristics was realized through the coupling of inverse and direct problems. Moreover, a parameter calibration method of compressor loss and deviation angle model based on genetic algorithm was created. This method used optimization theory and experiment data of compressors to improve the traditional models of loss and deviation angle for enhancing the prediction accuracy of compressor characteristics. Experimental data of three compressors were used for calibration and validation of the proposal method. The results showed that the efficiency prediction errors at design and off-design conditions were 0.23% and 1.34%, which satisfied the requirement in the stage of requirement analysis and concept design for aero-engine.

**Key words:** compressor characteristics prediction; coupling direct and inverse problems; calibration method based on parameter optimization; genetic algorithm; loss and deviation angle model

航空发动机是飞机的核心,是国之重器,其性能水平直接影响飞机的使用性能与飞行安全。作为发动机的三大部件之一,高性能的压气机对发动机的研制至关重要。通常,在发动机需求分析及概念设计阶段,需要根据设定的压比、流量设计指标迅速合理地给出压气机通用特性图从而进一步开展整机架构设计和部件方案的选择。因此,发展能够根据设计指标快速完成压气机特性预测的模型在需求分析及整机概念设计阶段至关重要。

然而,在发动机的概念设计阶段,通常只设定压气机的压比、流量等基本设计指标,缺少压气机的详细几何和气动参数,对该阶段压气机特性的合理预测带来极大的挑战。基于国内外的公开文献,压气机特性预测的关键是构造合适的损失和落后角模型的经验关系式,国外学者基于大量实验数据发展了众多压气机损失和落后角模型的经验关系式<sup>[1-5]</sup>,但仅有极少数较早的研究成果发表。目前公开文献中的叶栅经验模型主要是针对早期的标准叶型,例如 NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) 65 系列、DCA (double circular airfoil) 及 MC (multiple circular airfoil) 等,这些模型被广泛使用并封装于各类商用压气机设计及分析软件。随着压气机设计技术的发展,通过三维优化得到的先进叶型被广泛应用于高性能压气机中,早期的损失和落后角模型需要加以校准才能应用到现在的先进叶型上。对此,国外学者开展了一些关于经验模型校准的初步研究工作,Léonard 等<sup>[6]</sup>基于 PW3S1 轴流压气机的落后角和损失对经验模型进行了校准,校准后的损失

和落后角模型能够很好地反映该压气机的流动特性。Hansen 等<sup>[7]</sup>也根据某压气机实验数据对模型进行了校准,校准后的模型得到了和实验吻合较好的结果。国内方面,彭斌<sup>[8]</sup>基于所发展的一维模型,利用四台压气机实验数据对模型中的损失和落后角模型参数进行了分别的优化校准,获得了较好的精度。

基于国内外的研究发现,压气机特性预测的难点在于如何提高损失和落后角模型的通用性和预测精度。基于此,本文提出了一种基于正反问题耦合的压气机特性快速预测方法,从压气机设计理论出发,以求解平均半径主流进出口参数的一维平均流线方法为基础,开展能够根据给定设计指标,快速进行压气机的设计和性能预测方法的研究。同时,为了提高压气机特性预测的精度,本文在自主开发的正反问题耦合的压气机快速预测模型中引入了基于优化算法的损失和落后角模型参数校准方法,并在此基础上,利用三台压气机实验结果对预测模型参数进行了统一的校准与验证。

## 1 预测方法的流程与模型

### 1.1 预测方法的流程

本文建立的基于正反问题耦合的压气机特性预测方法流程如图 1 所示。首先基于给定的设计压比及流量等信息,从压气机设计理论出发,通过构建反问题设计模块给出合理的压气机几何气动布局方案,在此基础上通过正问题分析模块利用压气机的损失和落后角模型预测出全工况范围内的压气机特性图,最后再根据预测特性与目标的

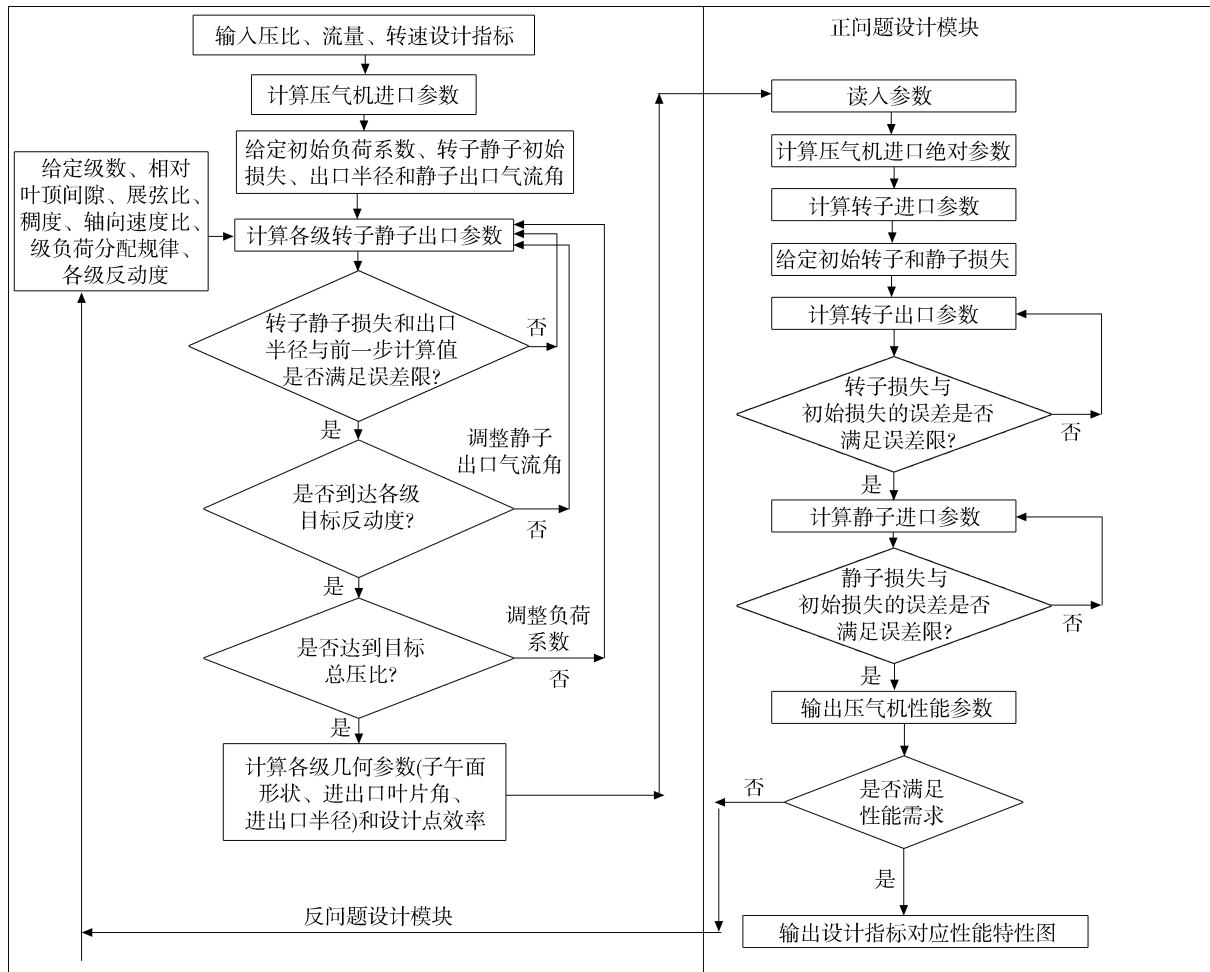


图 1 基于正反问题耦合的压气机特性预测方法流程图

Fig.1 Flow chart of prediction method of compressors characteristics with coupling direct and inverse problems

偏差调整气动布局方案,以此通过对正反问题的耦合求解实现对该设计指标下的压气机特性的合理快速预测。

反问题设计模块的流程图如图 1 左侧所示,首先根据给定的设计参数结合进口气流角、流量系数、轮毂比等进口参数确定压气机进口的几何形状及气动参数,在此基础上通过给定级数,展弦比、反动度等设计参数,并设定各级初始负荷系数、转子静子损失系数、出口半径气流角,结合设计点损失和参考落后角模型进行迭代计算,通过调整各级静子出口气流角及负荷系数分别迭代至各级反动度及压气机总压比达到给定设计参数及指标。迭代收敛后,根据参考功及落后角模型最终确定压气机一维几何参数及设计点效率。正问题设计模块的计算流程如图 1 右侧所示,主要是根据压气机转速、流量、各级平均半径几何参数、稠度、展弦比、叶尖间隙等几何参数,结合非设计点损失和落后角模型,通过迭代转子

与静子的损失完成压气机转子静子进出口气动参数的计算,进而获取压气机不同转速的特性曲线。

### 1.2 预测方法的模型

压气机一维反问题设计和正问题分析计算中采用了大量的损失和落后角模型来模拟实际叶片对气流的做功和产生的总压损失,因此损失和落后角模型的正确与否对于一维设计和分析计算具有非常重要的影响,基于国内外公开文献,本节对一维设计和分析中涉及的经验模型进行简单介绍。

#### 1.2.1 参考攻角模型

压气机基元叶栅在不同的工况时的性能不同,而且不同的压气机其设计点也是不同的。为了便于评估基元叶栅设计工况和非设计工况的性能,NASA (National Aeronautics and Space Administration)综合分析NACA-65系列叶栅大量的实验结果,提出了参考状态的概念<sup>[9]</sup>。参考状态

对应的攻角称为参考攻角,通常选在攻角特性线的最小损失点上,基元叶栅的参考攻角对落后角和总压损失计算的准确性有着重要的影响。Lieblein 参考攻角模型<sup>[10]</sup>在压气机特性计算中得到较为广泛的应用,该模型基于 NACA-65 系列叶型的大量低速实验数据建立了一套参考攻角经验关系式,其计算式见式(1),Lieblein 参考攻角模型考虑了进口气流角、叶片弯角、最大厚度和稠度的影响。

$$i^* = K_{sh} K_{ti} (i_0^*)_{10} + n\theta \quad (1)$$

$$\begin{aligned} (i_0^*)_{10} = & (0.0325 - 0.0674\sigma) + \\ & (-0.002364 + 0.0913\sigma)\beta_1 + \\ & (1.64 \times 10^{-5} - 2.38 \times 10^{-4}\sigma)\beta_1^2 \end{aligned} \quad (2)$$

式中  $i^*$  为参考攻角;  $K_{sh}$  为叶片形状与 NACA65 系列不同形状修正因子;  $K_{ti}$  为叶片厚度不等于 10% 时的厚度修正因子;  $(i_0^*)_{10}$  是 NACA65 系列 10% 厚度分布叶型弯度为零时的攻角,如式(2)所示,是稠度  $\sigma$  和进口气流角  $\beta_1$  的函数;  $n$  为攻角随弯度的变化率;  $\theta$  是叶片弯角。

$$\delta = \begin{cases} \delta^* + (-0.809 \times 10^{-3} + 0.5588x - 0.2928x^2)\epsilon^* & x \geq 0 \\ \delta^* + (0.1191 \times 10^{-3} + 0.480x + 0.3452x^2)\epsilon^* & x < 0 \end{cases} \quad (5)$$

式中  $x = \left( \frac{i - i^*}{\epsilon^*} \right)$ , 其中  $i$  为实际攻角,  $\epsilon^*$  代表参考状态下的气流转折角,用式(6)计算。

$$\epsilon^* = \theta - \delta^* + i^* \quad (6)$$

### 1.2.3 总压损失模型

压气机总压损失主要包括叶型损失、激波损

$$\omega_{sh} = \frac{1 - \left[ \frac{(\gamma + 1)Ma_m^2}{(\gamma - 1)Ma_m^2 + 2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \left[ \frac{\gamma + 1}{2\gamma Ma_m^2 - (\gamma - 1)} \right]^{\frac{1}{\gamma - 1}}}{1 - \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma_m^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} \quad (7)$$

叶型损失的计算包含了参考叶型损失  $\omega_{ref}$  和非设计点叶型损失  $\omega_i$ , 参考叶型损失的预测主要是基于附面层动量厚度与叶片扩散因子的关系。众多学者基于实验数据发展了多种参考损失模型,如 Lieblein 模型<sup>[10]</sup>和 Koch & Smith 模型<sup>[15]</sup>。本文采用 Wright 和 Miller<sup>[14]</sup>发展的叶型损失模型,

$$\omega_i = \begin{cases} \omega_{ref} + 0.0005(i - i^*)^2 & Ma_{in} < 0.6 \\ \omega_{ref} + (-0.005 + 0.01Ma_{in})(i - i^*)^2 & 0.6 \leq Ma_{in} \leq 0.95 \\ \omega_{ref} + (-0.0594 + 0.0667Ma_{in})(i - i^*)^2 & Ma_{in} > 0.95 \end{cases} \quad (8)$$

### 1.2.2 落后角模型

压气机中广泛使用的参考落后角模型有 Lieblein<sup>[10]</sup>模型和 Carter<sup>[11]</sup>模型,本文使用 Lieblein 参考落后角模型,如式(3)所示,Lieblein 落后角模型考虑了进口气流角、叶片弯角、最大厚度和稠度的影响。

$$\delta^* = K_{sh} K_{t\theta} (\delta_0^*)_{10} + m\theta \quad (3)$$

$$\begin{aligned} (\delta_0^*)_{10} = & (-0.0443 + 0.1057\sigma) + \\ & (0.0209 - 0.0186\sigma)\beta_1 + \\ & (-0.0004 + 0.00076\sigma)\beta_1^2 \end{aligned} \quad (4)$$

其中  $\delta^*$  为参考落后角;  $K_{t\theta}$  为不同叶型厚度对落后角的修正;  $(\delta_0^*)_{10}$  是 NACA65 系列 10% 厚度分布叶型弯度为零时的落后角,如式(4)所示,是稠度  $\sigma$  和进口气流角  $\beta_1$  的函数;  $m$  为落后角随弯度的变化率。

非设计点落后角的计算需要根据攻角的变化对参考落后角进行修正,常用的非设计点落后角模型包括 Creveling 等<sup>[12]</sup>模型和 Howell<sup>[13]</sup>模型,本文采用 Creveling 模型,Creveling 模型非设计点实际落后角  $\delta$  与实际攻角  $i$  变化的关系用下式计算。

失和二次流损失。其中,二次流损失包括通道二次流和叶尖泄漏流等引起的损失,采用 Wright 和 Miller<sup>[14]</sup>发展的二次流损失模型。激波损失模型采用 Miller 模型,用式(7)计算激波损失  $\omega_{sh}$ , 其中  $\gamma$  为比热比,  $Ma_m$  为波前马赫数,  $Ma_{in}$  为进口马赫数。

该模型利用叶型损失参数与当量扩散因子之间的关系曲线计算损失,并考虑了马赫数带来的影响。

非设计点叶型损失模型与非设计点落后角模型类似,同样是关于实际攻角和参考攻角的函数,本文采用 Creveling 模型作为叶栅非设计点损失模型,计算公式如式(8)所示。

## 2 预测方法的校准及验证

### 2.1 预测方法的校准

压气机内流动具有强三维、有旋及非定常等特点,在多级压气机中流动情况尤为复杂,因此早期根据平面叶栅实验发展的经验模型难以普遍适用于各种流动情况。为进一步提高一维设计和分析程序的准确性,本文发展了一种基于实验数据和优化算法的压气机损失和落后角模型经验参数的校准方法。具体思想是采用一维性能分析程序对多个压气机的特性曲线进行预测,以预测特性曲线和实验特性曲线的误差函数作为优化目标,最小化预测特性曲线和实验特性曲线的误差函数,通过优化的方法校准损失和落后角模型的经验参数,具体流程如图 2 所示。

如图 2 所示,损失和落后角模型经验参数的

$$\omega_i = \begin{cases} \omega_{ref} + C_1(i - i^*)^2 & Ma_{in} < 0.6 \\ \omega_{ref} + (C_2 + C_3 Ma_{in})(i - i^*)^2 & 0.6 \leq Ma_{in} \leq 0.95 \\ \omega_{ref} + (C_4 + C_5 Ma_{in})(i - i^*)^2 & Ma_{in} > 0.95 \end{cases} \quad (9)$$

一维分析程序中非设计状态的落后角模型采用 Creveling 模型,采用的校准形式如式(10)所示。

$$\delta = \begin{cases} \delta^* + (C_6 + C_7 x + C_8 x^2)\epsilon^* & x \geq 0 \\ \delta^* + (C_9 + C_{10} x + C_{11} x^2)\epsilon^* & x < 0 \end{cases} \quad (10)$$

式(9)和式(10)中的  $C_1 \sim C_{11}$  都为待定系数。

优化算法采用遗传算法,遗传算法模拟生物进化过程中“优胜劣汰、适者生存”的机理,将优化问题的每一个可能解看作是群体的个体,将每一个个体编码成符号串的形式;根据预定目标的适应度函数对每个可能的解进行评价,来确定搜索方向;借用生物遗传学的观点,通过对群体反复进行选择、交叉、变异等操作,得到更优的新一代群体,同时以全局并行搜索的方式来搜索优化群体中的最优个体,得到满足要求的最优解,图 3 给出了遗传算法流程图。

采用遗传算法对损失和落后角模型的经验参数进行优化时,优化变量是式(9)和式(10)中的待定系数。目标函数对优化结果有着重要的影响,其决定了优化算法的寻优方向,针对损失和落后角经验模型的校准,目标函数应该能够准确衡量预测特性曲线和实验特性曲线的整体误差,本文采用 Hausdorff 距离定义目标函数<sup>[8]</sup>,Hausdorff 距离表示两条曲线的最大距离,优化目标函数为压气机的一维分析程序预测特性和实验特性的各条

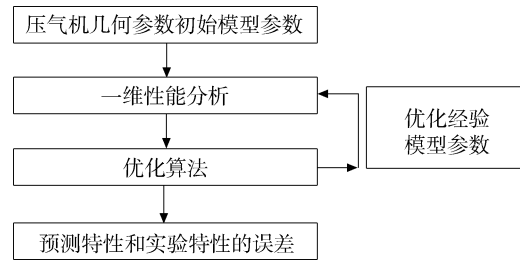


图 2 损失和落后角模型经验参数的校准流程图  
Fig.2 Calibration flow chart of empirical parameters of loss and deviation angle model

校准过程主要包括经验模型的校准方法、优化算法和一维性能分析程序三部分,本文主要对非设计状态的损失和落后角模型的经验参数进行校准,其中一维性能分析采用第二节描述的方法,一维分析程序中非设计状态的损失模型采用 Creveling 模型,采用的校准形式如下式所示:

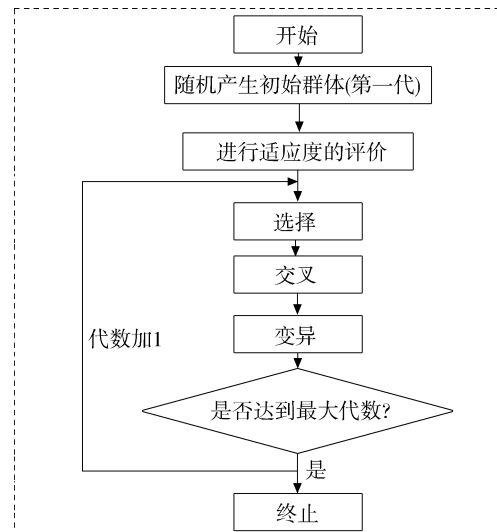


图 3 遗传算法流程图  
Fig.3 Flow chart of genetic algorithm

转速特性曲线的 Hausdorff 距离之和,目标函数如式(11)所示,其中  $\eta$  和  $\pi$  分别表示压气机的效率和压比,下标 cal 和 exp 分别表示预测数据和实验数据。本文采用多个压气机的实验数据对损失和落后角模型进行校准,因此优化的目标函数是所有压气机各条转速特性曲线目标函数  $F$  的和,  $H$  为 Hausdorff 距离函数,  $j$  表示第  $j$  条特性线。

$$F = \sum_{j=1}^n H(\eta_{cal}^j + \pi_{exp}^j) + H(\pi_{cal}^j + \pi_{exp}^j) \quad (11)$$

## 2.2 基准模型和校准模型的对比

为了提升一维分析程序的精度,改善损失和落后角模型的适用范围,本文采用两台压气机的实验数据对损失和落后角模型的经验系数进行校准,分别是Aachen三级轴流亚声速压气机<sup>[16]</sup>和NASA两级轴流跨声速风扇<sup>[17]</sup>,表1给出了校准用的两台压气机设计点性能。

表1 校准用的两台压气机设计点性能

Table 1 Characteristics of the two compressors for calibration

压气机	流量/(kg/s)	压比	效率/%
Aachen压气机	13.7	1.98	90.32
NASA风扇	83.8	2.80	83.90

本文采用同时优化两台压气机的效率和压比预测误差的方法进行损失和落后角模型经验系数的校准,并对比分析了校准模型和基准模型的预测精度。式(12)和式(13)给出了校准后的非设计点损失和落后角经验模型,如式(13)所示,由于落后角模型是分段函数,校准后的落后角模型在函数分段点不连续,因此采用三次多项式函数对校准后的落后角模型进行了拟合,式(14)给出了三次多项式拟合的校准后的落后角模型。

图4给出了校准前后损失和落后角模型的对比,其中图4(b)的横坐标为攻角偏离函数 $x$ ,定义为进口攻角与参考攻角差值 $(i - i^*)$ 与气流参考转折角 $\epsilon^*$ 之比的函数。图4(a)给出了实际攻角与参数攻角之差的绝对值为 $5^\circ$ 的损失对比,可以看出,校准后的损失模型增大了高进口马赫数(进口马赫数大于0.6)时的损失,增大了损失随进口马赫数和非设计攻角的变化幅度,图4(b)给出了气流转折角为 $30^\circ$ 时校准前后非设计点落后角模型对比,可以看出,校准后的落后角模型增大了大负攻角时的落后角,减小了大正攻角时的落后角。

表2给出了校准用的两台压气机采用校准模

型和基准模型的设计点和全工况的预测误差对比。其中误差定义如式(15)和式(16)所示,表示压气机压比、效率预测值和实验值的误差的均值,其中 $k$ 表示压气机的实验特性曲线的转速个数, $l$ 表示每个转速下实验点的个数, $E_\eta$ 表示效率平均误差, $E_\pi$ 表示压比平均误差, $\pi_{dp}$ 表示设计点压比, $E(\eta_i^k)$ 表示实验效率和预测效率的误差。优化中采用了两个压气机的实验数据对损失和落后角模型进行校准,因此误差为两台压气机误差的平均值。

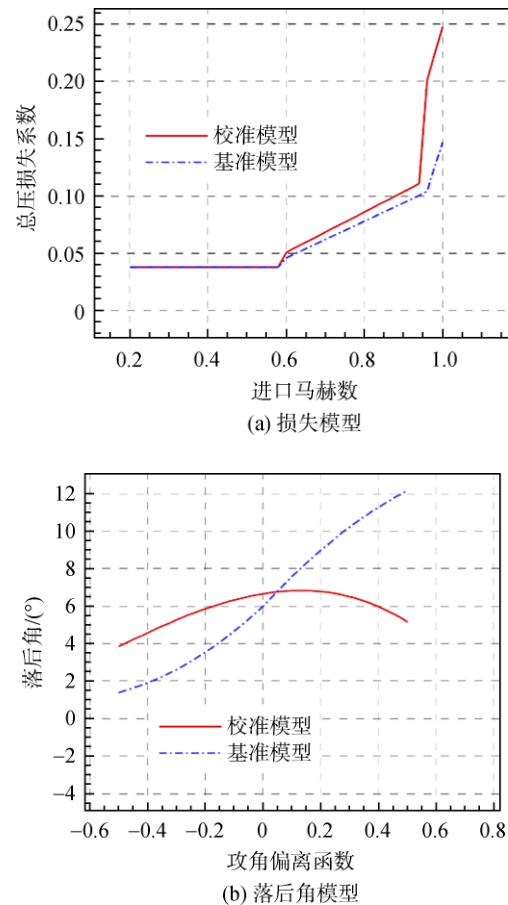


图4 校准模型和基准模型的损失和落后角对比  
Fig.4 Comparison of the loss and deviation angle for the calibration model and datum model

$$\omega_i = \begin{cases} \omega_{ref} + 0.0005(i - i^*)^2 & Ma_{in} < 0.6 \\ \omega_{ref} + (-0.0053 + 0.011Ma_{in})(i - i^*)^2 & 0.6 \leq Ma_{in} \leq 0.95 \\ \omega_{ref} + (-0.0594 + 0.073Ma_{in})(i - i^*)^2 & Ma_{in} > 0.95 \end{cases} \quad (12)$$

$$\delta = \begin{cases} \delta^* + (-0.0247 + 0.4696x - 1x^2)\epsilon^* & x \geq 0 \\ \delta^* + (0.0655 + 0.3941x + 0.2572x^2)\epsilon^* & x < 0 \end{cases} \quad (13)$$

$$\delta = \delta^* + (-0.1549x^3 - 0.2892x^2 + 0.0830x + 0.022)\epsilon^* \quad (14)$$

表 2 校准用的两台压气机基准模型和校准模型的设计点和全工况的预测误差

Table 2 Prediction errors of the calibration model and datum model at design point and full working points for the two compressors of calibration

模型	预测误差/%			
	设计点效率	设计点压比	全工况效率	全工况压比
基准	0.39	3.25	3.16	6.42
校准	0.11	2.53	1.13	3.81

$$E_{\eta} = \text{mean} \left[ \sum_k^K \sum_l^L E(\eta_i^k) \right] \quad (15)$$

$$E_{\pi} = \text{mean} \left[ \sum_k^K \sum_l^L E(\eta_i^k) / \pi_{dp} \right] \quad (16)$$

与基准模型相比,校准模型设计点和全工况的效率和压比的预测误差较小,提高了效率和压比的预测精度。定量来看,与基准模型相比,校准模型在设计点和全工况的效率预测误差分别下降

到0.11%、1.13%。下面从特性图的角度对比分析校准模型和基准模型对两台压气机的预测效果。图5给出了Aachen三级压气机校准模型、基准模型和实验1.0转速和0.94转速特性对比,图6给出了NASA两级跨声速风扇1.0转速和0.7转速特性对比。可以看出,校准模型显著改善了压气机设计转速和非设计转速效率和压比的预测精度,校准模型的效率和压比特性曲线的变化趋势与实验值更一致。

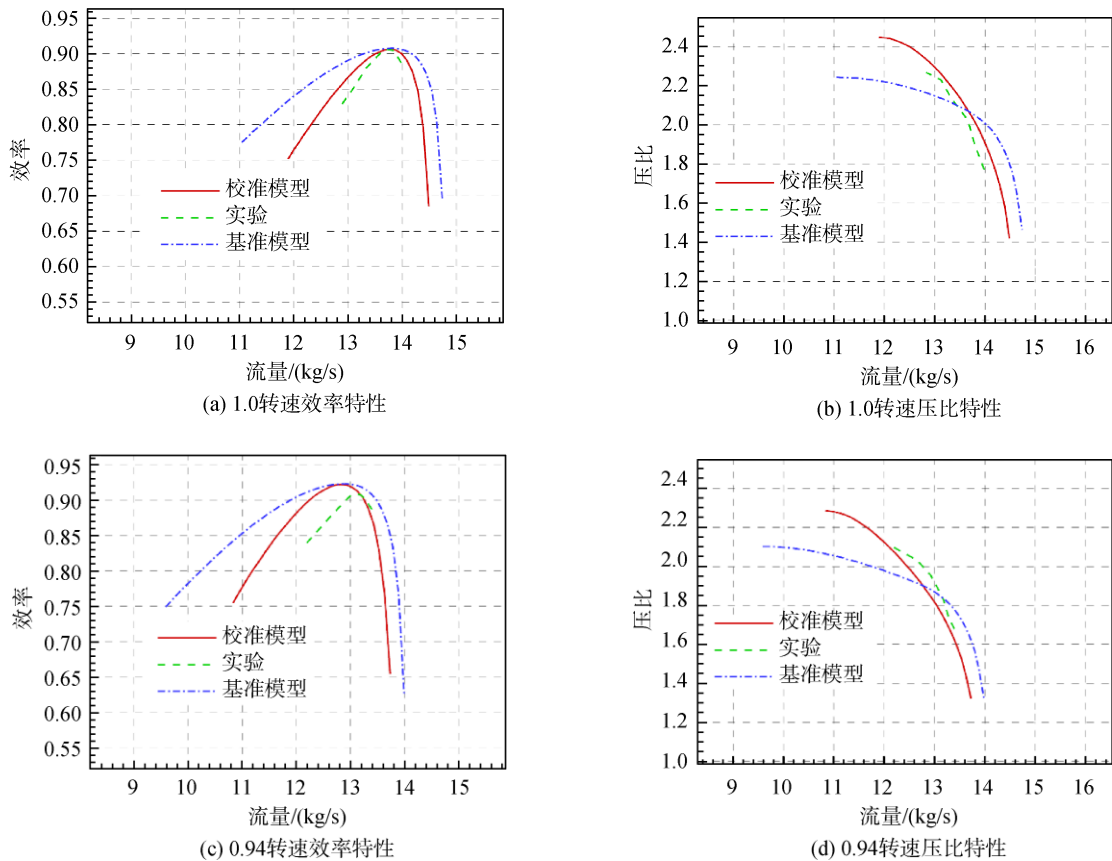


图5 Aachen三级压气机校准模型、基准模型和实验的特性对比

Fig.5 Characteristics comparison of Aachen three-stage compressor for the calibration model, datum model and experiment

### 2.3 校准模型的验证

为了进一步验证校准模型的精度和通用性,采用一台未参与模型参数校准的PW3S1压气机

的实验数据对校准后的损失和落后角模型进行验证<sup>[18]</sup>。PW3S1亚声速压气机为3.5级压气机,转子和静子叶型为非标准叶型,设计点流量为4.3

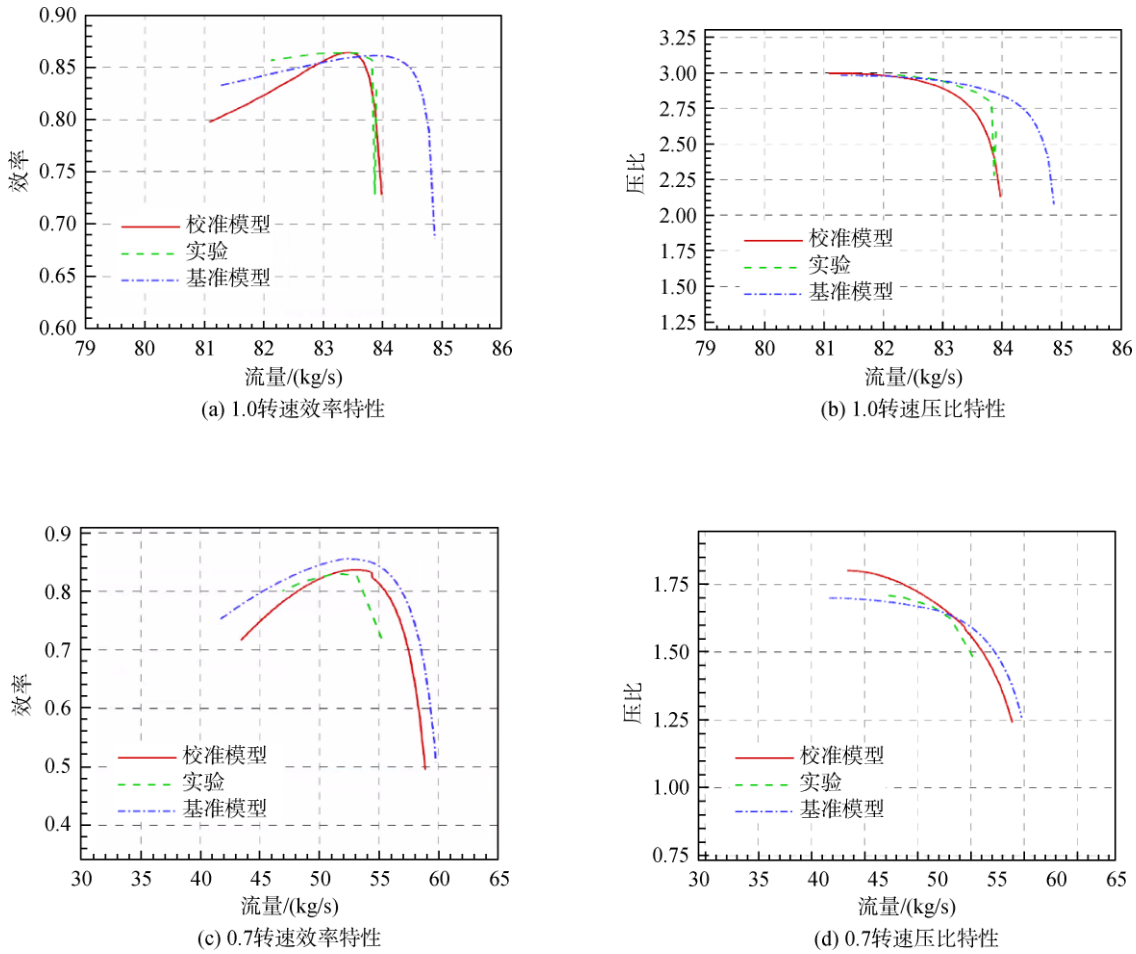


图 6 NASA 两级风扇校准模型、基准模型和实验的特性对比

Fig.6 Characteristics comparison of NASA two-stage fan for the calibration model, datum model and experiment

kg/s, 压比为 1.345, 效率为 86.12%。表 3 给出了 PW3S1 压气机基准模型和校准模型的设计点和全工况的预测误差对比, 与基准模型相比, 校准模型设计点和全工况的效率和压比的预测误差均较小, 提升了性能曲线的预测精度。定量来看, 校准模型在设计点和全工况的效率预测误差分别下降到 0.23%、1.34%。图 7 给出了 PW3S1 压气机 1.05 转速、1.0 转速和 0.85 转速时利用校准模型、基准模型预测的特性和实验特性的对比。与基准模型预测的效率特性曲线对比, 在 1.05 转速、1.0

转速和 0.85 转速, 校准模型的效率特性曲线的预测精度明显提升, 显著提升了设计转速和非设计转速效率特性的预测精度。由 1.05 转速、1.0 转速和 0.85 转速的压比特性曲线对比可知, 在近失速区域附近, 校准模型压比特性的预测误差比基准模型预测误差稍有增大, 但在除失速区域以外的其余工况点, 校准模型的压比特性与实验压比特性的误差更小, 从整个特性曲线来看, 校准模型提高了三个转速下的压比特性曲线的预测精度。

表 3 PW3S1 压气机校准模型和基准模型的设计点和全工况的预测误差

Table 3 Prediction errors of the calibration model and datum model at design point and full working points for PW3S1 compressor

模型	预测误差/%			
	设计点效率	设计点压比	全工况效率	全工况压比
基准	0.26	5.32	1.56	7.56
校准	0.23	4.73	1.34	5.31



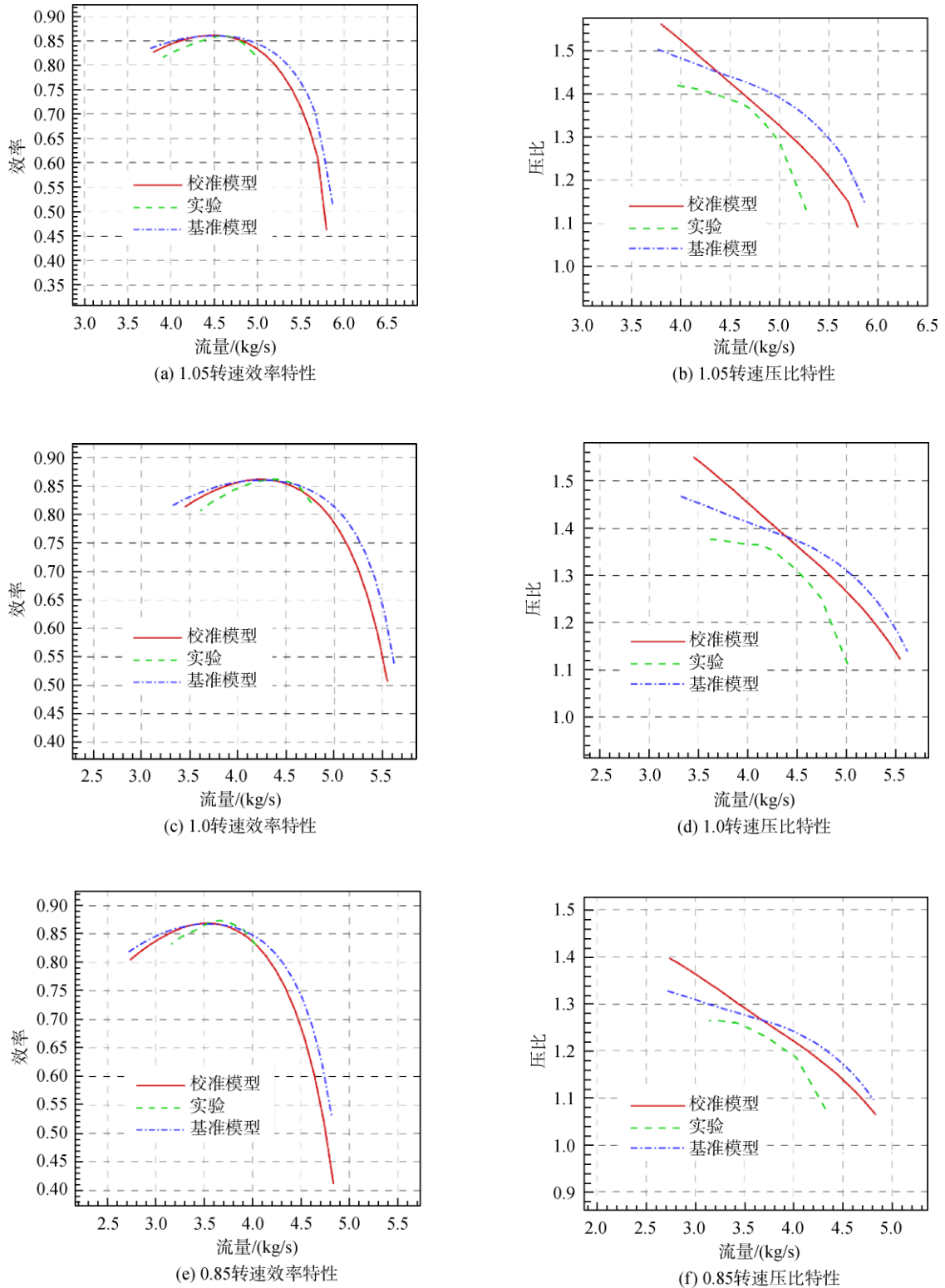


图 7 PW3S1 压气机校准模型、基准模型和实验的特性对比

Fig.7 Characteristics comparison of PW3S1 compressor for the calibration model, datum model and experiment

### 3 结论与展望

本文以发动机需求分析以及概念设计阶段压气机部件特性图的快速预测为目标,发展了一种

基于正反问题耦合的压气机特性快速预测方法。方法中正问题模块根据流量、压比等主要设计指标快速确定压气机一维几何气动布局参数;反问题模块快速分析并给出压气机全工况特性图,通

过正反问题的不断耦合迭代,最终给出符合给定设计指标需求的压气机通用特性图。为了克服现有压气机损失和落后角经验模型通用性较弱的问题,本文发展了基于优化理论的模型参数校准方法,通过遗传算法来针对两台压气机优化预测特性与实验特性之间的偏差,从而实现对模型参数的校准。在此基础上,在一台压气机上利用实验数据对模型进行了验证,结果表明优化校准算法有效地提高了特性图预测模型的精度。

本文发展的特性图预测方法除了可应用于需求分析及概念设计阶段的压气机特性图生成之外,也可应用于整机实验条件下的特性图信息补充,通过少数的特性图实验点结合设计指标来校准并补充工况特性图用于进行进一步的分析。随着实验数据的不断充实,本文所发展的预测模型及模型参数优化方法有望获得进一步的通用性及精度提升,并克服商用软件中封装模型固定及通用性较弱的缺陷,为自主发展发动机设计平台及体系提供有力支撑。

#### 致谢

本课题研究来源于中国航空发动机集团有限公司四川燃气涡轮研究院外委课题,特此感谢。

#### 参考文献:

- [1] PACHIDIS V, PILIDIS P, TEMPLALEXIS I, et al. Prediction of engine performance under compressor inlet flow distortion using streamline curvature[R]. ASME Paper GT2006-90806, 2006.
- [2] BOYER K M. An improved streamline curvature approach for off-design analysis of transonic compression systems[D]. Blacksburg, US: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2001.
- [3] MILLER G R, LEWIS G W, HARTMANN M J. Shock losses in transonic compressor blade rows[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1961, 83(3):235-241.
- [4] 杜文海, 吴虎, 黄健. 跨声速多级轴流压气机非设计性能预测[J]. 航空动力学报, 2007, 22(9):1481-1486.  
DU Wenhai, WU Hu, HUANG Jian. Off-design performance prediction of multi-stage transonic axial compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(9):1481-1486. (in Chinese)
- [5] 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(3):682-688.  
HU Jiangfeng, ZHU Xiaocheng, OUYANG Hua, et al. Axial compressor performance calculation at off-design conditions[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(3):682-688. (in Chinese)
- [6] LÉONARD O, ADASM O. A quasi-one-dimensional CFD Model for multistage turbomachines[J]. Journal of Thermal Science, 2008, 17(1):7-20.
- [7] HANSEN A, KAPPIS W. Automised calibration of empirical loss and deviation models for compressor blade rows[R]. ASME Paper 2001-GT-0346, 2001.
- [8] 彭铖. 多级轴流压气机一维性能建模及变几何优化[D]. 辽宁大连:大连理工大学, 2019.  
PENG Cheng. One-dimensional performance modeling and variable geometry optimization of multistage axial compressor[D]. Dalian, Liaoning: Dalian University of Technology, 2019. (in Chinese)
- [9] LIEBLEIN S. Analysis of experimental low-speed loss and stall characteristics of two-dimensional compressor blade cascade[R]. NACA RM-E57A28, 1957.
- [10] LIEBLEIN S. Blade element flow in annular cascades[R]. NASA SP-36, 1965.
- [11] CARTER A D S. The low speed performance of related aerofoils in cascades[M]. London: HM Stationery Office, 1950.
- [12] CREVELING H F, CARMODY R H. Axial flow compressor computer program for calculating off-design performance[R]. NASA-CR-72427, 1968.
- [13] HOWELL A R. Fluid dynamics of axial compressors[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, 1945, 153(1):441-452.
- [14] WRIGHT P I, MILLER D C. An improved compressor performance prediction model[R]. London: Institute for Mechanical Engineering, 1991.
- [15] KOCH C, SMITH L. Loss sources and magnitudes in axial flow compressors[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1976, 98(3):411-424.
- [16] WANG Z, REINHARDMILLER N. Assessment of numerical methods on a 3.5-stage axial compressor[C]//Proceedings of the 18th International Society for Air Breathing Engines Conference. Beijing: International Society for Air Breathing Engines, 2007:511-523.
- [17] REID L, MOORE R D. Performance of single-stage axial-flow transonic compressor with rotor and stator aspect ratios of 1.19 and 1.26, respectively, and with design pressure ratio of 1.82[R]. NASA Technical Paper 1338, 1978.
- [18] GEYE R P, BUDINGER R E, VOIT C H. Investigation of a high-pressure-ratio eight-stage axial-flow research compressor with two transonic inlet stage II preliminary analysis of overall performance[R]. NACA RM E53J06, 1953.

(编辑:陈越)