

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2026.02.009

# 变几何进气道流场与性能的快速预测方法研究

马航宇, 苏伟仪, 安航, 张俊欣, 杨振均

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

**摘要:** 针对压缩面可旋转调节的二元进气道, 采用本征正交分解(POD)的模型降阶方法, 结合径向基函数(RBF)插值, 构建 POD-RBF 快速预测模型。研究发现: 该模型可以实现任意来流马赫数和压缩面旋转角度时进气道流场的快速预测, 预测结果与数值模拟结果符合良好。对整个样本空间内进气道喉道流量和总压恢复系数进行预测, 其中喉道流量预测误差小于 2%, 总压恢复系数预测误差小于 3%。该方法在不同飞行工况时进气道的精细化调节方面具有较好的应用价值。

**关键词:** 飞行器; 变几何进气道; 模型降阶; 本征正交分解; 径向基插值; 快速预测

**中图分类号:** V231      **文献标志码:** A      **文章编号:** 1671-5276(2026)02-0045-05

## Research on Rapid Prediction Method of Flow Field and Performance of Variable Geometry Inlet

MA Hangyu, SU Wei-yi, AN Hang, ZHANG Junxin, YANG Zhenjun

(College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** Aiming at a two-dimensional inlet with rotationally adjustable compression surface, the POD-RBF rapid prediction model is constructed by using the model reduction method of proper orthogonal decomposition (POD) combined with radial basis function (RBF) interpolation. It is found that the model can realize the rapid prediction of the inlet flow field at any Mach number and the rotation angle of the compression surface, and the prediction results are in good agreement with the numerical simulation ones. The inlet throat mass flow and total pressure recovery coefficient in the whole sample space is predicted, with the prediction error of the throat mass flow less than 2%, and the prediction error of the total pressure recovery coefficient less than 3%. This method has good application value in the fine adjustment of the inlet under different flight conditions.

**Keywords:** aircraft; variable geometry inlet; model reduction; proper orthogonal decomposition; radial basis function; rapid prediction

### 0 引言

高超声速飞行器由于其巨大的潜在军事优势, 目前它已成为各航空航天大国研究的热点。进气道作为高超声速飞行器的关键部件之一, 其工作状态直接影响到整个飞行器的性能与安全<sup>[1]</sup>。

在高超声速领域, 二元进气道由于其结构简单、调节方案较多且易于实现、有利于一体化设计等优点<sup>[2]</sup>, 从而得到了广泛的应用。然而, 飞行器设计时, 为保证其高马赫数飞行条件下的性能, 设计马赫数往往较高, 在非设计点工况, 进气道的起动性能、流量捕获能力和抗反压能力等往往较差。单一固定几何的进气道已经难以满足宽速域飞行的要求<sup>[3]</sup>。根据飞行器不同的飞行工况, 对

进气道进行几何调节是一种行之有效的方法, 它可以提升其在低马赫数时的性能, 保证发动机的稳定工作。

在进气道调节方面, 潘鹏宇等<sup>[4]</sup>通过调节喉道面积研究了二元进气道的自起动过程。高明等<sup>[5]</sup>采用下壁面可旋转, 喉道设置泄流槽的调节方案, 开展了不同区域流量抽吸对进气道性能的影响研究。然而, 在调节方式确定后, 不同工况时的调节量往往依赖于研究者的经验以及大量的计算流体动力学(computational fluid dynamics, CFD)仿真, 且并不能保证在所有工况下, 进气道的性能始终是最优的。因此, 为充分发挥进气道的性能, 必须发展一种变几何进气道流场与性能的快速预测方法。

在流体力学领域, 基于本征正交分解(proper orthogonal decomposition, POD)的方法实现流场

**基金项目:** 先进航空动力工作站项目(HKCX2020-02-021)

**第一作者简介:** 马航宇(1998—), 男, 河南开封人, 硕士研究生, 研究方向为内流气体动力学, sx2102151@nuaa.edu.cn。

**通信作者简介:** 苏伟仪(1979—), 男, 云南镇雄人, 副教授, 博士, 研究方向为内流气体动力学, weiyi-su@nuaa.edu.cn

快速预测一直是研究热点,该方法在弯曲激波压缩二元进气道<sup>[6]</sup>、E<sup>3</sup>高压涡轮<sup>[7]</sup>、乘波前体-进气道一体化模型中均得到了成功应用。但以上研究中,研究对象均是固定几何的,在变几何流场预测中该方法是否适用仍然不得而知。

基于此,本文以二元进气道为研究对象,采用数值模拟的方法,提出了进气道变几何调节方案。在 POD 方法的基础上,结合径向基函数(radial basis function, RBF)插值,构建变几何进气道流场与性能的快速预测模型,为实现进气道的精细化调节提供技术支撑。

## 1 物理模型与数值模拟方法

### 1.1 物理模型

本文以二元进气道为研究对象,如图 1 所示。该进气道基于等强度配波理论进行设计,外压段采用三道斜激波压缩,设计点飞行高度为 26.6 km,设计马赫数为 6.0,在设计点三道斜激波交汇于唇口。

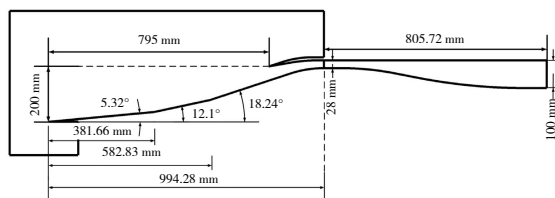


图 1 二元进气道尺寸图

### 1.2 数值模拟方法

采用 RANS 方法对流体动力学控制方程进行求解。选择密度基求解器,湍流模型使用 SST(shear stress transport)  $k-\omega$  模型,无粘通量采用 2 阶精度 AUSM 格式,黏性项通过中心差分格式得到。其中,层流黏性系数采用 Sutherland 公式进行计算,湍流黏性系数由湍流模型计算得到,时间推进采用欧拉隐式方法。

边界条件设置如图 2 所示,来流采用压力远场边界,来流参数取自标准大气 26.6 km 处的气流参数;远场出口和进气道出口均采用压力出口边界,其中进气道出口反压取来流静压的 10 倍;喉道为内部面条件;对于所有的壁面,均采用无滑移绝热壁面边界条件。

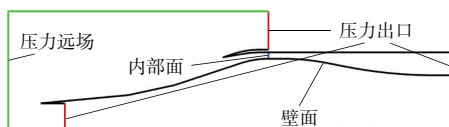


图 2 二元进气道边界条件示意图

## 2 变几何进气道调节方案

综合考虑进气道在低马赫数时的流量捕获能力和起动能力,本文提出一种旋转压缩面的调节方式,如图 3 所示。以第 2 级和第 3 级压缩面的连接点( $x=582.83$  mm,  $y=78.67$  mm)为旋转中心,将进气道下壁面绕其顺时针旋转,旋转角度为  $\theta$ 。前两级压缩面向上偏转,压缩角减小,从而引起激波角减小,使得低马赫数时激波更贴近唇口,减少了溢流,提高了进气道的流量捕获能力。第 3 级压缩面的压缩角也减小,同时使得喉道高度增加,减小了内收缩比,提高了进气道的低马赫数起动能力。

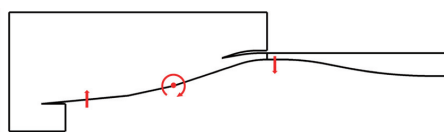


图 3 二元进气道调节方案示意图

该进气道要求的马赫数工作范围为 3~6,为验证这种调节方式是否有效,对马赫数为 3 时,进气道调节前后分别进行了数值模拟,马赫数分布云图如图 4 所示。由图 4 可知,在来流马赫数为 3 时,若不对进气道进行几何调节,在进气道肩部会出现较大的分离包,严重影响了进气道的流量捕获能力,并且会带来较大的总压损失,气流品质大幅下降;进气道压缩面旋转 4°后,在相同工况下,进气道肩部的分离包完全消失,流量捕获能力和总压恢复系数均得到改善。与进气道调节前相比,捕获流量提高了 112.9%,总压恢复系数提高了 27.4%,进气道性能得到明显提高,证明了本文所采用的进气道调节方案合理有效。

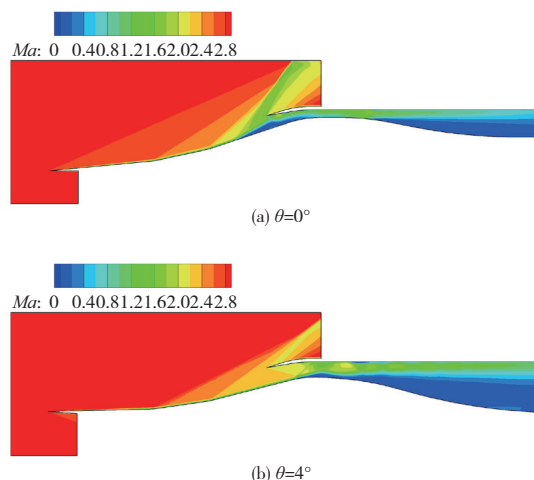


图 4 进气道调节前后马赫数分布云图

### 3 快速预测方法

#### 3.1 快速预测总体方案

本文基于 POD 模型降阶方法,结合 RBF 构

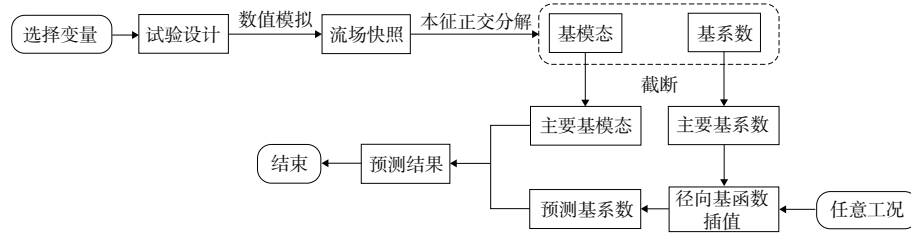


图5 快速预测流程图

具体主要包括以下步骤。

1) 选择影响变量。本文选择的变量为  $Ma$  和  $\theta$ , 其中  $Ma$  范围为  $3 \sim 6$ ,  $\theta$  范围为  $0^\circ \sim 4^\circ$ 。

2) 针对这两个变量进行试验设计 (design of experiments, DOE), 得到一系列的样本工况点, 为保证样本点在样本空间分布均匀, 本文采用优化拉丁方采样方法进行试验设计, 获取的 30 个样本点分布如图 6 所示。

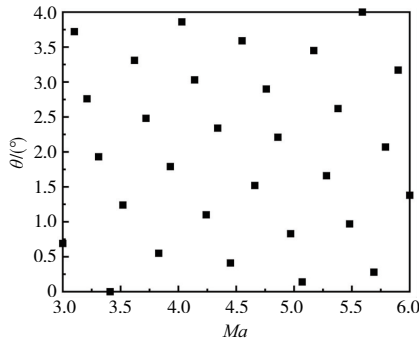


图6 样本点分布

3) 通过数值模拟获得 30 个样本工况下的流场, 构成流场快照。

4) 使用 POD 方法实现模型降阶, 模型降阶后获得 POD 基模态及基系数, 并对其进行模态截断, 保留主要模态、忽略次要模态。

5) 对于任意非样本工况, 通过 RBF 插值实现未知工况对应的基系数的预测。

6) 将 POD 基模态与预测的基系数线性组合并叠加, 实现流场的快速预测。

#### 3.2 POD 方法

将每一个工况下的进气道流场快照用一个列向量表示, 并按照一定的工况顺序组成快照矩阵。

$$\mathbf{u} = [\mathbf{u}_1 \ \mathbf{u}_2 \ \cdots \ \mathbf{u}_i \ \cdots \ \mathbf{u}_N] \quad (1)$$

建立了进气道流场的快速预测模型, 其完整流程如图 5 所示。

式中:  $N$  为样本工况数;  $\mathbf{u}_i$  可以是任意类型的流场数据, 本文分别选择了马赫数。

为避免分解时某个奇异值远大于其他奇异值<sup>[8]</sup>, 对快照矩阵进行处理, 得到脉动样本矩阵

$$\mathbf{u}' = [\mathbf{u}_1 - \bar{\mathbf{u}} \ \mathbf{u}_2 - \bar{\mathbf{u}} \ \cdots \ \mathbf{u}_i - \bar{\mathbf{u}} \ \cdots \ \mathbf{u}_N - \bar{\mathbf{u}}] \quad (2)$$

式中  $\bar{\mathbf{u}} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \mathbf{u}_i$  为样本平均流场。POD 方法的本质就是寻找一组最佳正交基  $\Phi$ , 也被称为 POD 模态, 使得  $\mathbf{u}'$  在其上的投影在最小二乘意义上最优, 即

$$\min_{\Phi} \sum_{i=1}^N \|\mathbf{u}'_i - \Phi \Phi^T \mathbf{u}'_i\|, \Phi^T \Phi = \mathbf{I} \quad (3)$$

该最小值问题通过奇异值分解 (singular value decomposition, SVD) 方法进行求解。然后将  $\mathbf{u}'$  投影到  $\Phi$  上, 得到每个工况对应的基系数  $\mathbf{a}$ , 这样任意一个工况的流场数据  $\mathbf{u}_i$  可表示为

$$\mathbf{u}_i = \sum_{m=1}^N \Phi_m \mathbf{a}_m + \bar{\mathbf{u}} \quad (4)$$

由此达到了高维流场用低维基系数表示的效果。

#### 3.3 径向基函数插值

径向基函数插值是以未知点与已知点之间欧氏距离为自变量的精准插值方法。RBF 距离加权的特点, 使其具有更好的局部特性<sup>[9]</sup>, 在本文中, 对基系数的预测可表示为

$$f(x) = \sum_{k=1}^N w_k \varphi(\|x - x_k\|_2) \quad (5)$$

式中:  $\|x - x_k\|_2$  为预测工况与样本工况的欧氏距离;  $w_k$  为权重系数;  $\varphi$  为基函数。本文采用 3 次函数:

$$\varphi(\|x - x_k\|_2) = \|x - x_k\|_2^3 \quad (6)$$

#### 3.4 流场预测误差

为衡量预测精度, 基于网格节点给出预测误

差的定义:

$$E_r = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^M (u_i^{\text{CFD}} - u_i^{\text{pre}})^2}{\sum_{i=1}^M (u_i^{\text{CFD}})^2}} \quad (7)$$

式中:  $M$  为网格节点数;  $u_i^{\text{CFD}}$  为第  $i$  个网格节点的数值仿真流场数据;  $u_i^{\text{pre}}$  为第  $i$  个网格节点的预测流场数据。

## 4 结果与讨论

### 4.1 进气道流场的快速预测

以  $Ma = 3.4, \theta = 3^\circ$  这一非样本工况为待预测工况,采用 POD-RBF 方法对其马赫数分布进行了预测,为保证预测精度,本文在模态截断时保留前 20 阶。该工况的 CFD 结果与 POD-RBF 预测

结果以及绝对误差分布如图 7 所示。由图 7 可知,预测马赫数分布与 CFD 结果整体符合良好,进气道激波系的位置也非常准确,二者无明显差异。

从绝对误差分布来看,预测误差主要集中在扩压段内,尤其是扩压段的进口处。分析原因主要是在喉道处,存在激波、激波的反射等复杂流动现象,在进入扩压段后,由于下壁面几何调节,激波反射的角度、强度等均会发生变化,并且在马赫数较低时,进气道的抗反压能力较弱,该区域受进气道出口反压的影响,可能会出现激波串等现象,给流场预测带来了困难。但就整体而言,流场参数的分布依然非常精确,此时预测误差仅为 3.21%。预测耗时在 0.1 s 内,相较于数小时的 CFD 仿真优势明显。

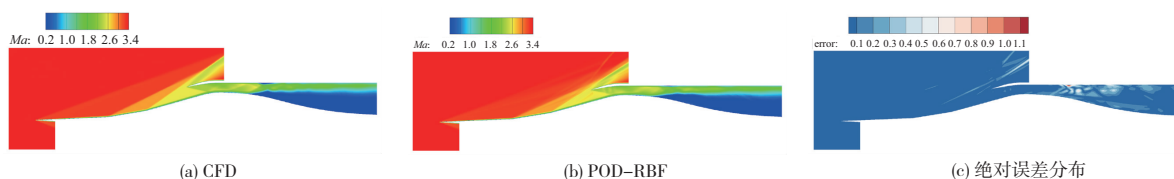


图 7 马赫数分布预测结果与绝对误差分布

### 4.2 进气道性能的快速预测

POD-RBF 快速预测方法赋予了我们实时观测该进气道在各个  $Ma$  以及  $\theta$  时流场分布的能力。然而,在工程实际中,仅仅只是流场分布是不够的,我们想要更直观地根据性能参数来指导进气道的调节。因此,本文对进气道在不同  $Ma$  和  $\theta$  时的性能进行了快速预测,性能参数分别选择了喉道流量和总压恢复系数,其中喉道流量分布如图 8 所示。

由图 8 可知,在相同  $\theta$  时,流量随马赫数的降低而减少,这主要是由于此时进气道捕获面积不变,各级压缩角也不变,当  $Ma$  减小时,激波角增大,激波远离唇口,进气道溢流增加,导致流量减小。在相同  $Ma$  时,流量变化却有所不同,当  $Ma$  较高时,唇口溢流很少,随着  $\theta$  的增大,进气道捕获面积减少,从而导致流量减小;当  $Ma$  较低时,随着  $\theta$  的增大,各级压缩角减小,引起激波角减小,激波贴近唇口,进气道溢流减少,从而导致流量增加,并且由图 4(a) 可知:  $Ma$  和  $\theta$  都较小时,进气道肩部的分离包也会阻碍进气道的流量捕获。

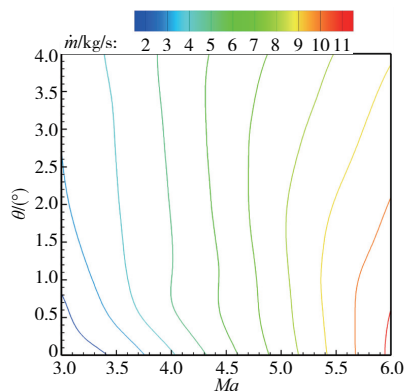


图 8 进气道不同工况的喉道流量

不同  $Ma$  和  $\theta$  时的喉道总压恢复系数如图 9 所示。整体上随马赫数的降低,进气道压缩面诱导的激波强度减弱,总压损失减小,总压恢复系数增大。左下角出现反常现象,由图 4(a) 可知,此时进气道肩部存在较大分离包带来较大的总压损失。左上角总压恢复系数降低是由于  $\theta$  较大时,扩压段进口处的扩张角增大,此时受进气道反压的影响,扩压段内存在回流,在  $Ma$  较低时,回流前推到喉道处,导致此处的总压恢复系数较低。

在  $Ma$  较高处也存在一个总压恢复系数较低

的区域,此时主要是由于进气道激波打在唇口内,反射激波的位置不同引起喉道附近流动分离的位置也有所不同。反射激波靠前时,随 $\theta$ 的增大,流动分离逐渐出现在喉道前,总压恢复系数降低, $\theta$ 继续增大,反射激波向后移动,分离区也随之向后移动,越过喉道以后,总压恢复系数有所升高。

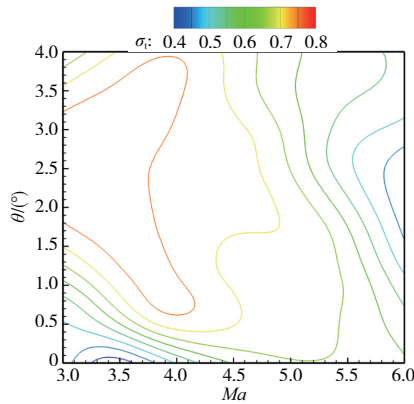


图9 进气道不同工况的喉道总压恢复系数

为评估性能预测结果是否准确,现选取了5个典型的非样本工况,并对其性能进行预测,同时对这5个工况进行CFD数值仿真,获取了喉道流量和喉道总压恢复系数的CFD结果。所选工况及喉道流量预测结果如表1所示,喉道总压恢复系数预测结果如表2所示。由两表可以发现,本文所采用的性能预测方法可以实现进气道喉道流量和总压恢复系数的精准预测,与CFD数值模拟结果符合良好,其中喉道流量预测误差小于2%,总压恢复系数预测误差不超过3%。该方法为飞行器在不同飞行工况下充分发挥进气道的性能、实现进气道的精细化调节提供了技术支撑。

表1 选取工况及喉道流量预测结果

| 工况 | $Ma$ | $\theta/(^{\circ})$ | $\dot{m}_{pre}/(\text{kg/s})$ | $\dot{m}_{CFD}/(\text{kg/s})$ |
|----|------|---------------------|-------------------------------|-------------------------------|
| 1  | 3.4  | 3.0                 | 3.835                         | 3.838                         |
| 2  | 3.8  | 1.2                 | 4.533                         | 4.448                         |
| 3  | 4.4  | 2.8                 | 6.205                         | 6.205                         |
| 4  | 5.2  | 0.5                 | 8.340                         | 8.293                         |
| 5  | 5.8  | 2.0                 | 9.665                         | 9.669                         |

表2 选取工况及喉道总压恢复系数预测结果

| 工况 | $Ma$ | $\theta/(^{\circ})$ | $\sigma_{t-pre}$ | $\sigma_{t-CFD}$ |
|----|------|---------------------|------------------|------------------|
| 1  | 3.4  | 3.0                 | 0.780            | 0.777            |
| 2  | 3.8  | 1.2                 | 0.764            | 0.743            |
| 3  | 4.4  | 2.8                 | 0.725            | 0.724            |
| 4  | 5.2  | 0.5                 | 0.664            | 0.652            |
| 5  | 5.8  | 2.0                 | 0.476            | 0.470            |

## 5 结语

本文以二元变几何进气道为研究对象,基于模型降阶的思路,构建了POD-RBF快速预测模型。主要得到以下结论:

1)本文提出的旋转压缩面的调节方案成功提高了进气道的低马赫数时的性能,证明了该方案合理有效;

2)POD-RBF模型可以实现任意 $Ma$ 和 $\theta$ 时进气道流场的快速预测,预测结果与数值模拟结果符合良好,预测耗时在0.1s内,证明了该方法在几何变化时依然适用;

3)对整个样本空间内进气道喉道流量和总压恢复系数进行了性能预测,喉道流量预测误差小于2%,总压恢复系数预测误差小于3%,该方法在不同飞行工况时进气道的精细化调节方面具有较好的应用价值。

## 参考文献:

- [1] 王强,郑日恒,陈懋章. 航空发动机科学技术的发展与创新[J]. 科技导报,2021,39(3):59-70.
- [2] 王肖. 一种二元超声速变几何进气道研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2019.
- [3] 夏有财. 宽速域变几何进气道设计仿真与试验研究[D]. 长沙:国防科技大学,2018.
- [4] 潘鹏宇,俞宗汉,周扬,等. 一种可变内收缩比的进气道自启动数值仿真[J]. 机械制造与自动化,2021,50(2):124-126.
- [5] 高明,袁化成,尹涛,等. 一种二元混压式可调进气道的抽吸影响规律研究及方案设计[J]. 重庆理工大学学报(自然科学),2020,34(1):126-134.
- [6] SUN F, SU W Y, WANG M Y, et al. RBF-POD reduced-order modeling of flow field in the curved shock compression inlet[J]. Acta Astronautica, 2021, 185: 25-36.
- [7] 崔晟,苏伟仪,孙斐,等. E~3高压涡轮三维流场快速预测方法研究[J]. 推进技术,2022,43(11):59-71.
- [8] MAININI L, WILLCOX K. Surrogate modeling approach to support real-time structural assessment and decision making[J]. AIAA Journal, 2015, 53(6):1612-1626.
- [9] 张黎明,蔡琦,宋梅村. 基于RBF神经网络的NPP运行状态趋势预测[J]. 原子能科学技术, 2013, 47(11):2103-2107.

收稿日期:2024-01-11