# 基于网格测力数据的多体分离轨迹预测方法研究\*

解福田,邹东阳,钟 俊,林敬周

(中国空气动力研究与发展中心 超高速所,四川 绵阳 621000)

摘 要:将基于风洞网格测力试验数据建立的气动力模型与刚体运动方程进行耦合求解,得到多体 分离轨迹-时间特性,建立了一种多体分离的离线轨迹预测方法。为了提高气动力模型的预测精度,针 对移动最小二乘法 (MLS)模型提出一种新的权函数形式,针对Kriging气动力数学模型通过加入样点预 处理提出了Kriging-Pre数学模型。研究方法应用于来流马赫数6条件下,某并联两级入轨飞行器标模的 分离特性研究。研究表明采用改进的两种气动力数学模型均可有效提高分离轨迹预测精度,得到与CFD 以及风洞试验定性一致的结论。验证了本文提出的离线轨迹预测方法可以满足当前多体分离特性定性分 析需求,具有较高时效性。

关键词:两级分离;网格测力;离线轨迹;气动力数学模型;刚体运动方程 中图分类号:V211.7 文献标识码:A 文章编号:1001-4055 (2022) 08-210146-11 DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210146

# Multi-Body Separation Trajectory Prediction Based on Grid Force Measurement Data

XIE Fu-tian, ZOU Dong-yang, ZHONG Jun, LIN Jing-zhou

(Hypervelocity Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Centre, Mianyang 621000, China)

**Abstract:** The trajectory time characteristics of multi-body separation were obtained by coupling solution of the aerodynamic model based on the grid test data of wind tunnel and the motion equation of rigid body. A method for off-line trajectory prediction of multi-body separation was established. In order to improve the prediction accuracy of the aerodynamic model, a new weight function was proposed for the moving least square (MLS) model, and a Kriging-pre mathematical model was proposed for the Kriging aerodynamic mathematical model by adding sample point pretreatment. The method was applied to study the separation characteristics of a TSTO parallel two-stage orbiter under the Mach number of 6. The results show that the two improved aerodynamic mathematical models can effectively improve the prediction accuracy of the separation trajectory, and the conclusions are qualitatively consistent with CFD and wind tunnel tests. It was verified that the off-line trajectory prediction method proposed in this paper can meet the current requirements for qualitative analysis of multi-body separation characteristics and has high efficiency.

Key words: Two-stage separation; Grid force measurement; Off-line trajectory; Aerodynamic mathematical model; Rigid body motion equation

<sup>\*</sup> 收稿日期: 2021-03-11;修订日期: 2021-08-21。

作者简介: 解福田, 硕士, 工程师, 研究领域为高超声速风洞试验技术。

通讯作者:林敬周,硕士,研究员,研究领域为多体分离、喷流干扰试验技术。

引用格式:解福田,邹东阳,钟 俊,等.基于网格测力数据的多体分离轨迹预测方法研究[J].推进技术,2022,43(8):
 210146. (XIE Fu-tian, ZOU Dong-yang, ZHONG Jun, et al. Multi-Body Separation Trajectory Prediction Based on Grid Force Measurement Data[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(8):210146.)

# 1 引 言

两级能否安全可靠分离一直是级间分离研究的 热点和难点。CFD计算和风洞试验是当前研究该问 题的常用手段。以往多体分离风洞试验一般为固定 状态点位的网格测力试验,获得的数据为典型分离 时刻和不同分离姿态下的气动力数据。为充分利用 已有网格测力试验数据获得分离特性,需要发展一 种新的手段将已有网格测力试验数据转换为轨迹-时间数据,辅助多体分离特性分析。

近年来,国内外研究者采用工程和数值方法广 泛开展了头罩分离、助推级间分离和弹体投放分离 特性的研究。Sahu<sup>[1-2]</sup>采用计算流体力学与刚体动力 学耦合求解的方法计算了弹体的飞行轨迹和非定常 气动特性。Freeman<sup>[3]</sup>采用计算流体动力学研究了无 人机投弹轨迹。Sickles等<sup>[4]</sup>采用数值方法计算了F-18C/D 战斗机上 GBU-12 弹的投放轨迹,并和飞行试 验结果进行对比。Lee 等<sup>[5]</sup>采用 CFD 和六自由度刚体 方程(6 DOF)求解获得了 F-16 战斗机 PPB 弹的分离 轨迹。国内如西北工业大学的 Wang 等<sup>[6]</sup>、李航航 等<sup>[7]</sup>基于 Euler 方程和刚体六自由度运动方程, 对某 型导弹在试验选定的各种速度、迎角下的投放分离 轨迹进行了计算仿真。冯必鸣等[8]计算了超声速条 件下内埋武器分离特性。国防科大的赵晓慧[9]采用 数值仿真分析了巡航导弹锥形头罩分离特性。段旭 鹏等[10]基于动态混合网格研究了多体分离的数值模 拟方法。陈波等[11]开展了基于蒙特卡罗模拟的导弹 分离边界计算方法研究,获得了导弹分离边界。齐 乃明等[12]采用高超声速飞行器六自由度建模及数值 方法获得了分离体之间耦合特性。朱收涛等[13]利用 应用计算流体动力学软件 FLUENT 的二次开发功能 研究了平飞时内埋导弹弹射分离仿真。吕斐凯等[14] 采用一种基于粘性绕流和细长体理论的工程算法来 计算助推器分离后飞行的气动参数,并将气动数据 用于助推器的飞行动力学模型,分析助推器分离后 的姿态和轨迹。曾铮等<sup>[15]</sup>以径向基函数(RBF)网格 变形技术为基础,通过网格变形来刻画多体边界间 的相对运动。周培培等[16]在非结构动态重叠网格上 耦合求解刚体六自由度运动方程和非定常 N-S 方程 的方法,对无人机机载炸弹投放分离过程中的气动 特性和运动轨迹进行了数值模拟研究。西北工业大 学的王刚等[17]运用一种自回归滑动平均的时域气动 力建模方法,以计算流体力学与刚体动力学耦合仿 真的输出结果为样本,对旋转弹的非定常气动力进 行建模。范晶晶等[18]根据计算流体力学结果,从马 赫数、机翼攻角、导弹攻角等方面,给出导弹在不同 分离工况下的气动干扰规律,并采用增量系数法对 缺失工况进行一阶外插处理的气动干扰数据外推方 法。王超等<sup>[19]</sup>基于机器学习思想,提出了一种大空 域、宽速域的气动力建模方法。这种基于数值计算 方法的轨迹预测具有不受试验条件和分离状态限 制、不存在模型支撑干扰、拿到外形后可以立即开展 等优点。但是这种基于数值计算结果的轨迹预测仍 然存在一些不足:(1)当存在湍流、边界层干扰、激波 干扰、非定常效应等复杂流动现象时往往希望与试 验结果结合分析。采用纯数值或工程方法没有充分 挖掘现有试验数据包含的信息<sup>[20]</sup>。(2)对于复杂外形 网格划分的工作量较大,网格质量难以保证,时效性 不高。考虑分离方案优化问题时,每次更换初始姿 态或舵偏角时都要重新划分网格,不便于分离方案 的实时优化,快速评估分离风险。

本文研究的基于网格测力试验数据的离线轨迹 预测技术,相较于直接采用捕获轨迹试验技术 (CTS)<sup>[21]</sup>,离线轨迹预测具有一些潜在优点:(1)在 CTS轨迹试验中,为了走位不同,模型需要连接在不 同的机构上,相互独立运动。往往需要采用一个或 多个腹支或背支的支撑方式,会给测量带来较大干 扰,CTS的实时性特点使得这种干扰难以扣除。基于 网格测力的轨迹计算是在试验之后进行的,网格测 力这种定常试验可以通过假支撑或尾支自由流测力 等对腹/背支撑干扰进行修正<sup>[22]</sup>。(2)离线轨迹预测可 以任意增加离线轨迹点数,不受风洞运行时间限制。 (3)不增加车次就可以给出不同飞行状态、舵偏、起 始分离姿态的可能轨迹预测,密集化分离状态,从而 筛选出较优的分离方案。(4)可以充分利用以往开展 的网格测力数据,不增加或增加少量试验车次对以 往分离试验进行轨迹计算。此外,当前具备完整六 自由度的双CTS或多CTS的试验设备较少,多体分离 轨迹试验准备时间较长,试验效率较低。离线轨迹 计算具有较高的时效性,可以快速完成不同分离状 态的分离轨迹预测,获取分离特性,评估分离方案 风险。

本文以某TSTO两级入轨飞行器标模的级间分离 过程为对象,开展离线轨迹预测方法研究。为保证 气动力建模精度,针对移动最小二乘法(MLS)<sup>[23-25]</sup>,提 出了一种新的权函数形式,提高了模型的紧致性;针 对Kriging插值模型<sup>[26-29]</sup>,改进了样点处理方式,考虑 了不同物理量的差异对预测精度的影响。最后,从 气动力预测精度和轨迹预测精度分析验证了方法的 优缺点和适用程度,为今后开展类似研究提供支撑。

## 2 TSTO离线轨迹预测数据来源

TSTO两级入轨飞行器标模<sup>[30]</sup>属于一种可重复使 用天地往返的新概念飞行器标准模型,该类型飞行 器近几年正成为国内外研究者关注的热点,分离轨 迹特性研究是该类飞行器被重点关注的核心技术之 一。本文以TSTO标模动态分离过程为对象开展离 线轨迹预测研究,验证和分析本文给出的气动力建 模方法。下面给出轨迹预测中用到的坐标系和模型 设计状态参数等输入输出条件。

#### 2.1 TSTO多体分离飞行器运动坐标系

这里主要介绍轨迹运动坐标系的定义。轨迹运 动坐标系包含体轴系和惯性坐标系。为便于数据对 比,轨迹运动坐标系与风洞坐标系定义方式一致。 以两个飞行器为例,飞行器的体轴系为原点位于各 自理论质心,x轴正方向定义为从飞行器尾部指向头 部,y轴正方向指向飞行器上方,z轴正方向按照右手 法则确定;惯性坐标系 oxyz 固定地面,ox轴沿来流方 向,oy轴正方向竖直向上,oz轴正方向按照右手法则 确定,具体定义方式如图1所示。其中,Δx,Δy分别 为二级模型质心相对于一级模型质心的位移在惯性 系下 ox 轴和 oy 轴上的分量。为了对比,将后续的 CFD 结果也转换到风洞坐标系中。



Fig. 1 Schematic diagram of two-stage aircraft motion trajectory

#### 2.2 TSTO网格测力试验数据

试验模型为TSTO背驮式组合两级入轨空天飞 行器1:100缩比模型,图2给出了TSTO模型初始位 置的三维数模俯视图,其中下方大模型定义为一级 (主体),上方小模型定义为二级(分离体)。图3为初 始位置对应的风洞内模型照片,缩比后两级模型最 小间隙3mm。网格测力试验一级采用腹支撑方式,通 过一级尾支撑自由流测力结果对腹支撑干扰进行修 正。网格测力试验的状态参数包括攻角α(-4°~+6°)、 x方向级间距变化量 $\Delta x(-0.169 \sim 0.13m,$ 缩比后)、y 方向级间距变化量 $\Delta y(0 \sim 0.28m,$ 缩比后)、相对攻角  $\Delta \alpha (-6^{\circ} \sim +7^{\circ})$ 共四个变量,例滑角和舵偏角均固定 为0°。样点采用近似均匀分布设计,每个参变量取 约5个离散值描述气动特性的变化规律,参数变化 范围参照了已有 CFD 计算结果,四个变量共有约 742个样点,样点边界包含 CFD 计算的轨迹,如图4所 示,后续轨迹预测时以轨迹是否超出样点边界和设 定时间作为轨迹计算终止迭代条件。图中轨迹点和 样点坐标与天上实际飞行轨迹对应。来流马赫数为 6,动压为 30kPa,建立 TSTO 两级模型一级和二级轴 向力系数 $C_{\rm A}$ ,法向力系数 $C_{\rm N}$ ,绕参考中心的俯仰力矩 系数 $C_{\rm MZ}$ 的预测模型。样点合并阈值设置为0.1。



Fig. 2 TSTO model



Fig. 3 Wind tunnel model photos



## 3 TSTO离线轨迹预测方法

本文的离线轨迹预测方法包括气动力建模方法

和运动物理模型建立方法。其中,运动物理模型仍 然采用六自由度刚体运动方程,气动力建模方法是 离线轨迹预测的关键技术难点。为保证建模精度, 本文针对典型飞行器的风洞试验数据特点和以往建 模经验对建模方法进行改进。

为了建立更加精确的多体分离气动数学模型, 针对已有移动最小二乘(MLS)<sup>[23-25]</sup>和插值模型Kriging<sup>[26-29]</sup>等经典数学方法进行了改进,建立多体分离 气动力数学模型。下面对改进方法分别介绍。

## 3.1 改进的移动最小二乘模型

移动最小二乘法近似模型的基本形式详见文献 [23-24]。需要注意的是MLS有多种基函数供选择, 当样本点不够密集或目标量与影响量之间的非线性 度较大时,采用低次多项式基函数较好,一般为一 次、二次和三次多项式<sup>[25,31-33]</sup>,下文分别用 MLS-1, MLS-2, MLS-3表示。其次, 控制模型光滑性和紧致 作用的紧致函数是决定插值精度的重要参数。紧致 函数的形式并不唯一,紧致函数对插值精度影响很 大,往往针对不同问题采用不同的权函数。已有权 函数存在追求光滑性而随距离的变化过于平缓的问 题,权函数紧致作用不够,该问题在样点散度较大的 气动建模中并不明显。在靠近样点处降低了权重比 例。如图5所示,刘俊-立方样条权函数和高斯样条 权函数没有经过(0,1)点,张健的立方权函数和周凤 佳的高斯权函数经过(0,1)点但曲线过于平缓。针 对已有权函数的紧致作用问题,根据权函数的一般 原则,本文提出了一种新的权函数形式如下

$$w = e^{\left(-\frac{\rho_i}{2\sigma^2}\right)} \tag{1}$$

式中 $\rho_i$ 表示样点距插值点的欧式距离与样点域最大 欧式距离的比值,距离越远权函数值越小。 $\sigma$ 为紧致 因子, $\sigma$ 越小紧致作用越大(越接近于插值)样点附近 拟合精度越高,但太小精度也会降低,根据本文数据 分布情况取 $\sigma = 0.1$ 。图5给出了本文权函数曲线, 可见在靠近样点附近紧致作用明显增强。

#### 3.2 改进的Kriging插值模型

改进后的 Kriging 插值模型,本文称为 Kriging-Pre模型。

当出现重复或近似重复数据时,会不合理地增 大样点的权重。不同攻角、级间距等物理量的影响 比重差异较大,一般 Kriging模型<sup>[23,25,29]</sup>精度对样点分 布十分敏感, Kriging模型最初为几何空间分布的插 值应用,如地理分布问题,各方向参数的权重差异不 大。当用于不同物理量时,如本文攻角和级间距问



题,1°攻角和1mm级间距的变化对目标量的影响是 不同的,如果仍然按照原始量统一处理则可能会放 大级间距的影响。这会导致插值"空间"中不同样点 的目标值与空间距离的相关性减弱,相同距离尤其 靠近待插值点的样点并不一定是高度关联点,故目 标值的散度较大。如图6中左侧图所示,欧式距离较 小时,即图中靠近原点位置应该为高度相关点,但自 身的散开度很大,点的相关性不高。这显然会导致 插值误差增大。为保证不同物理变量欧式空间分布 更加均衡合理,对数据样本点进行了规整化预处理, 为区别于常规的Kriging插值模型,这里将预处理后 的Kriging插值模型称为Kriging-Pre模型。其基本思 想是扣除各样点与目标点距离的均值,再利用距离 均方差降低样点之间的差异。实施方式如下:

以气动力模型输入参变量为例,设气动力模型 有 $N_v$ 个参变量,如攻角、级间距等,样点数为 $N_s$ 。其 中, $x_d$ 为第d个参变量的第j个样点。设所有样点 $x_d$ 的均值为 $\bar{x}_d$ ,则计算d维参变量 $x_d$ 的均方差 $\sigma_d$ 为

$$\sigma_{d} = \sqrt{\sum_{j=1}^{N_{s}} (x_{dj} - \bar{x}_{d})^{2}} / (N_{s} - 1)$$
(2)

则预处理后的样点参变量 x'\_j为

$$x'_{dj} = \left( x_{dj} - \bar{x}_d \right) / \sigma_d \tag{3}$$

处理后样点数据的各维分量均值近似为0,方差 接近1。气动力系数目标量的处理方式相似,在得到 插值结果后对插值目标量进行逆处理。这样处理只 需要进行一次,不会增加太多计算量。

当样本点数量较大时,相关矩阵 R 容易出现奇 异、病态现象导致无法解出。这里采用了文献[25] 中的方法求解 Kriging-Pre 模型避免奇异情况出现。 Kriging-Pre 模型采用了 Hooke-Jeeves 等方法<sup>[23,25,29]</sup> 对 Kriging 模型中相关参数 θ<sup>[23]</sup>进行优化。Hooke-Jeeves类似于爬山法,对本文来说比遗传算法更加有 效。Kriging和Kriging-Pre模型中回归函数为常数, 相关函数模型为指数模型。

### 4 改进的方法验证与结果分析

# 4.1 改进权函数的 MLS 模型验证与分析

基于 TSTO 网格测力试验数据,建立 MLS 预测模 型。图6给出了基于改进权函数的 MLS模型对主体 法向力系数 $C_{N}$ 的预测结果与原始数据的对比。图7 给出采用不同权函数的 MLS-2 模型预测分离体轴向 力系数 $C_{\Lambda}$ 的预测结果,其中N为样点序号。通过对 比可知,改进的xft-指数权函数预测精度更高。改进 权函数的MLS模型采用的是非交叉验证的方式。通 过对比可知,改进权函数的 MLS 对气动力系数的预 测结果与原始数据符合得较好。对比其他权函数, 改进权函数的 MLS 模型对  $C_{a}$  预测结果的平均相对偏 差从最大的 3.2%(周凤佳采用权函数)降低到 0.7%, 最大相对偏差从最大的19.9%(刘俊立方权函数)降 低到4.2%,预测精度平均提高了近5倍。上述权函数 结果与其它文献[29,31,33]中介绍的权函数预测结 果进行对比,证明本文权函数预测结果的精度 更高。



Fig. 6 Prediction results of  $C_N$  with non-cross validation and the improved exponential weight function



Fig. 7 Prediction results of C<sub>A</sub> with different weight functions

# 4.2 Kriging-Pre方法验证与分析

采用网格测力样点数据交叉验证法验证 Kriging-Pre气动力模型程序及方法的正确性,并与常规 Kriging模型<sup>[26]</sup>进行了对比。图8给出了50个样点预 处理前后样点 $C_{a}$ 系数随欧式距离的分布,图8(a)为 预处理前样点的分布,图8(b)为仅对参变量进行了 预处理后样点的分布。从图中可以看出,预处理前 距离目标点较近的样点C,值的散度比较大,这也说 明了起始点的插值精度不会很高,预处理后起始点 的C,值比较集中,仅在距离较远的部分点存在集中 度较差的问题。这说明了预处理后样点目标值与欧 式距离的相关性增大了,提高了插值空间相关性,降 低了不同物理量之间的度量差异影响。图9给出主 体C<sub>4</sub>样点预处理前后的预测结果,为便于比较,样本 点根据C,的大小进行了排序调整,N为调整后的样 点序号。从图9中可以看到常规 Kriging 方法的预测 偏差较大,即使对θ值优化或取较小的定值都不能很 好地反映原始数据变化。图9给出预处理前后对排 序的前50样点气动力系数C<sub>4</sub>的交叉验证预测结果, 可以看出,Kriging-Pre预测结果与原始数据符合得最 好。平均偏差由最大的3%降低到0.7%,最大偏差由 最大的25%降低至3.4%,预测精度提高4~8倍,可 见样点预处理可以明显提高常规Kriging方法的预测 精度。

#### 4.3 改进的气动力数学模型预测相对误差分布

改进后 MLS 方法的权函数采用本文提出的 xft-指数模型权函数,基函数分别采用1次、2次和3次基 函数,分别用 MLS-1-xft、MLS-2-xft 和 MLS-3-xft 表 示。输入样点数为550点,交叉预测前150样点的 值,为便于分析和基于张健立方权函数的 MLS-1, MLS-2,MLS-3结果进行了对比。

图 10 给出不同方法的相对误差分布,相对误差的参考量为对应载荷系数的最大值,图中横坐标 N 为样本点序号。从图 10 可知改进后的 MLS 模型预测结果精度明显高于改进前的 MLS 模型。其中, MLS-3-xft 模型的预测精度高于改进前的 MLS-3, 也优于改进后的 MLS-2-xft 和 MLS-1-xft 模型。 Kriging-Pre 模型预测精度最高,在样点群内部相对 偏差主要在 5% 以内,即使在样点集边界附近相对 偏差也不超过 10%,明显高于其他模型。对不同气 动载荷分量,分离体和主体的 C<sub>MZ</sub> 预测偏差最大,改 进前模型预测的分离体 C<sub>MZ</sub> 最大相对偏差超过 80%,改进的 MLS-3-xft 模型分离体 C<sub>MZ</sub> 最大相对偏 差不到 40%。改进的 Kriging-Pre 模型预测主体 C<sub>MZ</sub>







Fig. 8 Distribution of  $C_A$  and Euclidean distance before and after preprocessing



Fig. 9 Prediction results of  $C_A$  before and after sample preprocessing

的最大偏差小于10%,改进后的模型极大提高了各载荷系数的预测精度,显著降低了分离体和主体的 C<sub>MZ</sub>偏差。

以分离体法向力系数 C<sub>N</sub>为例,应用交叉验证法 评估不同方法模型的气动力系数预测结果。交叉验 证选取前 550个样点构建气动模型,交叉预测前 150 个样点。预测时将被验证样点从建模样点中依次去 除。相对误差定义为偏差与 150 样点的 C<sub>N</sub>最大值 之比。

表1给出不同方法交叉验证预测的分离体 $C_{N}$ 相 对误差分布(前150样点)。由表1可以看出,MLS-1xft,MLS-2-xft,MLS-3-xft和Kriging-Pre模型的预测 偏差大部分小于5%。Kriging-Pre模型预测相对偏差 主要在5%以内,小部分小于10%,在所列方法中的 精度最高。

| Table 1 | Relative error distribution of prediction results of |
|---------|--|
|         | $C_{\rm N}$ with different methods (%)               |

| Error range | <5   | 5~10 | 10~30 | 30~100 | >100 |
|-------------|------|------|-------|--------|------|
| MLS-1       | 35.3 | 28.0 | 32.7  | 2.7    | 0.0  |
| MLS-1-xft   | 70.7 | 24.0 | 5.3   | 0.0    | 0.0  |
| MLS-2       | 66.7 | 22.7 | 8.0   | 2.0    | 0.0  |
| MLS-2-xft   | 85.3 | 12.7 | 2.0   | 0.0    | 0.0  |
| MLS-3       | 85.3 | 12.0 | 2.0   | 0.0    | 0.0  |
| MLS-3-xft   | 93.3 | 6.7  | 0.0   | 0.0    | 0.0  |
| Kriging     | 13.3 | 23.3 | 36.0  | 26.7   | 0.0  |
| Kriging-Pre | 98.0 | 2.0  | 0.0   | 0.0    | 0.0  |

#### 4.4 改进后不同方法轨迹点的气动力预测结果

前述采用交叉验证法验证了气动力数学模型的 插值预测精度。由于网格点相对均匀分布,交叉验 证法无法分析网格中心点的预测精度。为了进一步 分析气动力数学模型的预测精度,采用有试验数据 对比的试验轨迹点气动力预测进行分析。选取试验 状态为0°初始攻角,不同力系数-时间曲线如图11所 示,其中,横轴t为分离轨迹点对应真实时间。

从图 11 中可知 MLS-3-xft 轴向力预测整体精度 较高,Kriging-Pre模型预测的趋势更加符合。主体和 分离体法向力的预测精度相对适中(平均11.98%, 9.55%), MLS-3-xft, Kriging-Pre 相对较高(平均 7.28%、7.48%)。分离体 C<sub>MZ</sub>的预测精度相对较差(平 均 43%), Kriging-Pre 的 精 度 相 对 最 高 (平 均 13.04%), 主体的相对较好(平均14.8%), Kriging-Pre 的精度相对最高(平均9.79%)。主体和分离体的C<sub>A</sub> 值预测偏差较小(平均3.63%和5.96%),变化趋势符 合较好。预测偏差比样点交叉验证结果明显偏大, 分析原因应该为轨迹点与样点之间的距离较远及周 围样点分布不均匀所致,尤其C<sub>wz</sub>随样点的变化剧 烈,后续还需要局部再增补样本点,或者对当前样点 分布进行调整。对试验轨迹点的气动力系数进行预 测,并与试验结果比较。不同方法得到的相对偏差 分布如表2所示。由表中可以看出,改进权函数的 MLS-1-xft, MLS-2-xft, MLS-3-xft 和 Kriging-Pre 模 型的预测偏差大部分<5%,相对偏差的分布相当。其 中 MLS-3-xft 和 Kriging-Pre 预测相对偏差都小于 30%。综上,从力的角度看,二级俯仰力矩预测精度



Fig. 10 Relative error distribution of prediction results with improved models

相对较差,轴向力和法向力预测精度较高(5%左右)。 从模型角度分析,Kriging-Pre和MLS-xft-3方法的预 测精度相对更高(一般小于10%)。与交叉验证结果 (一般小于1%)相比精度普遍较低。可见样点分布和 数量对预测结果有较大影响。

### 4.5 不同方法轨迹预测精度分析

采用改进后不同建模方法对轨迹进行预测,预测结果分别与试验结果和CFD计算结果比较,分析



Fig. 11 Prediction results of aerodynamics of trajectory points

不同方法的预测精度。分离初始攻角为0°,预测模型使用网格测力样点数据共742个,预测轨迹时间约2s,轨迹点时间间隔为0.01s,约200个轨迹点被预测。 其中,MLS-3-xft-Pre为加入样点预处理的MLS-3-

Table 2Relative error distribution of prediction results of $C_N$  of trajectory points with different methods (%)

| Error range | <5   | 5~10 | 10~30 | 30~100 | >100 |  |
|-------------|------|------|-------|--------|------|--|
| MLS-1-xft   | 59.6 | 14.1 | 19.2  | 7.1    | 0.0  |  |
| MLS-2-xft   | 61.6 | 14.1 | 21.1  | 3.0    | 0.0  |  |
| MLS-3-xft   | 58.6 | 29.3 | 12.1  | 0.0    | 0.0  |  |
| Kriging-Pre | 66.7 | 17.2 | 16.2  | 0.0    | 0.0  |  |

xft数学模型。图  $12 + x_1$ 为一级模型质心相对初始位 置的x方向全尺寸移动距离,从图12中可以看出,0° 开始分离时所有数学模型预测的一级模型x1与试验 结果符合得较好,最大相对偏差只有3%;与CFD偏 差较大,最大相对偏差达15%。α1为一级模型俯仰角 相对初始俯仰角的变化,一级模型的俯仰角变化量 α,预测较差,预处理后的 Kriging 和 MLS-3 预测结果 平均相对偏差较小,与试验最大相对偏差分别为52% 和6%。图12中x,为二级模型质心相对初始位置的x 方向全尺寸移动距离,对二级模型的x2预测呈现两 种趋势, MLS-3模型预测结果与试验结果较一致(最 大偏差5%),其它模型预测结果与CFD结果较一致 (最大偏差9%)。不同方法对二级模型的俯仰角变化 α,的预测普遍较差,MLS-2-xft和MLS-3-xft Pre量值 上相对更接近(最大偏差54%)。对二级模型相对一 级模型质心距离 $\gamma$ 方向分量 $\Delta\gamma_2$ 的预测显示,所有方 法的预测结果趋势与试验或CFD计算符合较好,其 中,MLS-2-xft和MLS-3-xft与试验结果更接近(最大 偏差4%), Kriging-Pre模型结果与CFD计算结果符 合得较好(最大偏差5%), MLS-1 对 $\alpha_1$ 和 $\Delta y_2$ 预测偏 差最大(最大偏差24%)。综上,不同方法对两级模型 的x 位移和y 相对位移  $\Delta y_2$  预测精度较高(与试验偏 差一般小于5%),对两级模型攻角变化预测精度较差 (最大偏差超过 50%)。总体上, Kriging-Pre 和 MLS-3-xft-Pre的轨迹预测效果较好。综上,俯仰角 $\alpha_1$ 和  $\alpha$ ,的预测精度较差,x位移和y相对位移 $\Delta$ y,预测精度 较高。这与4.4节中的C<sub>MZ</sub>预测精度不高,C<sub>A</sub>和C<sub>N</sub>预 测精度较高相一致。C<sub>MZ</sub>预测精度似乎没有对x位移 和 γ 相对位移预测精度产生太大影响。

#### 4.6 TSTO分离轨迹特性分析

采用本文方法对TSTO分离特性进行研究,并与 CFD和试验结论对比验证。这里主要以两级分离过 程中最小间隔随初始攻角和分离时刻的变化规律为 研究对象。在确定两级模型相对位置后,分离特性 主要影响因素为分离时的初始攻角,基于离线轨迹 预测方法对不同初始攻角下的分离特性开展研究。 CFD计算和轨迹试验均未考虑有推力情况,离线轨迹



Fig. 12 Comparison of prediction results and the experimental results with 0° starting angle

预测方法研究了无推力和推阻平衡的分离特性。图 13 给出了 Kriging-Pre 模型预测的无推力最小距离 min\_Δy-初始攻角曲线,min\_Δy表示0~2s分离时刻 两级模型表面之间的最小距离,小于0表示模型相 碰,初始最小间距为0.3m。从+1°开始随着攻角增

大,分离后不考虑相对攻角的两级模型的距离有减 小趋势, 攻角越大最小间距越小, 大约在+2°~+2.5°最 小间距为0。但是由于模型自身尺寸较大,相对攻角 的变化导致两级模型提前接触。图 14给出基于 Kriging-Pre模型预测的一级推阻平衡条件下不同初始攻 角对应的 min  $\Delta y - t$  曲线。 min  $\Delta y - t$  表示两级模 型表面最小间隔距离随时间的变化曲线,初始最小 间距为0.3m。从图14中看出有无推力对-2°初始攻 角 min\_ $\Delta y$  - t 曲线的影响较小。TSTO并联两级入轨 飞行器在-3°~0°攻角内可以实现两级分离,在-2°攻 角下在无推力和推阻平衡情况下均可以实现两级分 离。+1°攻角时还需要结合两级相对攻角即 x 方向相 对级间距分析。在+2°初始攻角时在0.5s左右距离最 近两级模型有相碰的风险,在+3°起分时两级模型 0.3s 左右时相碰。该分析结果与试验和 CFD 计算结 果一致。



Fig. 13 Curves of  $\min_{\Delta y}$  with initial attack angle



Fig. 14  $\min_{\Delta y} - t$  curves at different initial attack angles with thrust existing

# 5 结 论

通过本文研究得出以下几点结论:

(1)改进后 MLS 模型的紧致权函数曲线随插值 距离分布更合理,光滑性和紧致性得到改善,交叉验 证证明了改进的合理性。对样点预处理降低了 Kriging模型不同物理量度量尺度差异对插值精度的 影响。

(2)改进权函数的MLS-3-xft模型和Kriging-Pre 模型采用预处理的样点数据建模预测偏差相对较 小,Kriging-Pre方法的总体精度优于MLS-3-xft模 型,稳定性较好,Kriging-Pre模型的单个轨迹预测执 行时间约几秒量级,具有较高的时效性。

(3)Kriging-Pre方法考虑了样点的空间相关性和 不同物理量差异性。采用交叉验证Kriging-Pre方法 给出的整体精度一般在1%以内,超过90%的点小于 5%。对不同载荷系数的预测精度分析显示,C<sub>MZ</sub>的预 测偏差偏大。不同方法对轨迹点的气动力预测偏差 较大,这与两级分离体分离时激波相互干扰有关,不 同相对姿态激波位置改变显著,不同激波位置对应 的模型也存在台阶突变,C<sub>MZ</sub>随分离时间进行呈现出 较高的非线性特性,样点分布难以覆盖到某些激波 位置跳变的姿态点。但C<sub>MZ</sub>整体趋势与试验结果一 致,累积平均偏差在较短的分离时刻对模型姿态的 影响有限。

(4)采用本文方法对TSTO并联两级入轨飞行器 的轨迹特性研究表明:在-3°~0°攻角内可以实现两级 分离,在-2°攻角和无推力情况下可以实现两级分离, 初始攻角在负攻角下较好,负攻角越大越容易分离。 这与CFD计算和轨迹试验结果一致。验证了本文方 法可以满足分离特性定性分析需求,具有较高时效 性,可以作为CFD和试验方法的有益补充。

本文研究方法适用于一般多体分离试验模型。 由于TSTO试验数据样点数量偏少、分布均匀性和动 力学建模方法自身局部缺陷,离线轨迹预测结果定 量上与轨迹试验和CFD计算结果还存在一定差距。

致 谢:感谢龚小权、贾洪印和赵辉提供了CFD数据。

## 参考文献

- [1] Sahu J. Time-Accurate Computations of Free-Flight Aerodynamics of a Spinning Projectile with and without Flow Control[R]. AIAA 2006-6006.
- [2] Suhu J. Time-Accurate Numerical Prediction of Free-Flight Aerodynamics of a Finned Projectile [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2008, 45(5).
- [3] Freeman J A. Applied Computational Fluid Dynamics for Aircraft-Store Design, Analysis and Compatibility [R].
   AIAA 2006-456.
- [4] Sickles W L, Power G D, Calahan J A, et al. Application of a CFD Moving-Body System to Multi-Component

Store Separation [R]. AIAA 2007-4073.

- [5] Lee J, Dunworth K, Chesser B, et al. CFD Investigation of Plastic Practice Bomb (PPB) Separation from F16 TER-9A Configuration [R]. AIAA 2003-4224.
- [6] Wang G, Zeng Z, Suo Q. Trajectory Simulation of a Spinning Projectile Based on Variable Step Size CFD/RBD method[R]. AIAA 2015-0522.
- [7] 李航航,宋笔锋,李育斌.导弹空中挂飞分离试验仿 真计算[J].航空计算技术,2006,36(4):89-91.
- [8] 冯必鸣, 聂万胜, 车学科. 超声速条件下内埋式武器 分离特性的数值分析[J]. 飞机设计, 2009, 29(4):
   1-5.
- [9] 赵晓慧.巡航导弹锥形头罩分离仿真分析[D].长沙: 国防科技大学,2009.
- [10] 段旭鹏,常兴华,张来平.基于动态混合网格的多体 分离数值模拟方法[J].空气动力学学报,2011,29
   (4):447-451.
- [11] 陈 波,刘 刚,肖涵山,等.基于蒙特卡罗模拟的
  导弹分离边界计算方法研究[J].空气动力学学报,
  2012,30(4):508-513.
- [12] 齐乃明,周啟航,秦昌茂.高超声速飞行器六自由度 建模及耦合特性分析[J].弹箭与制导学报,2012,32
   (1):49-52.
- [13] 朱收涛,曹林平,封普文,等.平飞时内埋导弹弹射 分离仿真与研究[J].电光与控制,2012,19(9): 67-75.
- [14] 吕斐凯, 贺卫亮. 运载火箭助推器分离后的姿态和轨 迹分析[J]. 导弹与航天运载技术, 2015, 1(1): 13-16.
- [15] 曾 铮,王 刚,叶正寅. RBF整体网格变形技术与 多体轨迹仿真[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(2): 170-177.
- [16] 周培培,郭少杰,王 斌,等.无人机机载炸弹投放 分离特性数值模拟研究[J].弹箭与制导学报,2017, 37(2):87-91.
- [17] 王 刚,邢 宇,朱亚楠.旋转弹气动力建模与飞行 轨迹仿真[J].航空学报,2017,38(1).
- [18] 范晶晶,张海瑞,管 飞,等.外挂式导弹机弹分离
  气动干扰特性研究[J].国防科技大学学报,2018,40
  (2):13-21.
- [19] 王 超,王贵东,白 鹏.飞行仿真气动力数据机器
  学习建模方法[J].空气动力学学报,2019,37(3):
  488-497.
- [20] 林敬周,曹 程,吴彦森,等.多喷流干扰级间热环境 风洞试验研究[J].实验流体力学,2012,26(3):1-5.
- [21] 林敬周,王 雄,钟 俊,等.高马赫数多体分离试 验技术研究与应用[J].推进技术,2020,41(4):925-

933. (LIN Jing-zhou, WANG Xiong, ZHONG Jun, et al. Investigation and Application of High Mach Number Multi-Body Separation Test Technique [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(4): 925-933.)

- [22] 解福田,林敬周,钟 俊,等.高超声速带喷流级间 分离试验中腹支撑干扰影响特性研究[J].实验流体 力学,2015,29(6):16-20.
- [23] Lancaster P, Salkau S K. Surface Generated by Moving Least Squares Methods [J]. Math Computation, 1981, 37: 141-158.
- [24] 程玉民,陈美娟.弹性力学的一种边界无单元法[J]. 力学学报,2003,35(2):181-186.
- [25] 张 健.飞机多学科设计优化中的近似方法研究[D]. 西安:西北工业大学,2006.
- [26] 张科施.飞机设计的多学科优化方法研究[D].西安: 西北工业大学,2006.

- [27] Ying Xiong, Wei Chen. A Nonstationary Covariance Based Kriging Method for Metamodeling in Engineering Design[R]. AIAA 2006-7050.
- [28] 李耀辉.基于 Kriging 模型的全局近似与仿真优化方 法[D].武汉:华中科技大学,2015.
- [29] 彭思岭. 气象要素时空插值方法研究[D]. 长沙: 中南 大学, 2010.
- [30] 唐 伟,刘深深,余 雷,等.用于级间分离研究的 TBCC动力TSTO气动布局概念设计[J]. 空气动力学 学报,2019,37(5):698-704.
- [31] 周凤佳.基于移动最小二乘响应曲面的注塑件工艺优化[D].上海:上海交通大学,2008.
- [32] 程玉民.移动最小二乘法研究进展与述评[J].计算机 辅助工程,2009,18(2):5-11.
- [33] 刘 俊.移动最小二乘散点曲线曲面拟合与插值的研 究[D].杭州:浙江大学,2011.

(编辑:梅 瑛)