http://www.bisee.ac.cn

E-mail: htqhjgc@126.com

Tel: (010)68116407, 68116408, 68116544

# 无控航天器与空间碎片再入的 工程预测方法研究现状

胡锐锋<sup>1</sup>, 龚自正<sup>2</sup>, 吴子牛<sup>3</sup> (1. 西安电子科技大学 机电工程学院,西安 710071; 2. 北京卫星环境工程研究所 可靠性与环境工程技术重点实验室,北京 100094; 3. 清华大学 航天航空学院,北京 100084)

摘要:无控航天器、火箭末级以及空间碎片再入地球大气层后可能未烧尽,残存的小碎片高速撞击地面, 对人类安全和生态系统构成极大威胁。提前预测其再入轨迹并采取预防措施能够有效降低地面风险。文章对无 控航天器和空间碎片再入工程预测模型,包括航天器模型、动力学模型、气动热模型和烧蚀解体模型的研究现 状进行跟踪与总结,也介绍了国内外有公开资料的工程应用软件,并讨论若干关键问题和进一步研究方向。

关键词: 航天器再入; 空间碎片; 烧蚀与解体; 气动热模型; 工程软件 中图分类号: V520.7; TP391.9 文献标志码: A 文章编号: 1674-1379(2014)05-0548-10 DOI: 10.3969/j.issn.1673-1379.2014.05.017

# Engineering methods for reentry prediction of uncontrolled spacecraft and space debris: the state of the art

Hu Ruifeng<sup>1</sup>, Gong Zizheng<sup>2</sup>, Wu Ziniu<sup>3</sup>

(1. School of Mechano-Electronic Engineering, Xidian University, Xi'an 710071, China;

2. Reliability and Environmental Engineering Technology Laboratory, Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, Beijing 100094, China;

3. School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

**Abstract:** When uncontrolled spacecraft, the last stage rocket and space debris reenter the Earth atmosphere, they may survive and impact the ground at an extremely high velocity, posing a great threat to human beings and natural ecosystems. Predicting the trajectories of the reentry objects in advance for taking necessary precautions can be an effective way to reduce the hazard. In this paper, we present an overview on the state of the art of the engineering methods for the prediction of the reentry of uncontrolled spacecraft and space debris, including the spacecraft geometric model, the dynamic model, the aerothermodynamic model, the ablation model and the breakup model, as well as engineering softwares available in open literature. Some key issues and future trends in this field are discussed.

Key words: spacecraft reentry; space debris; ablation and breakup; aerothermodynamic model; engineering software

# 0 引言

无控航天器再入地球大气层时,在强烈的气动 力和气动热载荷作用下,会发生解体并产生大量碎 片;其中一部分碎片在空中被完全烧毁,其余存活 下来的碎片可能会对地面建筑、人群和生态系统构 成很大威胁。 人类有记录的再入事件之一发生于 1997 年 1 月 22 日:美国俄克拉荷马州图尔萨市的一位女士在 日出前陪朋友散步,她突然看到一道火球从北向南 穿过天空,之后一块碎片划过这位女士的左肩并撞 击到地面。这块碎片来自于 1996 年 4 月 24 日发射 的德尔塔火箭的第二级,与此同时德尔塔火箭第 二级上的一个更大的不锈钢推进剂储箱落在德克 萨斯州乔治城附近的一个农场内,此外还有一块钛 制圆球落在了塞金镇外。美国 1997 年发射的"铱 星 33"通信卫星于 2009 年 2 月 11 日与俄罗斯 1993 年发射的一颗卫星(已报废)在西伯利亚上 空相撞,这是历史上首次卫星相撞事故,产生了大 量碎片(约 500~600 块),部分碎片再入大气层后 降落在美国德克萨斯州等地。2011 年 9 月,美国 一颗名为"高层大气研究卫星"(UARS)的再入 事件引起了全世界的关注和恐慌: NASA 相关专家 预测 UARS 坠落地球后,其碎片覆盖的区域将达 到 800 km 左右,而在重返地球前大约 2 h, NASA 才能将坠落区锁定在大约 1 万 km之内;最终 UARS 于 2011 年 9 月 24 日坠落在南太平洋中,没有对人 类产生威胁。

提前预报航天器及碎片再入轨迹和残存性是 预防和减轻其危害的重要措施。近 20 年来,国内 外在无控航天器和空间碎片再入预测方法和地面 危险评估研究方面取得了很大进展,并开发了若干 工程预测软件,如 NASA 的 DAS (Debris Assessment Software)<sup>[1-2]</sup>和 ORSAT (Object oRiented Surveillance Analysis Tool)<sup>[3]</sup>软件,ESA 的 SCARAB (SpaceCraft Atmospheric Re-entry and Aerothermal Breakup)<sup>[4]</sup>软件,以及国内由清华大 学和中国空间技术研究院共同开发的 DRAPS (Debris Reentry and Ablation Prediction System)<sup>[5-6]</sup> 软件等。

本文对航天器与空间碎片再入的工程预测方 法研究现状进行跟踪和总结。

## 1 预测模型

## 1.1 航天器模型

Lips 和 Fritsche<sup>[7]</sup>将航天器再入工程预测方法 分为两类:基于集总参数模型的面向物体法和基于 复杂表面网格模型的面向航天器法。

面向物体法中,航天器以及解体后产生的碎片 外形是简单的基本几何模型,并且是集总参数类 型,即其几何信息可用若干特征参数描述。工程软 件 DAS 和 ORSAT 提供了圆球、圆柱、平板、六 面体 4 种基本几何模型<sup>[1-3]</sup>, DRAPS 则提供了 15 种基本几何模型<sup>[5-6]</sup>。面向物体法可通过定义物体 之间的包含逻辑关系来模拟航天器及部件之间的 多层嵌套结构。

在面向航天器法中,航天器最底层部件由基本 几何模型构成,进而组成子系统,最后集成为整个 航天器。基本几何模型不是集总参数类型,而是划 分表面网格的三维模型。相比于面向物体法,面向 航天器法不仅在几何建模水平上更接近实际情况, 并且还能够准确模拟航天器的质量和惯量特性。

## 1.2 动力学模型

航天器几何建模方式决定所采用的动力学模型。

面向物体法由于采用集总参数的几何模型,所 以采用仅确定质心运动的三自由度弹道模型,而通 过预先给定的运动模式考虑物体姿态的变化对所 受气动力的影响。运动模式包括静态模式和动态模 式,其中静态模式中的物体再入姿态保持不变,而 动态模式中的物体可绕定轴翻滚或无序翻滚,但仅 考虑翻滚时的平均气动力。

与面向物体法不同,面向航天器法获得了沿物 体表面的压力分布从而得到三个方向的气动力和 力矩,因此采用六自由度动力学方程,即联立求解 质心运动方程和姿态运动欧拉方程,计算中一般采 用四元数代替欧拉角以避免求解时可能出现的奇 异问题。

#### 1.3 气动模型

钱学森<sup>[8]</sup>最早利用稀薄程度对流动进行分区。 随着克努森数 Kn (Kn=λ/L, λ 是分子平均自由程, L 是特征长度)的增加,流动可粗略分为连续流、 过渡流和自由分子流三个流区,而连续流区外的其 他区域一般称为稀薄流区。通常将 Kn<0.001 划分 为连续流区,0.001<Kn<10 为过渡流区,Kn>10 为自由分子流区。航天器的再入过程经历三个流区 环境,即从自由分子流、过渡流到连续流。

在自由分子流区,流场基本方程是无碰撞的 Boltzmann 方程,在 Maxwell 平衡气体分布假设下, 可得到任意外形物体表面压力、摩擦力和热流分布 的解析公式,其具体形式可参考文献[9-11]。 在连续流区,航天器迎风表面压力分布可通过 牛顿流模型、切楔法、切锥法、激波/膨胀波法等 近似理论或工程方法计算<sup>[12]</sup>。其中牛顿流模型方法 又包括经典牛顿流模型、修正牛顿流模型等,适用 于具有大撞击角的钝头外形。切楔法、切锥法和激 波/膨胀波法适用于撞击角较小的楔面或锥面外 形。此外,还有将牛顿流模型与切楔/切锥法组合 使用的 Dahlem-Buck 法,即在大撞击角时采用牛顿 流模型,在小撞击角时采用切楔法或切锥法。对超 声速/高超声速连续流区表面压力分布计算还可采 用激波层方法或 CFD 方法(无黏或有黏),但这些 方法计算量太大,并不适用于航天器再入烧蚀和解 体的工程预测。

由于物体形状的限制,面向物体法的气动模型 给出的是整体阻力系数和平均热流大小,而不是表 面压力和热流分布。在连续流区,面向物体法一般 利用典型外形(如圆球或圆柱)驻点热流以及理论 或实验得到的表面热流分布形式,积分平均后得到 物体表面平均热流。高超声速连续流区驻点热流估 算有许多成熟的近似理论或工程方法,如 Lees 公 式<sup>[13]</sup>、Fay-Riddell 公式<sup>[14]</sup>、Detra-Kemp-Riddell 公 式<sup>[15]</sup>、Cohen 公式<sup>[16]</sup>、Sutton-Graves 公式<sup>[17]</sup>等。

在目前已有的面向航天器法应用中,表面热流 分布通过与驻点参数以及撞击角有关的近似经验 公式计算<sup>[4,18]</sup>。利用航天器表面网格,还可采用可 信度更高的基于跟踪表面流线的边界层工程方法 计算摩擦阻力和热流分布,如 Dejarnette 等<sup>[19-23]</sup>提 出和发展的轴对称比拟法。

在过渡流区,一方面,由于连续介质假设逐渐 失效从而无法采用上述连续流区气动估算方法;另 一方面,分子间的碰撞不可忽略,因此也不能通过 简化 Boltzmann 方程得到气动力和气动热的估算公 式。工程中一般采用桥函数方法(Bridging Method), 再利用连续流区和自由分子流区的结果插值得到 过渡流区航天器的气动力和气动热。常用的气动力 桥函数有正弦平方桥函数<sup>[24]</sup>和误差桥函数<sup>[25]</sup>。徐 姗姝<sup>[26]</sup>研究了马赫数对气动力桥函数适应性的影 响:在高马赫数(*Ma*>10)情况下,两种桥函数 都与 DSMC 结果符合得较好;而在中低马赫数(*Ma* <5)情况下,正弦平方桥函数偏离 DSMC 结果较 大,而误差桥函数与 DSMC 结果仍符合得很好。 气动热桥函数有 Matting 桥函数<sup>[27]</sup>和 Nomura 桥函数<sup>[28]</sup>。Swaminathan 等<sup>[29]</sup>给出 Matting 桥函数 和 Nomura 桥函数对某高超声速导弹过渡区热流分 布预测结果与 DSMC 计算结果的对比,结论是两 种桥函数均在导弹表面部分区域与 DSMC 结果符 合较好,但在某些区域与 DSMC 结果存在明显偏 差(2倍左右)。

## 1.4 烧蚀和解体模型

在气动加热和辐射换热作用下,再入过程中存 在从航天器表面向内部传递的净热流,该热流随着 高度的降低而增大,在大约 70~80 km 附近达到最 大。航天器结构在长时强热作用下材料温度显著升 高,一方面温度有可能达到材料熔点并使材料发生 熔化,即发生烧蚀;另一方面在加热作用下结构强 度降低,某些危险截面可能由于局部应力超过极限 值而引起结构破坏,即产生解体。烧蚀与解体均为 在强气动热效应下航天器结构的破坏现象。

在面向物体法中,为了满足对物体几何形状的 限制要求,一般采用零维或一维热传导模型模拟烧 蚀过程。零维模型是集总参数模型,假设物体内部 温度均匀分布,不考虑热传导效应,当再入过程中 的吸热总量达到物体完全熔化所需的热量后认为 物体完全烧蚀(质量置零)。一维模型考虑沿物体 厚度方向的热传导,将物体沿厚度方向划分一定数 量的层状单元,通过建立每一层单元的热传导方程 计算温度分布并模拟径向烧蚀过程。

面向物体法采用简单解体准则,包括高度准则、温度准则等。高度准则是基于对历史上再入事件的统计分析直接指定解体高度,即认为当航天器降到一定高度时则发生解体。IADC 空间碎片减缓指南<sup>[30]</sup>指出,航天器通常在 75 km高度处解体,实际观测发现航天器解体的典型高度为(80±10) km,ORASAT 软件中采用的解体高度为 78 km。温度准则根据物体表面温度进行解体判断,即认为当温度升高到某一临界温度时航天器会发生解体。临界温度与物体的材料特性(如熔点)密切相关,不同部件的临界温度不同。对薄壁物体或物体壁面较厚并且再入角较大的情况,Baker等<sup>[31]</sup>基于辐射平衡假设或考虑物体升高到临界温度所吸收的热量给出再入解体的失效温度判据表达式,其本质是临界

温度为材料熔化温度的温度准则。现有的面向物体法工程软件尚未能考虑基于结构破坏的解体准则。

面向航天器法假定结构为均匀厚度的壳体,可 以采用一维或三维热传导模型模拟烧蚀过程。一维 烧蚀模型只考虑沿厚度方向的热传导,三维热传导 模型则考虑沿周向网格单元与当前网格单元存在 温差时所引起的热传导效应。与面向物体法类似, 当某个单元的吸热总量达到完全熔化所需的热量 后认为完全烧蚀,质量置零并改变局部几何外形。 现有面向航天器法工程软件能够通过采用监视危 险截面局部应力<sup>[4]</sup>或自定义物理量<sup>[18]</sup>的方式建立 解体准则,一旦结构发生解体成两个或多个碎片, 将分别计算碎片的再入过程。

# 2 国外软件

## 2.1 DAS

面向物体法工程软件 DAS<sup>[1-2]</sup>由美国 Lockheed 公司于 1998 年开发,用于满足 NASA 对航天器再入风险快速分析的需求。

DAS 中提供的航天器模型包括圆球、圆柱、 立方体和平板,但只能是实心而不能是空心,需定 义的参数包括物体形状、尺寸、质量和材料特性。 DAS 的再入动力学模型采用三自由度弹道模型, 烧蚀模型采用集总参数的零维热传导模型,因此不 能模拟部分烧蚀效应以及解体。

DAS 的主要计算结果是再入物体完全烧蚀的 消亡高度或对地面的毁伤面积,以表格形式显示。 DAS 可用于航天器再入风险的初步分析,如果对 其预测结果存在疑问,应采用更为精确的方法和工 程软件作进一步计算和分析。

## 2.2 ORSAT

ORSAT 由 NASA 约翰逊空间中心开发,是目前 NASA 用于空间碎片再入分析的主要工具,也 是面向物体法的工程软件。

与 DAS 类似, ORSAT 的航天器模型也包括圆 球、圆柱、立方体和平板, 但可以模拟空心物体并 提供总共 10 种运动模式。ORSAT 的动力学模型采 用三自由度弹道模型, 烧蚀模型提供了零维热传导 模型或考虑径向温度分布的一维热传导模型。 ORSAT 采用高度准则判断是否解体, 解体高度给 定为 78 km。

在连续流区,ORSAT 采用牛顿流模型计算物体的阻力系数,采用 Detra-Kemp-Riddell 公式或 Fay-Riddell 公式计算驻点热流从而得到平均热流。 在过渡流区,ORSAT 采用正弦平方桥函数计算阻 力系数,采用对数或 Matting 桥函数计算气动热。 此外,ORSAT 中还考虑了物体表面氧化热流效应。

ORSAT 已被 NASA 用于许多航天器再入事件的预测分析以及标准算例验证中,比如用于与 ESA 的 SCARAB 对比的空心圆球、德尔塔火箭第二级、 钡燃料棒、SPARTAN 航天器以及 UARS 航天器 等<sup>[3,32-34]</sup>。

## 2.3 SCARAB

ESA 的 SCARAB 是目前唯一的面向航天器法 工程软件,由德国宇航院 HTG (Hypersonic Technology Göttingen)中心于 1995 年开始开发。

如前所述, SCARAB 中航天器几何模型采用 划分表面网格的三维模型,其对 BeppoSAX 卫星的 建模见图 1<sup>[35]</sup>。由于气动模型能够提供航天器表面 的压力分布,因此 SCARAB 软件采用六自由度动 力学模型,直接求解三个方向的平动和转动。该软 件具有图形化操作界面,易于操作并且能够直观显 示计算结果。采用一维或二维热传导模型得到结构 内部的温度分布,并通过监视预先定义截面的局部 等效应力  $\sigma_{\rm eff} = (\sqrt{\sigma_v^2 + 3\tau_v^2})$ 来判断结构在危险点 是否发生解体。



图 1 SCARAB 对 BeppoSAX 卫星的几何建模 Fig. 1 BeppoSAX satellite model by SCARAB SCARAB 已被用于许多大型复杂航天器的再 入预测问题,包括 ATV、德国 X 射线卫星 ROSAT、 阿里安娜 5 火箭、意大利 BeppoSAX 卫星以及 Mir 空间站等<sup>[35-37]</sup>。

# 2.4 其他软件

除了上述介绍的软件外,目前公开报道的航天 器再入预测软件还有 ESA 的 DRAMA(Debris Risk Assessment and Mitigation Analysis)<sup>[38]</sup>、美国宇航 公司(The Aerospace Corporation)的 AHaB (Atmospheric Heating and Breakup tool)<sup>[39]</sup>以及韩 国的 SAPAR (Survivability Analysis Program for Atmospheric Reentry)<sup>[40]</sup>等。

DRAMA 是欧洲空间碎片减缓标准(European Space Debris Mitigation Standard, ESDMS)的支持 工具,其再入预测分析模块名为 SESAM (Spacecraft Entry Survival Analysis Module)。 SESAM 采用与 ORSAT 类似的模型和方法,但只 采用零维热传导模型。AHaB 目前没有可获取的详 细介绍资料。SAPAR 由韩国首尔国立大学开发, 基于 ORSAT 的模型和方法发展而来,主要区别是 考虑了空心圆柱物体底部的辐射热损失效应,从而 与德尔塔火箭第二级圆柱储箱再入观测结果符合 得更好。

总的来说,目前基于面向物体法的航天器再入 预测工程软件占绝大多数,而基于面向航天器法的 仅有 SCARAB。其原因一方面在于面向物体法软 件易于实现且计算量小,而面向航天器法软件难于 实现且计算量大;另一方面建模更加精细的面向航 天器法并不一定比面向物体法更准确,因为前者所 采用的预测模型仍然经过了很大简化,与实际情况 相比存在差别。因此,计算量较小的面向物体法软 件在工程应用中更受欢迎,而且通过不确定性分析 能够在一定程度上给出模型近似所带来的影响,对 工程实际也有重要指导意义。

# 3 国内软件

在国家国防科技工业局空间碎片专项资助下, 清华大学与中国空间技术研究院合作开发了目前 国内唯一一款面向物体法工程软件 DRAPS。

# 3.1 DRAPS 简介

DRAPS 提供 15 种航天器模型、51 种运动模 式及其相应气动模型,从而能够对更多复杂外形的 航天器再入进行模拟,其部分基本几何模型如图 2 所示。 (a) Sphere (b) Cylinder (c) Flat plate (d) Box (e) Half sphere (f) Half cylinder (g) cylinder with (h) cylinder with one sphere end two sphere end

(i) Flat cone
 (j) Sphere cone
 (k) Parabolic cone
 图 2 DRAPS 中提供的基本几何模型
 Fig. 2 The basic geometry models in DRAPS

DRAPS 的动力学模型采用三自由度弹道模型,烧蚀模型也采用零维热传导模型或考虑径向温度分布的一维热传导模型。其所采用的气动模型与ORSAT 类似,并通过 CFD 和 DSMC 模拟对部分气动模型进行了验证<sup>[5]</sup>。在解体模型方面,DRAPS 除了高度准则外还提供温度准则、烧蚀准则(烧蚀到一定程度发生解体)和综合准则(达到上述任何一个解体条件就认为解体)。此外,DRAPS 中建立了多层嵌套碎片结构模型,能够模拟航天器部件间的包容关系。

DRAPS 的地面风险评估模型与 ORSAT 相同, 人口密度数据采用 Columbia 大学的 2005 年度地球人 口密度分布数据,大气模型采用国际标准大气模型。

DRAPS 软件采用 C++语言编写,GUI 界面通 过 Borland C++ 6.0 建立,其界面包括卫星碎片定 义、初始状态、解体模型设置、轨道衰减仿真、再 入结果与地面风险评估等。

## 3.2 典型仿真结果

目前 DRAPS 已被用于多个简单或复杂外形航 天器再入算例验证与测试<sup>[6]</sup>,包括标准空心圆球、 德尔塔火箭第二级、SPARTAN 航天器、Intelsat VII-A 卫星、某航天器部分舱段等,通过对比 DRAPS 与 ORSAT 计算结果发现二者精度相近。

下面介绍采用 DRAPS 对某典型航天器部分舱 段再入仿真分析结果。该航天器内部分系统组成包 括推进分系统、电源分系统、环控生保分系统、测 控通信分系统、热控分系统和数管分系统,主要部 件包括燃烧室、扩张喷嘴、推进剂储箱、气瓶、管 路、阀门、辐射器、天线、配电器、数传设备、太 阳电池板等共 38 种。图 3 和图 4 给出了 DRAPS 对该航天器仿真得到的各部件再入轨迹、消亡高度











#### 3.3 下一步发展方向

尽管 DRAPS 已具备航天器与空间碎片再入预测能力并与 ORSAT 的预测精度相近,但还需在以下方面进一步改进与完善:

 1)考虑更复杂的航天器外形。在航天器解体 前采用面向航天器法模拟其再入过程,而解体后由 于产生大量碎片,采用计算速度更快的面向物体法 显然更合适。

2)采用更精确的气动模型。所采用气动力和
 气动热模型十分古老并经过很大简化,对其精度和
 适用性的验证还很不够;而随着计算手段的快速发

展,利用精细流场仿真结果对气动模型进行校验和 修正已成为可能。

3)设计更友好的用户界面。可采用目前流行 的软件界面开发工具(如 QT)对用户界面重新设 计和美化,增加三维视景显示功能,虚拟再现航天 器与空间碎片再入过程。

此外,还可采用更新的大气模型、地球人口密 度分布模型等,以及建立航天器与空间碎片再入数 据库等。

# 4 其他问题分析

## 4.1 碎片存活性

再入分析需要得到的一个重要结论是碎片能 否存活至地球表面,这与再入物体的材料、几何形 状、尺寸、质量等因素紧密相关。采用解析手段研 究简单外形再入物体能够得到关于碎片存活规律 的定性认识。

Koppenwallner 等<sup>[41]</sup>采用 Allen-Eggers 弹道方 程<sup>[42]</sup>以及 Lees 驻点热流公式<sup>[13]</sup>研究实心圆球、圆 柱和圆盘再入存活性问题。通过研究发现,碎片存 活至地面源于两种机理: 第一种是辐射, 即当碎片 表面热辐射能力足够强时,其温度始终低于熔点从 而可以存活至地面;另一种是热容效应,即当物体 容纳热量能力足够强时,高速气流的气动加热并不 能使其完全烧蚀或熔化。Koppenwallner 等<sup>[41]</sup>给出 不同材料以及不同外形碎片存活性随尺寸的变化, 如图 5 所示。从图中可以看到, 碎片在一定尺寸范 围内才能存活。当 d < d<sub>min</sub>,且碎片的面质比 (A/m∝1/d)较小,再入速度较低,并且具有较强 的辐射能力,从而能够存活至地面。当 d>dmax 时, 碎片的热容能力很强,从而能够存活至地面。图5 上显示了实心圆球再入存活性随其直径及材料的 变化关系。从中可以看出, 钛质圆球具有最高的 存活可能性,然后依次是不锈钢、镍铬合金和铜 的,而具有低熔点和较差辐射特性的铝质圆球具 有最低的再入存活性。图 5(b)给出的是不同形状 (圆球、圆柱、圆盘) 钛金属碎片的再入存活性 与其直径的关系。由于具有较小的面质比,圆盘 的再入存活性最高,而在尺寸较大时圆球更容易 存活至地面。Fritsche 等<sup>[43]</sup>在此基础上进一步研究 了空心碎片(圆球、圆柱和立方体)再入的存活性问题,并得到与碎片尺寸和壁厚有关的存活和消亡区域(图 6)。



(b) 不同形状的钛碎片图 5 碎片再入存活性与几何尺寸、材料的关系Fig. 5 Debris survivability versus size and material





通过上述研究可知,只有尺寸很小或很大的碎 片能够存活至地面。小尺寸的存活碎片直径一般在 1 mm 甚至更小,其对地面的影响可以忽略不计。 工程中更关心的是大尺寸的再入存活碎片及其对 地面的威胁程度。目前研究碎片存活性所考虑的因 素只有碎片几何尺寸和壁厚,进一步可研究解体高 度、再入角、方位角、运动模式对不同外形和材料 碎片的存活性的影响,并形成数据库。

## 4.2 预测不确定性

尽管上述航天器再入预测方法均为确定性方法,即给定相关参数和初始条件便能得到唯一确定

的解,但是由于所采用的数学模型经过很多简化并 包含许多不确定性因素,因此最终给出具有一定概 率分布形式的预测结果应更为合理。

对于航天器在轨运动的长期预测,不确定性来 源于轨迹追踪、航天器姿态、大气密度、太阳活动 以及地磁场等。对于航天器从进入大气层至地球表 面的再入预测,不确定性来源于再入初始条件(高 度、速度、再入角等)、大气模型(大气参数、风 场等)、气动模型(阻力系数、升力系数、气动热 等)、解体高度等<sup>[5]</sup>,上述误差源的综合影响可能 导致很大的再入碎片落点散布预测范围。

蒙特卡罗模拟法是考虑各个误差源对碎片落 点影响的常用方法,如 Rao 和 Woeste<sup>[44]</sup>采用该法 研究了卫星碎片的落点散布问题,并且该法已在返 回舱再入落点散布估计中得到大量应用<sup>[45-48]</sup>。 DRAPS 中提供对单个碎片再入落点散布范围进行 计算的蒙特卡罗模拟功能<sup>[5]</sup>,并能给出落点散布椭 圆形区域的长轴和短轴的 3-σ 值。

蒙特卡罗法的缺点是计算量太大,因此近年来 人们致力于研究能够减小计算量的不确定性量化 方法。Purcell 和 Barbery<sup>[49]</sup>采用温度协方差法 (Temperature Covariance Method)研究了大气参 数不确定性对再入落点散布的影响,获得与蒙特卡 罗法相当的结果但计算量减小很多。Frank 等<sup>[50]</sup>采 用一种概率模型方法研究了航天器再入解体不确 定性对落点散布的影响。Reyhanoglu和 Alvarado<sup>[51]</sup> 采用协方差传播法(Covariance Propagation Method) 来估计存在解体时碎片再入落点散布范围。此外, 近年来得到大量研究和应用的不确定性量化方法 还包括多项式混沌法(Polynomial Chaos)<sup>[52-55]</sup>、响 应面法(Response Surface Method)<sup>[56-57]</sup>、随机刘 维尔方程(Stochastic Liouville Equation)<sup>[58]</sup>等。进 一步研究可将上述方法应用到碎片再入落点散布 的不确定性分析中来。

### 4.3 气动模型精度

无论面向物体法还是面向航天器法,目前所采 用的气动力和气动热模型均基于大量假设和简化, 并且面向物体法中对碎片运动模式的人为假定为 气动力和气动热估算结果的可靠性带来很多质疑。 因此,为获得气动估算的不确定性范围,对各种情况下、各种外形物体的气动力和气动热模型进行验证与校正十分必要。

本文作者利用 CFD 和 DSMC 方法对圆柱在自 由分子流、过渡流和连续流中的气动力与气动热模 型进行了初步验证研究<sup>[5]</sup>,图 7 是圆柱再入至不同 高度处的流场数值计算结果并用于气动模型验证, 其中 *H*=30 km 流场通过 CFD 方法计算得到,而 *H*=110 km 和 150 km 流场通过 DSMC 方法计算得 到。钝锥气动热估算结果见图 8<sup>[59]</sup>。本文还研究了 基于表面网格的高超声速气动力/热快速估算方法 并开发了相应软件,对于典型外形,气动力和表面 气动热的计算结果与实验结果以及 CFD 结果吻合 很好。进一步还需对各外形物体在不同马赫数、雷 诺数、克努森数和姿态角条件下的气动模型进行更 全面的验证研究。



图 7 圆柱再入流场计算结果: (a)~(c) H=30、110、150 km 的流场压力云图; (d)~(f) H=30、110、150 km 的流场 温度云图

Fig. 7 Numerical simulations of flow field for reentry cylinder: (a)-(c) Pressure contours at H=30 km, 110 km and 150 km; (d)-(f) Temperature contours at H=30 km, 110 km and 150 km



 (a) 表面热流云图
 (b) 对称母线热流分布与实验的对比

 图 8 钝锥气动热估算结果

 Fig. 8 Aerodynamic heating estimation of a blunt cone

此外,在过去的半个世纪里,研究者们利用风 洞实验、激波管实验或流场高精度数值模拟手段, 对圆球、圆柱等简单外形物体在高速连续流或稀薄 流中的气动问题开展了大量研究,并得到许多估算 阻力系数的近似理论或经验关联式<sup>[60-66]</sup>。可充分利 用已有研究数据来验证现有碎片气动模型。

# 5 结束语

随着人类航天活动的不断增多,航天器与碎片 再入问题在国内外航天界受到越来越多的关注和 重视。但由于其复杂性和多学科交叉性,相关研究 和应用水平仍十分有限,一些基本问题尚未得到很 好解决。在此背景下,本文对无控航天器与空间碎 片再入问题工程预测方法与软件开发的研究现状 进行了跟踪与总结,并讨论了若干关键问题和研究 设想,希望能对此领域研究与工程应用起到抛砖引 玉的作用。

#### 参考文献(References)

- Reynolds R C, Soto A. Debris assessment software: operators manual[G]. NASA Johnson Space Center, 2001
- [2] Opiela J N, Hillary E, Whitlock D O, et al. DAS user's guide[G]. Version 2.0. Orbital Debris Program Office, NASA Johnson Space Center. Houston, TX, 2007
- [3] Bouslog S A, Ross B P, Madden C B. Space debris reentry risk analysis, AIAA 1994-591[R]
- [4] Fritsche B, Klinkrad H, Kashkovsky A, et al. Spacecraft disintegration during uncontrolled atmospheric re-entry[J]. Acta Astronaut, 2000, 47(2-9): 513-522
- [5] Wu Z N, Hu R F, Qu X, et al. Space debris reentry analysis methods and tools[J]. Chin J Aeronaut, 2011, 24: 387-395
- [6] 胡锐锋, 吴子牛, 曲溪, 等. 空间碎片再入烧蚀预测与 地面安全评估软件系统[J]. 航空学报, 2011, 32(3): 390-399

Hu Ruifeng, Wu Ziniu, Qu Xi, et al. Debris reentry and ablation prediction and ground risk assessment software system[J]. Acta Aeronaut ET Astronaut Sinica, 2011, 32(3): 390-399

- [7] Lips T, Fritsche B. A comparison of commonly used re-entry analysis tools[J]. Acta Astronaut, 2005, 57(2-8): 312-323
- [8] Tsien S H. Similarity laws of hypersonic flows[J]. J Math Phys, 1946, 25: 105-106
- [9] Bird G A. Molecular gas dynamics and the direct simulation of gas flows[M]. New York: Oxford University Press, 1994: 162-172
- [10] Cercignani C. Rarefied gas dynamics[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2000: 1-30

- [11] 沈青. 稀薄气体动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003: 141-156
- [12] Anderson J D. Hypersonic and high temperature gas dynamics[M]. New York: McGraw-Hill Book Company, 1989: 45-75
- [13] Lees L. Laminar heat transfer over blunted-nosed bodies at hypersonic flight speeds[J]. Jet Propul, 1956, 26(4): 259-269
- [14] Fay J A, Riddell F R. Theory of stagnation point heat transfer in dissociated air[J]. J Aeronaut Sci, 1958, 25(2): 73-85
- [15] Detra R W, Kemp N H, Riddell F R. Addendum to 'Heat transfer to satellite vehicles re-entering the atmosphere'[J]. Jet Propul, 1957, 27(12): 1256-1257
- [16] Cohen N B. Boundary-layer similar solutions and correlation equations for laminar heat-transfer distribution in equilibrium air at velocities up to 41,100 feet per second, NASA TR R-118[R], 1961
- [17] Sutton K, Graves R A. A general stagnation-point convectiveheating equation for arbitrary gas mixtures, NASA TR R-376[R], 1971
- [18] Tewari A. Entry trajectory model with thermomechanical breakup[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2009, 46(2): 299-306
- [19] Dejarnette F R, Davis R M. A simplified method for calculating laminar heat transfer over bodies at an angle of attack, NASA TN D-4720[R], 1968
- [20] Dejarnette F R, Hamilton H H. Inviscid surface streamlines and heat transfer on shuttle-type configurations[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1973, 10(5): 314-321
- [21] Hamilton H H, Dejarnette F R, Weilmuenster K J. Application of axisymmetric analog for calculating heating in three-dimensional flows[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1987, 24(4): 296-302
- [22] Hamilton H H, Greene F A, Dejarnette F R. Approximate method for calculating heating rates on threedimensional vehicles[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1994, 31(3): 345-354
- [23] Hamilton H H, Weilmuenster K J, Dejarnette F R. Approximate method for computing laminar and turbulent convective heating on hypersonic vehicles using unstructured grids, AIAA 2009-4310[R]
- [24] Wilmoth R G, Mitcheltree R A, Moss J N. Low-density aerodynamics of the stardust sample return capsule[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1999, 36(3): 436-441
- [25] Ivanov M S, Markelov G N, Gimelshein S F, et al. High-altitude capsule aerodynamics with real gas effects[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1998, 35(1): 16-22

- [26] 徐姗姝. 过渡区飞行器流场的数值模拟研究[D]. 北京:清华大学, 2008
- [27] Matting F W. Approximate bridging relations in the transitional regime between continuum and freemolecule flows[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1971, 8(1): 35-40
- [28] Nomura S. Correlation of hypersonic stagnation point heat transfer at low Reynolds number[J]. AIAA Journal, 1983, 21(11): 1598-1600
- [29] Swaminathan P K, Taylor J C, Rault D F G, et al. Transition regime aerodynamic heating of missiles[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1996, 33(5): 607-613
- [30] Standard N S. Guidelines and assessment procedures for limiting orbital debris, NASA NSS 1995-1740[R]
- [31] Baker R L, Weaver M. Orbital spacecraft reentry breakup[C]//50<sup>th</sup> International Astronautical Congress. Amsterdam, The Netherlands, 1999: 1-14
- [32] Rochelle W M C, Kinsey R, Reid E, et al. Spacecraft orbital debris reentry aerothermal analysis[C]// Proceedings of the 8<sup>th</sup> Annual Thermal and Fluids Analysis Workshop on Spacecraft Analysis and Design. Houston, TX, USA, 1997: 1-14
- [33] Rochelle W C, Kirk B S, Ting B C, et al. Modeling of space debris reentry survivability and comparison of analytical methods[C]//50<sup>th</sup> International Astronautical Congress. Amsterdam, The Netherlands, 1999: 351-364
- [34] Rochelle W C, Marichalar J J, Johnson N L. Analysis of reentry survivability of UARS spacecraft[J]. Adv Space Res, 2004, 34(5): 1049-1054
- [35] Portelli C, Salotti L, Anselmo L, et al. BeppoSAX equatorial uncontrolled re-entry[J]. Adv Space Res, 2004, 34(5): 1029-1037
- [36] Fritsche B, Koppenwallner G. Computation of destructive satellite re-entries[C]//Proceedings of the Third European Conference on Space Debris. Darmstadt, Germany, 2001: 527-532
- [37] Fritsche B. Note on the application of SCARAB to the MIR re-entry[C]//Proceedings of the International Workshop MIR Deorbit. Darmstadt, Germany, 2001: 99-102
- [38] Klinkrad H, Fritsche B, Lips T. A standardized method for re-entry risk evaluation[C]//55<sup>th</sup> International Astronautical Congress. Vancouver, Canada, 2004: 141-155
- [39] The Aerospace Corporation. Atmospheric heating and breakup (AHaB) tool[G]
- [40] Sim H S, Kim K H. Reentry survival analysis of tumbling metallic hollow cylinder[J]. Adv Space Res, 2011, 48: 914-922

- [41] Koppenwallner G, Fritsche B, Lips T. Survivability and ground risk potential of screws and bolts of disintegrating spacecraft during uncontrolled re-entry[C]// Proceedings of the Third European Conference on Space Debris. Darmstadt, Germany, 2001: 533-539
- [42] Allen H J, Eggers A J. A study of the motion and aerodynamic heating of missiles entering the Earth's atmosphere at high supersonic speeds, NACA R-1381[R], 1957
- [43] Fritsche B, Lips T, Koppenwaller G. Analytical and numerical re-entry analysis of simple-shaped objects[J]. Acta Astronaut, 2007, 60(8/9): 737-751
- [44] Rao P P, Woeste M A. Monte Carlo analysis of satellite debris footprint dispersion, AIAA 1979-1628[R]
- [45] Spencer D A, Braun R D. Mars Pathfinder atmospheric entry: trajectory design and dispersion analysis[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1996, 33(5): 670-676
- [46] Desai N P, Braun R D, Powell R W, et al. Sixdegree-of-freedom entry dispersion analysis for the METEOR recovery capsule[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1997, 34(3): 334-340
- [47] Queen E M, Cheatwood F M, Powell R W, et al. Mars polar lander aerothermodynamic and entry dispersion analysis[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1999, 36(3): 421-428
- [48] Desai N P, Cheatwood F M. Entry dispersion analysis for the Genesis Sample Return Capsule[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2001, 38(3): 345-350
- [49] Purcell E W, Barbery T B. Dispersions resulting from atmospheric variations[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1968, 5(8): 1005-1007
- [50] Frank M V, Weaver M A, Baker R L. A probabilistic paradigm for spacecraft random reentry disassembly[J]. Reliab Eng Syst Saf, 2005, 90: 148-161
- [51] Reyhanoglu M, Alvarado J. Estimation of debris dispersion due to a space vehicle breakup during reentry[J]. Acta Astronaut, 2013, 86: 211-218
- [52] Wiener N. The homogeneous chaos[J]. Am J Math, 1938, 60(4): 897-936
- [53] Eldred M S. Recent advances in non-intrusive polynomial chaos and stochastic collocation methods for uncertainty

analysis and design, AIAA 2009-2274[R]

- [54] Sahai T, Pasini J M. Uncertainty quantification in hybrid dynamic systems[J]. J Comput Phys, 2013, 237: 411-427
- [55] Luchtenburg D M, Brunton S L, Rowley C W. Longtime uncertainty propagation using generalized polynomial chaos and flow map composition[J]. J Comput Phys, 2014, 274: 783-802
- [56] Myers R H, Montgomery D C, Anderson-Cook C M. Response surface methodology: process and product optimization using designed experiments[M]. Hoboken, NJ: John Wiley & Sons, 2009: 1-680
- [57] Riley M E, Grandhi R V. Quantification of modelinginduced uncertainties in simulation-based analyses[J]. AIAA Journal, 2014, 52(1): 195-202
- [58] Halder A, Bhattacharya R. Dispersion analysis in hypersonic flight during planetary entry using stochastic Liouville equation[J]. J Guide Control Dyn, 2011, 34(2): 459-474
- [59] 胡锐锋. 高速飞行气动环境、气动特性快速预测与应用[D]. 北京:清华大学, 2013
- [60] Kinslow M, Potter J L. Drag of spheres in rarefied hypervelocity flow[J]. AIAA Journal, 1963, 1(11): 2467-2473
- [61] Bailey A B, Hiatt J. Sphere drag coefficients for a broad range of Mach and Reynolds numbers[J]. AIAA Journal, 1972, 10(11): 1436-1440
- [62] Henderson C B. Drag coefficients of spheres in continuum and rarefied flows[J]. AIAA Journal, 1976, 14(6): 707-708
- [63] Loth E. Compressibility and rarefaction effects on drag of a spherical particle[J]. AIAA Journal, 2008, 46(9): 2219-2228
- [64] Klett R D. Drag coefficients and heating ratios for right circular cylinders in free-molecular and continuum flow from Mach 10 to 30, SC-RR-1964-2141[R]. Sandia Corp, Albuquerque, NM
- [65] Randall D E. Method for estimating the drag coefficient of a tumbling circular cylinder, SC-TM-1964-0528[R]. Sandia Corp, Albuquerque, NM
- [66] Lutz S A. Heating correlations for bluff cylinder hypersonic rarefied flows, AIAA 2003-4060[R]

(编辑: 肖福根)