

装备科技译著出版基金

Aerodynamic and Aerothermodynamic Analysis of Space Mission Vehicles

空间任务飞行器的 空气动力学和热力学分析

[意] Antonio Viviani Giuseppe Pezzella 著

黄伟 颜力 李洁 李世斌 译



国防工业出版社
National Defense Industry Press



Springer



装备科技译著出版基金

空间任务飞行器的空气动力学和热力学分析

Aerodynamic and Aerothermodynamic Analysis of
Space Mission Vehicles

[意] Antonio Viviani Giuseppe Pezzella 著

黄伟 颜力 李洁 李世斌 译

国防工业出版社

· 北京 ·

著作权合同登记 图字:军 2016 - 149 号

图书在版编目(CIP)数据

空间任务飞行器的空气动力学和热力学分析 / (意)
安东尼奥·薇薇安尼 (Antonio Viviani), (意) 朱塞佩·
佩泽拉 (Giuseppe Pezzella) 著; 黄伟等译. —北京:
国防工业出版社, 2018. 8

书名原文: Aerodynamic and Aerothermodynamic
Analysis of Space Mission Vehicles
ISBN 978 - 7 - 118 - 11543 - 7

I. ①空… II. ①安… ②朱… ③黄… III. ①航天器
- 空气动力学②航天器 - 热力学 IV. ①V411.4

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2018) 第 115973 号

Translation from the English language edition:

Aerodynamic and Aerothermodynamic Analysis of Space Mission Vehicles
by Antonio Viviani and Giuseppe Pezzella

Copyright © Springer International Publishing Switzerland 2015

This Springer imprint is published by Springer Nature

The registered company is Springer International Publishing AG
All Rights Reserved

本书简体中文版由 Springer International Publishing AG 授权国防工业出版社独
家出版发行。

版权所有, 侵权必究。

※

国防工业出版社出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路 23 号 邮政编码 100048)

三河市腾飞印务有限公司印刷

新华书店经售

*

开本 710 × 1000 1/16 印张 50 字数 902 千字

2018 年 9 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—2000 册 定价 298.00 元

(本书如有印装错误, 我社负责调换)

国防书店: (010) 88540777

发行邮购: (010) 88540776

发行传真: (010) 88540755

发行业务: (010) 88540717

译者序

高超声速飞行技术是 20 世纪以来航空、航天领域最受关注的关键技术之一,被视为人类继发明飞机、突破声障和进入太空之后的又一个具有划时代意义的里程碑,具有前瞻性、战略性和带动性,主要包括总体技术、推进技术、气动力/气动热技术、轻质结构与热防护技术、导航/制导/控制技术、地面试验技术及飞行试验技术等 7 大方面。气动力/气动热技术是高超声速飞行器亟待解决的核心关键技术之一,也是高超声速飞行器面向工程实际应用时无法回避且必须突破的技术,直接关系到飞行器的飞行安全,它的突破对于提升其长航时远程打击能力具有重要战略意义。

本书译者具有计算流体力学、实验空气动力学、飞行器总体设计、多学科设计优化、试验统计学、数据挖掘等多方面的知识,且长期从事飞行器总体设计方面的研究,发表学术论文 100 多篇,其中 SCI 检索近 90 篇,出版学术专著 1 部,参与出版英文专著 1 部,对高超声速飞行器的气动力/气动热环境具有较为深入的认识。

本书理论联系工程实际,通过考虑适应不同空间任务需求的空间飞行器对高超声速空气动力学和热力学不同主题进行了详细阐述,这些飞行器包括乘员返回飞行器(CRV)、乘员探索飞行器(CEV)、取样返回飞行器(SRV)和飞行试验平台(FTB),反映了意大利航空航天中心在航天器空气动力学与热力学领域近十年的研究进展,值得我国科研技术人员学习。译者希望本书能为学习、探讨、研究空间任务飞行器气动力/气动热设计问题的广大读者提供借鉴和帮助。本书适于具有一定空气动力学和热力学理论知识基础的研究生和相关领域的科研技术人员参考。

在本书的翻译和校对过程中,课题组的许多同事和学生付出了宝贵的时间和辛勤的汗水,参与翻译校对的人员有孙喜万、张天天、李垠全、廖磊、赵振涛。

本书的出版得到了装备科技译著出版基金、国家自然科学基金项目(批准号:11502291)以及高等学校全国优秀博士学位论文作者专项资金(批准号:201460)的资助。国防工业出版社对本译著的出版提供了大力支持和帮助,在此表示衷心感谢!同时,感谢浙江大学航空航天学院陈伟芳教授和大连理工大

学航空航天学院刘君教授对本译著出版的大力支持！由于译者水平有限，不妥甚至错误之处在所难免，敬请广大读者和同行专家学者批评指正，不胜感激。

黄伟, 颜力, 李洁, 李世斌

2017 年 2 月于湖南长沙

前言

在过去的 40 年里,人们努力进入太空深处,完成更复杂任务的能力快速提升。人们几乎每天都会发射地球轨道卫星,且每年都会向太阳系内其他行星发射星际探测器。航天器相当频繁地发往国际空间站(ISS),空间飞行器的成功返回也变得司空见惯。

在轨运行阶段结束时,航天器进入地球/行星大气层,然后飞向着陆点完成其使命。因此,航天器以一预定速度在大气层安全下降并着陆在地球/行星表面时,必须从高速状态(相对地球为 $8 \sim 12\text{km/s}$)充分减速。

这个问题对返回飞行器是一个巨大挑战。在大气滞止条件下,航天器的速度是高超声速。因此,航天器速度的锐减导致其前缘产生一道强激波,并伴随空间飞行器周围气体的剧烈加热和压强激增。结果,一旦进入大气环境,航天器将遭遇一个非常复杂的热化学流动环境,在这个环境中,由于流体温度接近上千开尔文,所以向航天器的热对流和辐射就十分值得关注。此外,在超级轨道速度下,辐射热流量超过对流热流量,隔热瓦发生烧蚀。这就需要对几个学科进行详细研究,例如气动载荷、气动加热、飞行器稳定性、导航、制导与控制以及着陆特性。

在此思想下,本书通过考虑适应不同空间任务需求的空间飞行器对高超声速空气动力学和热力学不同主题进行详细阐述,这些飞行器包括乘员返回飞行器(CRV)、乘员探索飞行器(CEV)、取样返回飞行器(SRV)和飞行试验平台(FTB)。

第一章介绍了高超声速空气动力学和热力学的基本知识,详细讨论了高超声速流场的几个关键特征。例如,这一章展示了再入飞行器的大部分能量需要以热能的形式耗散。但是以现有材料制成的飞行器,没有能在吸收了其中一小部分热量后还可以幸存的。这一关键设计问题在第二章做了详细介绍,解释了一个成功着陆如何让绝大部分的能量损失加热机体周围的气体而不是机体本身,并且揭示了高超声速条件下的传热机制对设计理想的安全着陆方案十分关键的原因。第一章也指出,航天器进入一个行星大气层所产生的几乎所有关键热传递问题都发生在连续流中。事实上,在返回轨道的决定性部分,流过一个钝

头体的流场(回转体或者机翼前缘)都有一道明显的弓形激波,机身表面和激波之间有一个被离解和电离热气体充斥着的激波层,还有一个使气体温度急剧下降到飞行器表面温度值的边界层。之后,仔细讨论了气动系数符号和约定。最终,介绍了高超声速空气动力学和热力学的流体动态特征数。

第二章给出了用以评估航天器返回过程中下降飞行轨迹和需要承受的相应的气动热载荷环境的数学模型。热能通过边界层内化学成分的传导和扩散以及鼻区附近激波层内热气体的辐射传递到飞行器上,其中辐射的光谱范围大部分在近红外与紫外之间;同时热量也会从飞行器表面以红外到远红外的光谱范围辐射出去,这使得激波层内的气体近乎透明(如壁面辐射冷却)。本章讨论了保护航天器从大气层返回时强烈气动加热的热防护系统(TPS)概念,给出了飞行器驻点处几个颇为简单的用以评估辐射和传导(从流体到表面)热流密度的工程关系式,这些热流估算公式对于在早期设计阶段开展必要的快速评估是非常基础的。

第三章集中确定航天器的气动外形,给出并强调了一些气动外形设计指导原则,一旦知道具体需求和约束,这些原则可以很好地帮助研究者和工程师评估能成功完成空间任务的最好飞行器气动外形。因此,本章详细讨论和研究了弹道体和升力体构型的优点。

从第四章开始(到第七章),本书集中于空间任务飞行器的A阶段设计实践,包含几种飞行器概念的现实可行的载荷方案,从返回舱、升力体、翼身融合体发展到飞行试验平台。用计算流体力学方法分析了一个流过CRV的流场,该计划提出用于指导国际空间站(ISS)中宇航员的返回。同时,本章也开展了大量基于工程经验的设计分析,用来展示一个飞行器的初步设计流程。采用数值方法分析评估了设计一个从近地轨道(LEO)再入的CRV时,热化学模型和表面催化的影响;研究了当前的化学模型复杂性、反应动力学、振动松弛和壁面反应机制对飞行器空气动力学和热力学以及一些流场特征的影响。尤为重要的是,本章通过对比理想气体模型和反应气体模型对飞行器气动性能及一些流场特征的评估结果,突出了有限速率化学反应的影响。在这一构架下,采用欧拉和NS计算方法基于弹道和空间的设计方法进行研究。对比研究了模型对空气动力学(升力、阻力、俯仰力矩和配平攻角)和热力学(飞行器前体防热瓦上对流热流分布)性能的影响。进一步指出了表面催化对飞行器热载荷的影响。因此,对于在大气层降落的返回舱式飞行器,通过考虑真实气体效应,分析了伴随复杂气动加热环境的可能地球返回方案。最后,强调了数值计算结果以及与飞行试验数据和风洞数据的对比。

第五章主要分析了采用化学非平衡CFD方法发展从LEO返回的无人升力

体飞行器气动数据库,同时强调了几个设计问题,例如激波-边界层干扰(SWIBLI)和激波-激波干扰(SSI)。讨论了用于整个飞行方案的 IXV 气动分析。这个气动分析称为 AEDB 工具,依靠于方案阶段采用计算流体力学、风洞试验和基于工程经验的设计数据,可研究包括稀薄流条件到高超声速连续流,一直到亚声速流动区域。特别地,基于此逐步建立了方法发展数据库。这就意味着,所有气动力和力矩系数是通过对一定数量起积极作用的效应线性求和获取,如侧滑角和气动控制面有效性的影响等。AEDB 工具提供了飞行速度从亚声速、跨声速、超声速到高超声速以及高海拔下的带控制效应的 IXV 气动,也包含稀薄大气效应。此外,详细介绍了气动外形演化历史中任务需求和约束的影响。

第六章的焦点是适用于来往 LEO 的载人和无人有翼再入飞行器,并提出了一种亚轨道任务方案。该章讨论了几个有翼飞行器的空气动力学和热力学分析,包括可重复使用飞行试验平台;给出了包括基于工程经验到 CFD 分析的几种设计方法,用以评估飞行器的气动热性能;结尾提供并比较了包括反应与无反应来流以及不同飞行攻角的大范围自由来流条件下的空气动力学结果,也强调了采用逐步建立方法搭建飞行器气动数据库。

第七章是关于 SRV 的空气动力学和热力学设计。作为探索太阳系的下一步,样品返回任务将扮演重要角色,因为实验室内精确的土壤样品研究让我们对行星、小行星、彗星等有了更深的了解。为了简化航天器系统本身以及减少任务成本,迫切需要建立超轨道的再入技术,其可以将一个携带目标天体样本的小型再入返回舱,直接从星际轨道以超轨道速度进入地球大气。本章主要综述了 SRV 设计和其分析方法,为准备雄心勃勃的样品返回计划提供一个系统的归纳总结。事实上,一些关于用于设计星际探索飞行器的设计主题已得到公认。例如,数值模拟方法已被应用于超轨道再入返回舱流场计算来确定整个被动式地球返回飞行器框架下的空气动力学和热力学性能。这个返回舱直接采用双曲型的入地返回弹道进入大气层。因此返回舱进入大气的速度超过 12km/s ,以至于其周围相应产生了一道很强的弓形激波,激波层内的气体加热比正常的地球轨道再入的情况强很多。因此据预测,超轨道再入会比地球轨道再入产生更加强烈的辐射热流。为了在重量严格受限的情况下设计有效的 TPS,更加精确的气动热评估和揭示热辐射热流的贡献显得十分关键。无可避免要进行化学非平衡流建模。事实上,辐射强度强烈依赖于电离、电子和电子温度。本章评估了 SRV 沿着整个再入轨迹的气动力性能和稳定性,以及返回舱气动热环境和防热瓦烧蚀。本章展示的设计结果,均基于数值分析和工程经验关系式。应用工程经验关系式评估流动区域和返回舱空气动力学特性,使用 NS 方程分析绕返回舱流场、防热瓦烧蚀质量流量影响和离子辐射分析。最后给出并讨论了设计结

果。

第八章将重点转移到空间任务的早期发射阶段需求,描述了 A 阶段层面运载火箭的空气动力学和热力学设计过程,目的是介绍如何基于早期一次性和半重复使用的运载火箭飞行器给出最初的空气动力学和热力学数据。为此,详细介绍了不同设计方法,如工程方法和 CFD 方法,且对一些可重复使用运载火箭助推器的相应载荷环境飞行方案进行了定义和分析。风洞试验和 CFD 计算的结合是一个很强大的工具,能提供高质量的数据,用于性能评估、运载火箭控制及尺寸定义的输入。事实上,建立详细的空气动力学和热力学数据库需要对运载火箭上升阶段经历的每个飞行区域进行大量的计算和试验测试,故本章提供了数值和试验算例。

最后,附录 A 处理全新 CEV 概念飞行器的气动分析,适用于载人登陆火星,用于为行星登陆系统的设计研究提供支持。在此框架下,研究了两个升力体构型。展示了几个完全的三维 CFD 分析,既包括理想气体模型也包括非平衡反应气体混合模型。给出了指定火星登陆方案中探险飞行器周围的流场环境。研究了大量流动条件,包括不同攻角、不同马赫数和雷诺数。针对提出的火星登陆载荷环境的一些自由来流条件,采用全三维 NS 方程和欧拉 CFD 方法对两种升力体飞行器周围高超声速流场进行了研究。本章结尾为进一步了解火星探索升力体飞行器设计中涉及的流动动力学过程,以及高焓流动和飞行器构型影响提供了数值计算依据。

Antonio Viviani
Giuseppe Pezzella
2014 年 10 月
意大利那不勒斯

目 录

第一章 高超声速空气动力学和热力学基本理论	1
1.1 引言	1
1.2 高超声速流动基本特点	2
1.2.1 强烈的弓形激波	3
1.2.2 温度/气动加热的重要性	3
1.2.3 钝化气动外形减少热传递	4
1.2.4 表面压强估计	4
1.2.5 高温效应	5
1.2.6 黏性干扰	6
1.2.7 熵梯度	6
1.2.8 薄激波层	7
1.2.9 发动机-机身一体化	8
1.2.10 控制与稳定性	8
1.3 轨道再入	9
1.4 连续流区飞行器周围典型高超声速流场特征	13
1.4.1 流动控制方程	18
1.4.2 M_∞ 变化引起的流场特征	21
1.4.3 激波关系式	22
1.4.4 特征线法	25
1.4.5 高温效应	27
1.4.6 黏性干扰	38
1.5 航天器气动系数	41
1.5.1 参考坐标系	41
1.5.2 气动热力学数据约定	48
1.6 简化气动分析	52
1.6.1 低阶空气动力学方法	52
1.6.2 牛顿撞击流理论	53

1.6.3	改进牛顿流理论	58
1.6.4	平板高超声速空气动力学	60
1.6.5	球体高超声速空气动力学	64
1.6.6	圆柱高超声速空气动力学	66
1.6.7	尖/钝锥体空气动力学	67
1.6.8	切楔/切锥法	68
1.6.9	平板理论和航天器高超声速空气动力学特征	71
1.6.10	面元法空气动力学	75
1.6.11	表面倾斜法和气动外形设计:压力法选择原理	81
1.7	高超声速与亚声速空气动力学	90
1.7.1	气动阻力	90
1.7.2	气动升力	90
1.7.3	俯视图特性	90
1.8	再入飞行和气动加热	92
1.8.1	脱体距离	94
1.8.2	气动加热	96
1.9	空间飞行器设计基础	100
1.10	量纲分析	102
	参考文献	106
第二章	大气再入基本理论	108
2.1	前言	108
2.2	再入任务的初始比内能	109
2.3	平面飞行方程	110
2.3.1	弹道式再入	115
2.3.2	平衡滑翔式再入	119
2.3.3	跳跃式再入	121
2.3.4	横向机动	129
2.4	理想气体和化学反应流的传热	132
2.4.1	傅里叶定律及对流和扩散传热	133
2.4.2	理想气体流动的传热	134
2.4.3	表面摩擦系数和雷诺比拟	139
2.4.4	总再入热载荷	143
2.4.5	再入加热率	144
2.4.6	化学反应流动传热	148

2.4.7	薄膜系数方法	148
2.5	驻点加热	149
2.5.1	理想气体流动的驻点传热	153
2.5.2	化学反应气体的驻点传热	162
2.5.3	工程方法和驻点加热预估	171
2.6	自由分子加热	176
2.7	再入走廊	178
2.7.1	速度-飞行轨迹角度图	178
	参考文献	181
第三章	再入飞行器设计的几点最初考虑	182
3.1	前言	182
3.2	高超声速构型演化综述	182
3.2.1	以超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器	188
3.3	再入飞行器设计理论综述	191
3.3.1	高超声速升阻比和飞行器弹道系数	198
3.3.2	弹道系数、飞行器体积因子和细度比	199
3.3.3	高超声速飞行器修正升阻比和飞行器容积率	202
3.4	高压阻构型飞行器	205
3.5	弹道再入飞行器设计	211
3.5.1	减速伞锥角	212
3.5.2	减速伞底部面积	212
3.5.3	减速伞鼻尖半径	213
3.5.4	减速伞角半径	215
3.5.5	钝头体动态不稳定性	218
3.6	升力再入飞行器设计	229
3.6.1	低轨道返回设计研究案例	233
3.6.2	彗星的高速返回器设计研究案例	233
3.7	再入飞行器机动系统	239
3.7.1	机动空气动力学	240
3.7.2	控制系统特性	240
3.8	纵向和侧向飞行的飞行器稳定性	241
3.8.1	纵向飞行的静稳定性	241
3.8.2	CG 位置改变对稳定性的影响	244
3.8.3	高超声速飞行稳定性和控制问题	245

3.8.4	侧向飞行的静稳定性	248
3.8.5	垂尾设计	249
3.8.6	高超声速方向稳定性问题	251
3.9	滑翔再入飞行器设计案例	253
3.10	匙形构型	264
3.10.1	乘波体构型设计介绍:逆向设计方法	268
3.10.2	吻切锥乘波体	269
3.10.3	基于楔形和锥形的乘波体	270
3.11	飞行器气动加热和表面温度	272
3.11.1	对流传热和 Eckert 参考温度法	276
3.11.2	参考温度方法和平板气动加热	282
3.11.3	热防护技术	283
3.12	计算流体力学在设计过程中的贡献	284
3.12.1	流动物理	286
3.13	气动加热区域和飞行器设计	294
3.13.1	流动区域	294
3.13.2	热化学流动区域	310
	参考文献	312
第四章	阿波罗构型返回舱分析	314
4.1	前言	314
4.2	LEO 再入方案的流动和化学耦合综述	316
4.3	防热瓦表面催化效应	318
4.4	阿波罗型返回舱概念和 LEO 再入飞行方案	322
4.4.1	飞行器概念综述	322
4.4.2	设计方法和使用工具介绍	324
4.5	数学方程和数值方法	329
4.5.1	流动控制方程	329
4.5.2	数值技术	334
4.5.3	计算网格域	334
4.6	模型验证	336
4.6.1	测试算例构型和计算域	336
4.6.2	测试条件和工程分析	336
4.6.3	CFD 结果	338
4.7	CRV 设计分析	340

4.7.1	再入飞行方案	340
4.7.2	气动加热载荷环境的评估	342
4.7.3	CRV 计算流场分析	346
4.8	CRV 气动分析	360
4.8.1	CRV 气动工程评估	361
4.8.2	CRV 气动数值评估	368
4.9	CRV 气动热特性	376
4.9.1	CRV 零升气动热	377
4.9.2	CRV AoA 气动热	379
4.9.3	CRV 高空气动热	382
4.10	数值研究的可靠性分析	383
	参考文献	391
第五章	升力体飞行器	394
5.1	前言	394
5.2	历史背景	395
5.3	IXV 折中目标和逻辑线路	407
5.3.1	返回舱类型	414
5.3.2	翼身融合体类型	414
5.3.3	升力体类型	415
5.4	IXV 飞行器描述和构型基本原理	415
5.5	IXV 顶层设计	418
5.6	IXV 计划背景	419
5.7	IXV 任务需求及描述	421
5.7.1	任务	423
5.7.2	系统	423
5.7.3	TPS 和热结构	423
5.7.4	可靠性	424
5.7.5	ATD	424
5.7.6	TPS&HS 的新材料和概念	425
5.7.7	HMS	425
5.7.8	GNC	425
5.8	IXV 标准弹道的 WTT 和 CFD 数据对比	425
5.9	WTT 计划的结果	429
5.9.1	ONERA S4ma 测试中的亮点	430

5.9.2	DLR H2K 测试中的亮点	431
5.9.3	DNW - SST 测试中的亮点	432
5.9.4	FOI TI500 测试中的亮点	438
5.9.5	IXV 和 HEG 风洞	446
5.10	CFD 分析的结果	447
5.11	气动分析	467
5.11.1	气动数据库的一般输入	467
5.11.2	参考坐标系和气动符号约定	467
5.11.3	IXV 气动模型和数据库发展	468
5.11.4	气动数据库方程	470
5.11.5	气动数据库发展	472
5.11.6	自由分子和转换流动区域	473
5.11.7	连续流动区域	476
5.11.8	升降舵对纵向系数的效应	483
5.11.9	侧滑角对纵向和横向运动的影响	490
5.11.10	副翼对横向运动的影响	492
5.11.11	气动数据库的准确性	493

参考文献	498
------------	-----

第六章	有翼再入飞行器	500
6.1	前言	500
6.2	飞行器描述	506
6.3	飞行方案和流动区域评估	507
6.3.1	稀薄 - 转换区域	509
6.3.2	黏性干扰区域	510
6.3.3	真实气体区域	511
6.3.4	层流向湍流的转换	513
6.4	设计方法和使用工具	515
6.5	气动特征	522
6.5.1	ORV 气动参考参数	523
6.5.2	参考坐标系和气动符号约定	524
6.5.3	ORV 气动数据库的输入	525
6.5.4	ORV 气动模型	526
6.5.5	气动数据库方程	527
6.5.6	气动数据库的发展进程	529

6.6	气动结果的低阶方法	531
6.6.1	稀薄和转捩流动条件下的 HPM 解	531
6.6.2	连续流条件下的 HPM 解	535
6.7	基于 CFD 的气动结果	545
6.8	FTB-X 概念飞行器的空气动力学和热力学评估	562
6.8.1	飞行器构型	562
6.8.2	分析方法和使用工具	565
6.8.3	飞行器气动评估	566
6.8.4	稀薄和转捩流动条件下的 FTB-X 空气动力学	566
6.8.5	连续流条件下的 FTB-X 空气动力学	572
6.8.6	飞行器气动热环境	587
6.8.7	FTB-X 再入飞行力学性能和稀薄气体效应	598
6.9	气动数据的不确定性	601
6.9.1	气动数据库不确定性公式	601
6.9.2	气动数据库不确定性和 WTT 测试	603
6.9.3	气动数据库不确定性和 CFD 数据	604
6.9.4	气动数据库不确定性和飞行数据	604
6.9.5	轨道飞行器和 X-33 气动不确定性	605
6.9.6	FTB-X 气动不确定性模型	610
	参考文献	612
第七章	试样返回舱分析	615
7.1	前言	615
7.2	试样返回航天器的设计过程	617
7.2.1	需求和限制	618
7.2.2	相似性和模型缩放	618
7.2.3	SRV 设计分析综述	627
7.2.4	激波层条件	631
7.3	航天器参考构型和再入飞行方案	633
7.4	空气动力学和热力学性能分析	636
7.4.1	流动控制方程	637
7.4.2	载荷方案和空气混合物成分	640
7.4.3	飞行区域概述和流动仿真模型	645
7.4.4	计算域、边界条件和求解收敛准则	647
7.5	数值结果	651

7.6	SRV 空气动力学	665
7.6.1	SRV 的基于工程估算气动结果	666
7.6.2	SRV 的基于 CFD 气动结果	668
	参考文献	670
第八章	运载火箭:现状与未来	672
8.1	前言	672
8.2	运载火箭的气动分析	672
8.2.1	运载火箭的气动约定	672
8.2.2	气动系数和飞行器设计	674
8.2.3	运载火箭的气动分析	677
8.2.4	外载荷特征的快速设计方法	679
8.3	运载火箭快速气动设计分析实例	680
8.3.1	VSB-30 运载火箭	680
8.3.2	Vega 运载火箭	682
8.3.3	下一代运载火箭飞行器(NGLV)	684
8.3.4	未来运载火箭预备计划方案	691
8.4	阶段前期:数据库不确定性	724
8.4.1	物理模型的 CFD 水平和程序检验引起的不确定性	724
8.4.2	早期运载火箭的代表构型引起的不确定性	725
8.4.3	有限计算点引起的不确定性	726
8.5	发展阶段:精确 CFD 的挑战	726
8.6	发展阶段的 NS 方程算例	727
8.6.1	Ariane5 液态反馈助推器气动设计	727
8.6.2	风洞测试的 Ariane5 几何模型	738
8.6.3	CFD 技术在 Vega 运载火箭气动评估中的贡献	741
8.7	发展阶段:数据库的不确定性	752
8.7.1	突出物和级间凹腔的局部载荷	754
8.8	数值解和网格收敛性分析	756
	参考文献	758
附录 A	飞向火星的载人航天计划	762
A.1	引言	762
A.2	往返火星的旅程	762
A.3	飞行器构型选择	764
A.4	方法分析和使用工具	766