

内装式空中发射 多体动力学

> 张登成 郑无计 张艳华 著



国防工业出版社
National Defense Industry Press

内装式空中发射 多体动力学

张登成 郑无计 张艳华 著

国防工业出版社

·北京·

内 容 简 介

本书以内装式空中发射运载火箭为研究对象, 研究分析了多体系统的模型建立方法, 以及力学、运动学和动力学特性。本书结合多种动力学建模方法, 建立了内装式空中发射系统形式统一的动力学模型; 利用计算流体力学方法研究分析了机-箭-伞多体系统的气动耦合特性, 并建立了力学模型; 以动力学模型和力学模型为基础, 结合 Lyapunov 理论设计了纵向变饱和状态柔性变结构控制律, 形成了完整的内装式空中发射多体系统; 基于 Monte Carlo 方法对该系统的性能进行分析, 并提出了空射系统的发射性能、瞬时空中滞留和广义稳定的概念。

本书不仅可以作为空中发射多体系统设计的参考书目, 也可作为高等院校飞行器设计、作战使用、一般力学、航空航天等相关科学研究人员的参考书。

图书在版编目(CIP)数据

内装式空中发射多体动力学 / 张登成, 郑无计, 张艳华著. —北京: 国防工业出版社, 2018.4
ISBN 978-7-118-11570-3

I. ①内… II. ①张… ②郑… ③张… III. ①运载火箭—空中发射—多体动力学 IV. ①V475.1

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2018) 第 058752 号

※

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)

三河市众誉天成印务有限公司

新华书店经售

*

开本 710×1000 1/16 印张 11 字数 209 千字
2018 年 4 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—2000 册 定价 98.00 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

前 言

本书针对内装式空中发射多体系统动力学相关问题，综合应用总体设计、现代控制理论、空气动力学、弹性力学、多体动力学、飞行力学等诸多学科知识，系统深入地阐述了机-箭-伞空气动力学和多体动力学、运载火箭出舱过程载机控制、空中发射成功率等理论问题。

近十几年来，作者一直从事于空中发射多体系统相关理论的研究和应用工作，主要包括拖曳式重复使用运载器飞行动力学特性、下挂式空中发射系统动力学特性、内装式空射运载火箭大攻角非对称涡流场特性、稳定伞流固耦合特性、机-箭-绳-伞刚柔耦合多体系统动力学建模、多体系统空中发射过程稳定性分析和空射过程载机飞行性能品质与控制等。这些研究为空中发射多体系统动力学特性的分析和评估奠定了坚实的理论基础，也为多体系统空中发射的工程应用提供了一定的理论依据。

本书由张登成、郑无计、张艳华编写，舒杰、李林、秦昂、屈亮等参与了全书的资料收集、整理和排版校对工作，由张登成统一定稿。

本书引用、借鉴和参考了国内外同行专家的研究成果，作者在此表示衷心的感谢，也对所有在此书编写出版过程中给予关心和帮助的同行人表达诚挚的谢意。

作者总结近十多年来的研究成果而撰写了此书，诚挚希望与国内外广大同行进行交流。由于作者水平有限，本书必有许多不足之处，恳请读者批评指正。

作 者

2016年6月于西安

目 录

第 1 章 绪论	1
1.1 内装式空中发射的研究背景及意义	1
1.2 国内外相关技术的研究进展	3
1.2.1 空中发射和重装空投研究进展	4
1.2.2 多体系统理论研究进展	6
1.2.3 多体系统中的气动耦合特性研究进展	7
1.2.4 空中发射过程中载机控制方法的研究进展	8
1.3 本书研究内容	9
第 2 章 空射系统动力学模型	11
2.1 多体系统的拓扑结构及其分类	11
2.1.1 模型的定义	11
2.1.2 多体系统拓扑结构的描述	12
2.2 多体系统基本理论与建模方法简介	12
2.2.1 矢量力学建模理论	12
2.2.2 Lagrange 力学建模理论	13
2.2.3 Lagrange 乘子法	14
2.2.4 Kane 方法	16
第 3 章 柔性绳索等效刚化模型	20
3.1 绳索的运动描述	20
3.2 绳索的动力学方程	22
3.3 动力学方程的离散求解	23
3.4 绳索的等效刚化模型	24
第 4 章 变拓扑结构多体系统动力学模型	28
4.1 建模方法	28
4.2 建模程序	28
4.3 子系统之间铰约束力 R_H 的递推关系	30

4.4	动力学模型的求解	31
第 5 章	机-箭-伞刚柔耦合多体系统动力学模型	33
5.1	参考坐标系	33
5.1.1	飞机坐标系	33
5.1.2	火箭坐标系	34
5.1.3	稳定伞坐标系	34
5.2	空射系统的描述	34
5.3	箭-伞系统的动力学模型	36
5.3.1	广义坐标与伪速度	36
5.3.2	偏速度	38
5.3.3	广义主动力	40
5.3.4	广义惯性力	40
5.3.5	箭-伞系统运动方程	42
5.4	载机动力学模型	42
5.5	空射系统刚柔耦合动力学模型	43
第 6 章	空射系统的气动耦合特性	47
6.1	计算流体力学模型	47
6.1.1	三维 Navier-Stokes 方程	47
6.1.2	有限体积法解法	48
6.1.3	湍流模型	49
6.1.4	6 自由度动力学求解器	49
6.1.5	动网格更新模型	50
6.2	火箭和稳定伞的气动特性	51
6.2.1	火箭的气动特性	51
6.2.2	稳定伞的气动特性	55
6.2.3	旋成体气动特性分析	60
6.3	机-箭系统的气动耦合特性	62
6.3.1	计算模型	63
6.3.2	机-箭系统舱内牵引阶段气动耦合特性分析	63
6.3.3	机-箭系统旋转出舱阶段气动耦合特性分析	65
6.3.4	机-箭系统分离阶段气动耦合特性分析	66
6.3.5	基于动网格技术对机-箭分离过程气动耦合特性分析	71
6.4	箭-伞系统的气动耦合特性	74

6.5	气动力学模型的建立	75
第 7 章	空射系统的虚拟样机	77
7.1	虚拟样机技术	77
7.1.1	ADAMS 多刚体系统的组成	77
7.1.2	多刚体系统的坐标系统	78
7.1.3	ADAMS 多刚体系统的自由度	78
7.1.4	ADAMS 多刚体系统动力学方程的建立	79
7.2	虚拟样机方案设计	81
7.3	虚拟样机的建立	81
7.3.1	动力学模型的建立	81
7.3.2	联合仿真平台设计	84
7.3.3	虚拟样机的功能实现	86
7.4	模型的验证	87
第 8 章	内装式空中发射系统的控制律设计	91
8.1	柔性变结构控制	91
8.2	多输入多输出系统 (MIMO) 的变饱和和状态柔性变结构控制	92
8.2.1	基本原理	92
8.2.2	控制系统的稳定性和选择策略	95
8.2.3	控制参数计算	97
8.3	基于干扰观测器的变饱和和状态柔性变结构控制	98
8.3.1	干扰观测器基本原理	98
8.3.2	MIMO 非线性系统的干扰观测器	100
8.3.3	MIMO 非线性系统的变饱和和状态柔性变结构控制	101
8.4	空射过程中载机纵平面的控制	103
8.4.1	载机的动力学方程	103
8.4.2	载机的稳定性	107
8.4.3	载机的控制律设计	117
8.4.4	仿真验证	120
第 9 章	内装式空中发射多体系统的飞行动力学研究	123
9.1	发射性能的概念及计算方法	123
9.1.1	基本概念	123
9.1.2	发射性能的计算	124

9.2	特征参数对发射性能的影响	126
9.3	基于试验设计对特征参数显著性的分析	133
9.3.1	正交表	133
9.3.2	特征参数显著性的分析	135
9.4	发射稳定性	138
9.4.1	空射系统的不稳定性及瞬态平衡	138
9.4.2	空射系统的瞬时空中滞留	140
9.4.3	发射稳定性	141
附录 A	机-箭-伞多体系统动力学模型	144
附录 B	机-箭-伞多体系统铰间约束反力求解	154
参考文献	161

第1章 绪 论

1.1 内装式空中发射的研究背景及意义

空中发射运载火箭是一种由航空器搭载至高空发射的运载火箭，通常由载机采取内装、下挂、背驮、拖曳等方式携带至高空发射，如图 1.1 所示。相对于传统的陆基和海基发射，空中发射具有多方位、宽领域、快速、机动、廉价的优点，在军事和民用领域都具有重要的应用价值。

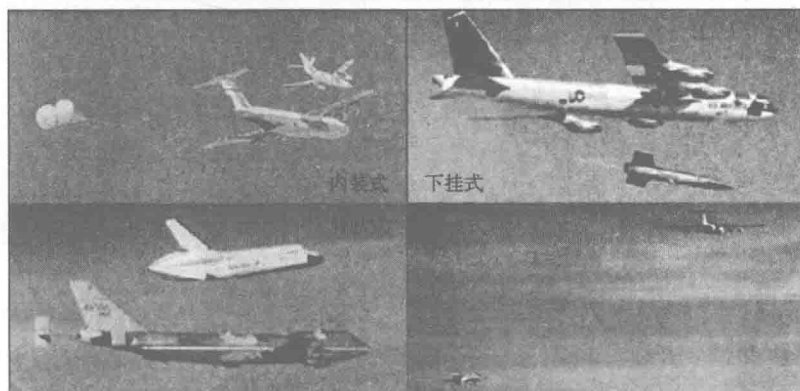


图 1.1 空中发射技术的发射方式

内装式空中发射运载火箭作为空中发射方式中优势最为明显的一种，它通过运输机货舱内装载火箭，送达至指定的高度、速度和航向，然后通过预定方式将运载火箭从机舱中抛出，同时利用降落伞系统进行姿态和方位调整，当火箭的姿态和监控参数（如运载火箭的俯仰角、速度等）同时满足预定的点火要求时，进行点火抛伞，完成运载火箭的顺利发射，如图 1.2 所示。相对于其他空中发射形式，内装式具有明显的优势。首先，内装式几乎不需要对载机的结构进行改动，大大降低了研制和发射成本；其次，内装式储存在载机货舱内，储存环境好，便于维护，也不会增加载机的气动阻力；最后，内装式不需要安装较重的翼面，也不会因要承受大气动过载而加固箭体，相对其他形式的空中

发射运载火箭，火箭结构重量要低得多，具有更高的运载效率。因此，内装式空中发射运载火箭成为当前世界各国积极研究发展的关键技术之一。^①

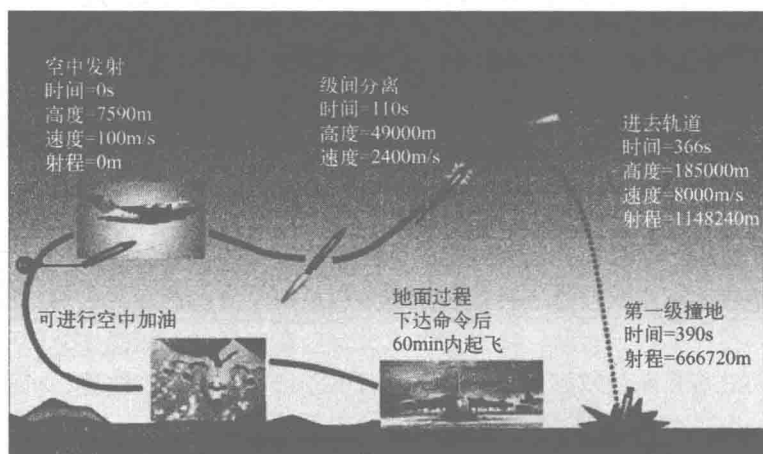


图 1.2 内装式发射过程示意图

内装式空中发射机-箭前向分离技术是其最为重要的关键技术之一，即运载火箭依靠自身重力和稳定伞的牵引，尾部先于头部出舱，同时由稳定伞进行姿态稳定。这种分离方式有效减少了运载火箭的高度和速度损失（高度损失不超过 300m，分离后 10s 内发动机点火），有利于最大限度提高有效载荷的质量。但是，机-箭前向分离技术同样也存在一些有待解决的关键技术。

(1) 对于载机而言，为保证运载火箭顺利完成重力出舱过程，载机应保持一定的俯仰角或攻角，但由于运载火箭质量一般较大甚至超过载机的最大单位投放质量且为细长体，出舱过程中必将引起载机重心的明显变化，给载机产生较大的干扰力矩，如果不能对载机进行精确的控制，载机有可能失稳且无法保证一定的俯仰角或攻角进行飞行。

(2) 对于运载火箭而言，要求与载机的分离过程中不能碰撞除货舱地板外的其他部分，否则，运载火箭会损坏，载机因冲击剧烈振动而失稳，最终发生严重的安全问题。

(3) 出舱过程中载机货舱内外较大的压力差以及出舱后受载机复杂尾流场及随机风干扰的影响，也会造成运载火箭撞击载机的可能。

(4) 运载火箭出舱后经历大攻角飞行过程，此时由于运载火箭背风区非对

^① 为简化书写而又不引起歧义，本书以内装式指代内装式空中发射运载火箭，以空射系统指代内装式空中发射多体系统，其他的空中发射形式均用全称。

称涡导致的方向未知的侧力、载机复杂的尾流及随机风干扰的影响,将使运载火箭产生不确定的危险运动,且在一定的攻角范围内运载火箭是不稳定系统。因此,在确保运载火箭和载机安全稳定飞行的前提下,应对运载火箭进行精确控制及最佳点火发射状态的选择。

(5) 对于稳定伞系统而言,由于伞系统为柔性体,同时箭-伞之间存在强烈的气动干扰,柔性绳索以及稳定伞结构变形与大范围运动之间的耦合影响及伞的摆动等现象,使机-箭系统分离过程变得十分复杂。

综上所述,由运输机-运载火箭-稳定伞组成的内装式空中发射机-箭-伞系统是刚柔混合、高度非线性的强耦合复杂多体系统,且系统运动过程中受载机复杂尾流场、随机风干扰及自身刚-柔-气动耦合作用的影响,这使得内装式空中发射过程主要表现出如下问题:运载火箭与载机分离时的安全性问题;载机保持一定俯仰角或攻角安全稳定飞行时的精确控制律设计问题;刚柔耦合多体系统在复杂流场中的气动耦合特性分析;刚柔耦合多体系统在复杂流场中的姿态、轨迹等参数估计;多体系统运动稳定性分析等。为解决上述问题应建立统一、精确的空射过程动力学模型,用来分析这一复杂的耦合运动过程,并应用相关理论分析解释多体系统的稳定性问题,最终通过实验数据和理论的方法对模型进行正确性验证并改进不足,为内装式空中发射技术的发展奠定坚实的理论基础。

内装式空中发射运载火箭是一个融合了刚体、柔性体的多体系统飞行器,研究涉及多体系统动力学、结构力学、空气动力学、流体力学等多学科领域,涵盖了多体系统中刚体运动与柔性体运动的耦合、物体大范围运动与弹性变形耦合、复杂流场下多体系统的安全性、稳定性等多因素耦合问题,是当今研究的热点问题,具有广泛的应用背景,如重装空投的货物出舱及出舱后的安全性、稳定性问题;空中发射末敏弹中的子母弹物-伞系统的出舱、旋转减速及稳定旋转扫描阶段的动力学问题;空中加油过程中软管及锥套的柔性多体动力学问题等都涉及复杂流场扰动作用情况下,刚柔耦合多体系统的耦合机制、气动特性及安全性稳定分析等问题。因此,根据国内外研究现状以及内装式空中发射技术的技术水平确定了本书的如下研究内容,以复杂空射环境中机-箭-伞系统的耦合气动特性及空射多刚体系统动力学模型的建立为首要研究内容,通过理论分析以及数值仿真分析等方法研究了载机控制、内装式空射特性以及空射过程中涉及的刚柔耦合动力学问题。

1.2 国内外相关技术的研究进展

本书研究主要涉及内装式空中发射过程中机-箭-伞动力学模型的建立与

仿真、复杂流场下载机稳定性与空射特性及基于柔性变结构对内装式空中发射过程载机控制律的设计等内容。下面针对上述研究内容在相关领域的发展、研究及应用现状进行分阶段详细说明。

1.2.1 空中发射和重装空投研究进展

1. 空中发射系统的研究进展

空中发射运载火箭技术简称空中发射技术,国外 20 世纪 50 年代末就对该项技术开始进行研究。1958—1959 年,美军战略司令部提出了空中发射弹道导弹的技术指标并对其可行性进行了详细的论证。1978 年,代号为“螺旋”(Spiral)的空中发射方案在苏联问世,且该方案受到苏联政府的大力资助,随后苏联学者对方案进行了相应的研究和论证^[1];1974 年,美国首次利用飞机发射运载器,并通过运输机发射“民兵”-1 型洲际弹道导弹的试验^[2,3]完成了对该项目的技术验证。1990 年,美国轨道科学公司(Orbital Sciences Corp.)、赫尔克里士航空航天公司(Hercules Space Corp.)联合研制的“飞马座”系统通过空中发射方式首飞成功^[4]。1998 年,俄罗斯提出了自己的空中发射方案^[5];2002 年,由美国空间发射公司(Space Launch Corp.)提出的关于“小型载荷经济快速发射”(RASCAL)计划^[6]的方案得到了美国政府的支持。2003 年,美国开始发展并验证快速响应发射和全球即时任务到达相关技术^[7],并提出了“猎鹰”计划和“快速到达”(QuickReach)空射方案,该方案提出了利用轮胎支撑、重力出舱、用稳定伞进行姿态调整的内装式空中发射运载火箭方式,期间美国通过三次试验验证了方案的可行性。除美俄外,英格兰、日本、乌克兰等国也对空中发射技术进行了研究。英格兰航空航天公司提出利用 An-225 运输机发射可重复使用运载器的方案^[8];日本研究了波音 747 飞机发射运载火箭的方案^[9],2013 年,日本政府又资助了一项以内装式空射技术为基础的小型运载器研发项目^[9](The Air Launch System Enabling Technology ALSET),目的是以研究载荷轨道变化系统及其相关技术作为实施空中发射系统商业化的第一步;乌克兰^[6]、以色列^[5]以及韩国^[10]也提出了自己的空射方案并对其进行了相关的研究和方案验证。在国内,相关研究机构也对空中发射技术展开相应的研究,其中包括空中发射的概念、方案、相关理论及应用的研究^[5,11-18],但分析过程中主要是基于仿真方法对飞机的稳定性进行研究,并没有考虑机-箭-伞相互耦合干扰及柔性伞绳系统的刚柔耦合问题。

国内外对空中发射过程中机-箭-伞多体系统的动力学模型进行了大量的研究,其中, Karl-Friedrich Doherr^[19]利用矢量力学方法建立弹-伞 9 自由度动力学模型;文献[20]指出, J. R. Neuhaus 和 V. Dobrokhodo 等人利用 Newton

矢量力学方法建立 6 自由度弹-伞动力学模型；在国内对同样问题也进行了大量研究，文献[21]和[22]提出载机空投动力学模型的分离法与整体法。文献[22]和[23]分别利用分离法与整体法建立了机-货系统的动力学模型；唐乾刚^[25]等人利用矢量力学理论建立了 9 自由度动力学模型；朱勇、刘莉等人利用 Lagrange 建模理论建立了弹-伞 5 自由度动力学模型；何民^[26]利用 Kane 方法建立了箭-伞的 9 自由度动力学方程；杨雨^[27]等人利用 NewTon 力学和机-箭分离建模方法建立了重型装备空中投放过程中的 5 自由度动力学模型；张久星^[28]等人利用 Kane 方法对空投过程分别建立了不同阶段的动力学模型；芮筱亭^[29]等人研究了复杂多体系统的传递矩阵法，并应用于箭-伞系统动力学模型建立与快速求解的问题中。

通过分析国内外的研究成果发现，很少有对空射过程中机-箭-伞多体系统全自由度动力学模型研究的相关文献，大部分文献将空射系统分离成机-货^[23, 24, 27]和箭-伞^[19, 20, 25]两部分（货-伞）分别研究载机的控制和空投货物轨迹和姿态，这样势必会对空射特性和载机稳定性安全性分析产生一定的影响，其他一部分研究人员^[28]用单一的方法建立空射系统不同阶段的动力学模型，虽然可以反映出真实的空射情况，但是模型不具有统一的形式，势必引起不必要的冗余建模和计算求解过程。

2. 重型装备空投技术研究进展

重型装备空投技术简称重装空投，是利用运输机将重型装备或物资从空中投送到指定地点的一种空投方式^[30]。重装空投系统表现形式与内装式空中发射系统相似，可表示为机-货-伞系统。根据重装空投机-货分离过程货物运动特点可将重装空投过程分为准备、牵引、充气、下降及着陆 5 个阶段，其中准备、牵引及下降阶段与内装式空中发射中机箭分离过程相应阶段相似。与内装式空中发射相同，多因素、强耦合、非线性是重装空投系统主要特征，由于重装空投系统一般为多伞系统，因此与内装式空射系统相比，其复杂性有所增加。尽管如此，国内外相关领域学者提出了不同的建模理论和方法^[31-36]，为重装空投技术的发展奠定了一定的基础。相关文献指出，建模方法可分为分离法和整体法^[31]。其中，分离法将运动的货台作为扰动量引入飞机的动力学模型^[37, 38]；相反，整体法将载机和货台之间的作用力作为内力，视两者为整体统一进行模型建立^[33, 34]。然而，在实际的应用过程中，整体法与分离法非常容易混淆，尤其是难以确定不同阶段物体的受力情况。此外，现有文献中暂无统一、公认的重装空投的动力学模型。杨妙升^[37]等人利用基于 Newton-Euler 方程的矢量力学方法并充分考虑货物及载机间的运动耦合特性，建立了全自由度重装空投动力学模型，此模型可以分析载机横向动态响应特性；杨雨^[27]等人将货台的方位及速

率作为广义变量,通过分离法建立了空投过程的纵向非线性动力学模型。韩艳铎^[38,39]等人利用 Lagrange 力学方法建立了纵向空投动力学模型及机-货双体重装空投系统的动力学模型,并针对机-货耦合运动特点提出了一种控制补偿方案,同时此模型与通过 Newton 力学建立的力学模型相比方法简单有效。习赵军^[40]根据气体动力学理论,通过对柔性约束耦合影响的考虑,推导出空投系统的 9 自由度动力学模型,并利用数值仿真方法验证了模型的正确性。冯艳丽^[41]针对超低空重装空投过程,利用动态逆以及鲁棒控制方法研究分析了地面效应对载机安全性产生的影响。

分析国内外学者的研究结果可以发现其对刚柔耦合系统的建模及其相关理论的研究很少,尤其是绳索的柔性变形、大范围运动与刚体运动的耦合建模,绝大多数学者将绳索简化为刚体,利用多刚体系统理论研究刚柔耦合多体系统的运动特性,而这种方法的准确性和可行性需要利用后续试验进行验证。

1.2.2 多体系统理论研究进展

多体系统是由多个物体以一定方式联接所组成的系统,物体可以是柔性体,也可以是刚体。在航空航天、机械等领域的航天飞机、空间站等大量系统均属于多体系统。现今,多体系统是国内外学者研究的热门话题,研究者主要对多体系统动力学模型的建立、设计以及控制等问题进行了广泛地研究^[42-46]。自 1977 年在德国慕尼黑由国际理论与应用数学联合会举办的第一届多体系统会议^[47]以来,针对多体系统动力学的研究成果层出不穷^[48-50]。

动力学模型的建立及求解问题是多体系统动力学的主要问题之一。自 20 世纪 60 年代开始,国内外学者就对多体系统进行了大量的研究。Witteburg^[51]利用图论的思想解决了多体系统动力学中的一些问题,为多刚体系统的 Lagrange 方法奠定了坚实的理论基础。Kane^[52]将矢量力学与分析力学的优点结合起来提出了一种独特的处理多刚体系统的动力学模型建立的方法——Kane 方法。Schiehlen^[53]、Nikravesh^[54]、Roberson^[55]等人对多体系统以及计算机模拟技术进行了系统的研究。Huston 和刘又午^[56,57]对 Kane 方法进行了改进,形成了适用于计算机语言的 Kane-Hustong 方法。Shaba-na^[58]对多刚体系统动力学模型的数值求解方法进行了详细的论述。De Jalón 和 Bayo^[59]提出多刚体系统的自然坐标表示法。Stejskal^[60]等人对空间机构的设计进行了研究并描述了运动学的约束形式。芮筱亭等人针对多刚体动力学系统运用离散时间传递矩阵法并解决了复杂非线性系统的求解问题,并提高了数值求解的速度和精度。

随着经济和技术的发展,很多问题已经无法利用多刚体系统动力学理论

解释,尤其是系统简化后的动力学模型与实际工程有较大的差距,产生的误差已经不能被工程所接受,分析过程中必须考虑柔性体结构变形对系统运动的影响,因此柔性体运动在多体系统工程应用方面产生了重要的影响^[63]。鉴于此,国内外研究机构学者对柔性多体系统展开了系统深入的研究。Geradin^[64]、Eberhard^[65]将有限元理论引入多体系统理论中并建立了具有高效计算效率的多刚体/有限元混合算法。Ambrósio^[66-68]对柔性多体系统动力学理论在机械工程方面的应用问题进行了较为系统的研究。Wasfy^[69]、Sandu^[70]研究了柔性多体系统的参数不确定性问题。Wittbrodt^[71]利用相似变换方法解决了刚柔混合多体系统的动力学模型建立的问题。国内研究学者也对包含柔性体的多体系统的建模、设计、控制与工程应用等问题进行了研究^[72-92],其中具有突出贡献的有齐朝晖、刘又午、芮筱亭。齐朝晖^[87,88]等人提出的多体系统递推建模方法在一定程度上解决了冗余约束和铰内摩擦接触的问题。刘又午^[83]利用多体系统分析了航天器运动问题。芮筱亭^[87-92]提出了具有高效计算效率的离散时间传递矩阵法并将这种方法应用于一般多体系统动力学模型的建立和求解。

综上所述,时至今日形成的柔性多体系统的相关理论与建模方法,对现代工程技术的发展产生了重大的影响和推动作用。主要的方法和理论有:Newton-Euler法,以D'Alambert原理为基础的分析力学方法以及递推矩阵方法等。其中,基于Newton-Euler方程的矢量力学建模方法采用隔离物体的受力分析方法,对约束力及方程的推导过程简单,但相比之下方程数量庞大,计算效率较低。其中基于图论的Roberson-Witten-burg方法、Margulies-Hooker方法、信息流图法以及向量网络法等^[5]方法是根据不同拓扑结构简化整理矢量力学形式衍生的方法。分析力学方法与矢量力学方法不同在于其以系统整体作为研究对象,模型的建立过程中不体现约束反力,因此推导过程规范化,方程数量小,但是推导过程困难,计算效率低。多体系统离散时间递推矩阵法结合了整体法与分离法的思想,通过传递矩阵的形式表示动力学模型,简化了动力学推导过程,提高了计算效率。尽管如此,一些关于多体系统动力学的问题仍然有待进一步深入研究,尤其是刚柔混合多体系统的耦合动力学建立问题、多体系统的稳定性分析问题、刚柔耦合机理以及统一的公认的建模方法的研究等。

1.2.3 多体系统中的气动耦合特性研究进展

空中发射、重装空投和空中加油等多体系统分析过程中各物体之间存在强烈的气动耦合作用,准确的气动特性是正确分析物体飞行性能的前提,所以国

内外利用风洞试验以及数值模拟等手段对多体系统飞行过程中的气动耦合特性进行了分析。在国外, Eric W.M^[93,94]等人利用实验的方法, 研究了重装空投货物出舱后机-物-伞系统的气动耦合特性; J. Stephen Lingard^[95]等人利用流固耦合技术研究分析了物-伞系统之间的气动耦合特性; Derek J. Dinzl^[96]等人利用数值方法分析了多体飞行器与降落伞之间的气动干扰。在国内, 杨国良^[97]等人利用 CFD 技术得到了大长细比弹箭飞行过程中柔性变形的规律、变形量及变形后应力的分布情况。冯顺山^[98,99]等人分析了伞-弹系统超声速飞行时的流场特性并分析了气动性能; 陶如意^[100-102]等人应用风洞试验和数值方法研究了超声速子母弹分离过程气动耦合作用的流场特性, 得到其流动机理, 并利用混合网格方法获得了子母弹多体系统干扰气动耦合特性。魏靖彪^[103]等人利用改进后的面元法分析了弹-翼-伞系统的耦合流场作用特性; 王晓鹏^[104]结合了数值模拟与导弹运动方程, 研究了导弹发射过程的分离轨迹。金华^[105]等人利用数值仿真得到了旋转弹的气动特性, 分析了旋转弹的弹道。刘济民^[106]等人运用动网格技术分析了机-箭分离过程中导弹的气动特性、姿态和位置。封普文^[107,108]、黄长强等人利用 CFD 与 6 自由度方程的联合仿真方法, 分析了内埋式导弹发射过程导弹与载机的分离过程的气动耦合特性。雷娟棉^[110-112]等人利用风洞试验和数值仿真相结合的方法研究了母弹近区子弹与母弹的气动耦合特性。龚军锋^[113]等人利用动网格技术分析了外挂武器的气动干扰特性。刘明霞^[114]等人利用改进后的风洞试验设备进行了亚跨声速挂弹/载机干扰试验, 分析机-弹系统之间的复杂流场特性。张玉东等人通过气动方程和弹道方程联立分析了子母弹分离的气动耦合特性。

1.2.4 空中发射过程中载机控制方法的研究进展

空中发射过程的机-货-伞系统是强耦合高度非线性的, 且系统具有时变性及不确定性。现今适用于飞行器的控制方法有 PID、滑模变结构、柔性变结构、自适应控制以及近些年发展较为迅速的环量控制技术^[116,117]。但适用于非线性系统且发展较为成熟的控制策略有反馈线性化、滑模以及柔性变结构控制理论与方法等。这些控制理论和方法在航空航天领域中得到了较为广泛的应用, 但是在重型装备空中投放、空中发射以及相关多体系统的控制方面的公开研究结果相对较少, 而这些文献中大多数围绕重装空投的控制律设计, 而对于空中发射过程中的载机控制律设计问题相对较少。冯艳丽^[118]等人利用动态逆和鲁棒控制方法研究分析了重型装备空中投放过程的不确定性问题。张惠媛^[119]等人应用变结构控制理论实现了随重装空中投放过程载机的精确控制; 桂冰颖^[120]利用滑模变结构控制方法设计了超低空空投过程中载机的控制律, 并研究分析了风切

变对超低空空投的影响；唐尧文^[121]综合运用 LQR 和 H_∞ 鲁棒控制理论研究分析了超低空空投过程中系统的鲁棒性问题；王永华^[122]提出了高阶非线性系统的低阶等效方法；李智^[123]利用补偿控制方法研究了大气扰动对运输机超低空空投过程的影响，并提出了相应的解决策略；李大东^[124,125]综合利用线性化反馈和滑模变结构控制方法实现了重装空投过程的纵平面控制律的设计；杨雨^[27]利用反步滑模控制方法设计研究了超低空空投过程的运输机精确控制问题，并提出了精确控制策略。

1.3 本书研究内容

本书以内装式空中发射运载火箭为研究对象，研究分析了变拓扑结构多体系统的建模方法、力学、运动学以及动力学特性。本书从空射系统动力学模型为出发点，通过理论分析与系统仿真的方法研究分析了变拓扑结构多体系统的模型建立问题，并建立了机-箭-伞多体系统的统一模型；结合计算流体力学和力学分析方法研究分析了机-箭-伞多体系统之间的气动耦合特性，并建立了空射多体系统的力学模型；以动力学模型和力学模型为基础，结合 Lyapunov 方法设计了机-箭-伞耦合运动情况下，载机的变饱和和状态柔性变结构控制方法；最后，以建立的内装式空中发射多体系统模型为基础，通过对空射系统功能特点的分析，提出了空射系统的发射性能、瞬时空滞留和广义稳定的概念。第 1 章，分析了空中发射的研究背景意义，总结了内装式空中发射技术、多体系统理论的研究进展、多体系统气动耦合特性分析技术以及空射系统建模方法和控制律设计问题，列出了本书的章节结构和主要研究内容。第 2~4 章介绍了多体系统的相关概念和建模方法。第 5 章详细分析了空中发射的分离过程，定义了空射过程的四个阶段，并针对空射系统结构以及自由度随空射过程进行变化的特点，利用矢量力学结合其他多体系统动力学建模方法，通过调整系统约束方程的形式实现了变拓扑结构多体系统动力学模型的建立，并通过理论分析的方法证明方法的可行性；第 6 章，空射系统的气动耦合特性及箭-伞系统气动模型。利用 CFD 计算流体力学技术分别研究了分离阶段和机-箭系统空中发射全过程的气动耦合特性，得到了机-箭-伞系统之间的气动耦合作用规律，并基于反距离插值方法建立了包括载机扰动的火箭和稳定伞的气动力学模型。第 7 章基于 ADAMS 和 Matlab 联合仿真技术建立了空射系统的虚拟样机，并结合 CFD 动网格技术验证了第 5 章和第 6 章所建模型的正确性。第 8 章基于干扰观测器原理和 Tarlor 级数展开方法研究了复杂非线性强耦合空射系统线性化问题。通过对空射系统定性分析，得