

空间碎片防护结构设计优化软件系统 总体设计和研制进展

孙治国 曲广吉 郑世贵 袁俊刚 范晶岩
(中国空间技术研究院总体部)

摘要 空间碎片防护结构设计优化软件系统(简称防护优化软件系统)是空间碎片防护设计软件包 MODAOST 的重要组成部分,是我国独立设计开发和拥有自主知识产权的空间碎片防护设计优化软件工具。简要介绍该软件系统研制的工程背景、研究目标和技术指标;重点讨论其系统框架结构、主程序流程、主要程序模块及其逻辑关系设计,总结该软件系统研制工作进展,并给出初步应用算例;展望相关后续工作和应用发展。

关键词 空间碎片 防护结构 结构优化 风险评估

1 工程背景、目的任务和技术指标

1.1 工程背景

空间碎片(Meteoroid & Orbital Debris, M/OD)防护技术国际上已研究了几十年,并成功应用于国际空间站等载人航天器防护设计,有效提高了航天器的在轨生存能力^[1,2]。在空间碎片撞击风险评估软件系统开发与应用的基础上,近些年来国际上逐步启动了防护结构设计优化的理论方法研究和软件系统开发,德国 MDPANTO^[3,4]、英国 SHIELD^[5,6]和俄罗斯 COLLO^[7]等风险评估软件已初步增加和具备防护优化功能,但总体上尚处于理论方法探索研究和优化软件初期发展与应用阶段。

2002 年 10 月,我国正式启动了“空间碎片防护设计软件包”项目的攻关研究,该软件包具有 M/OD 撞击风险评估和防护设计优化两类功能,其英文缩写为 MODAOST (M/OD Assessment and Optimization System Tools)。该软件包初版研制分两个阶段完成:第一阶段完成 MODAOST 框架平台(PATRAN)应用开发和撞击风险评估软件系统设计开发;第二阶段完成防护优化理论方法研究和防护结构设计优化软件系统设计开发。

MODAOST 撞击风险评估软件系统已按计划完成初版研制并通过了国际考题标准校验^[8,9],防护结构设计优化软件系统研制属 MODAOST 软件包第二阶段研究任务。鉴于防护优化理论算法难度大、软

件系统技术复杂、工程实用性和通用性强,且国际上刚起步进行探索研究,因此该项研究极具探索性、开拓性、创新性和工程性,属于国际前沿研究课题。

1.2 研究目标

为满足我国载人航天器 M/OD 防护结构设计优化的急需,在满足 M/OD 防护性能要求前提下使附加防护结构的质量达到最小,或在限定附加防护结构质量时尽可能提高 M/OD 防护性能,此项研究重点突破防护优化理论方法攻关研究、优化算法程序库初步建设、防护结构设计优化软件系统初版设计开发,并完成防护优化软件系统向 MODAOST 软件包的入包集成、测试考核和初步工程应用,使 MODAOST 软件包初版不但具有与国际接轨的撞击风险评估功能,还具有防护结构设计优化功能,为我国航天器防护结构与优化提供分析工具和技术支持。

1.3 主要技术指标

(1) 防护结构设计优化软件系统能够顺利运行,具有单墙防护结构和单缓冲屏防护结构设计优化的能力,初步具备提供航天器防护设计优化服务的能力;MODAOST 软件包防护优化软件系统和风险评估软件系统能顺利运行,并经过国际算例的初步考核校验,初步具备撞击风险评估和防护结构优化能力。

(2) 结合我国航天器防护设计工程需求,针对

典型航天器进行防护结构与优化,具体包括:进行 M/OD 撞击风险区评估分析,确定需防护的典型部件/分系统,按照典型部件/分系统防护要求制定防护方案和优化策略,选择防护结构构型及材料,给出防护结构优化方案及优化前后两方案结构质量和风险评估结果对比,为典型航天器防护结构与优化提出建议和参考。

2 防护结构设计优化软件系统总体设计

2.1 软件系统框架结构

防护结构设计优化软件系统作为 MODAOST 软件包的组成部分,其框架结构主要由集成框架平台(PATRAN)、前后置处理系统和应用功能系统组成。其中,集成框架平台提供集成框架,包括数据库管理、执行控制和图形/数据接口等支持;前后置处理系统提供了航天器几何建模、表面单元划分、运行工况定义和环境模型选择、分析结果回显等功能;应用功能系统主要包括防护结构初步设计、防护优化建模、防护优化评估、防护优化算法库、防护优化求解器和防护优化软件 I/O 接口等,实现面向用户的防护结构设计及优化核心应用功能。防护优化和风险评估软件系统共用 M/OD 环境模型数据库、撞击特性数据库以及失效数和失效概率评估等功能模块。

2.2 防护优化软件主程序流程

在 MODAOST 软件包集成框架平台和前后置处理系统支持下,防护结构设计优化软件主程序流程可描述如下^[4]:

(1) 防护结构构型选择和防护性能指标要求设定:根据撞击风险区分布和防护等级要求选择防护结构构型方案,确定防护材料和失效模式,设定防护性能指标要求。

(2) 防护优化数学建模:根据结构构型选择优化设计变量,设置变量边界条件,指定防护优化目标和性能约束条件,给出初始设计状态。

(3) 优化算法选择:根据防护优化问题的特点和设计技术要求,从优化算法库选择适当的优化算法,并确定约束处理方式。

(4) 算法状态参数和控制参数初始化:设置算法初始控制参数和状态参数。

(5) 防护优化计算,具体包括:①目标函数和约束条件计算:计算当前设计状态下的优化目标函数值、防护性能约束函数值以及其他约束函数值;

②评价函数值计算:根据预定约束处理方式,综合当前目标函数值、约束函数值、算法控制参数和算法状态参数,计算评价函数值;③算法控制参数和状态参数更新;④算法终止条件判断:根据当前解的质量、算法控制参数和算法状态参数判断是否满足算法终止条件,如满足,则算法终止,输出当前最优设计方案;否则,执行优化算法更新设计变量,循环执行(5)。

(6) 防护结构优化方案保存和后处理。

该程序流程明确了防护优化软件系统各功能模块之间的基本数据流向和逻辑关系,为其主程序和其他功能模块的设计开发提供了依据。

2.3 主要程序模块及其逻辑关系

基于上述框架结构和主程序流程,进一步将主要软件模块划分为前置处理、防护结构初步设计、防护优化模型和算法设置、防护优化建模、防护优化算法库、防护优化求解、防护优化评估和后置处理等 8 个主要程序模块。各程序模块间逻辑关系如图 1 所示。其中防护优化建模模块、防护优化算法库模块、防护优化求解模块和防护优化评估模块合称为防护优化求解器。

前置处理模块、防护结构初步设计模块、防护优化模型和算法设置模块在 PATRAN 图形用户界面上实现,处理结果形成统一的数据文件作为防护优化求解器模块的输入,称此文件为防护优化输入数据文件。防护优化求解器以该数据文件为输入,由 PATRAN 框架平台执行控制触发,是一个不依赖于 PATRAN 的独立可执行程序,实现防护结构设计优化核心功能,生成特定格式的中间和最终防护设计优化方案及分析结果输出文件,称此文件为防护优化输出数据文件,作为后处理模块的输入。后处理模块接收该输出数据文件,根据用户需求,形成防护方案分析结果并进行基于 PATRAN 平台的各种形式的可视化后处理。

3 研制工作进展

防护结构设计优化软件系统研制工作分为 4 个研制阶段:调研分析和开题论证、理论方法研究和框架流程设计、详细设计和开发调试、系统校验和初步应用,先后研究和突破了 M/OD 防护优化的理论建模、算法攻关、软件开发、考核验证及工程应用等一系列关键技术,完成软件初版研制和初步工程应用。

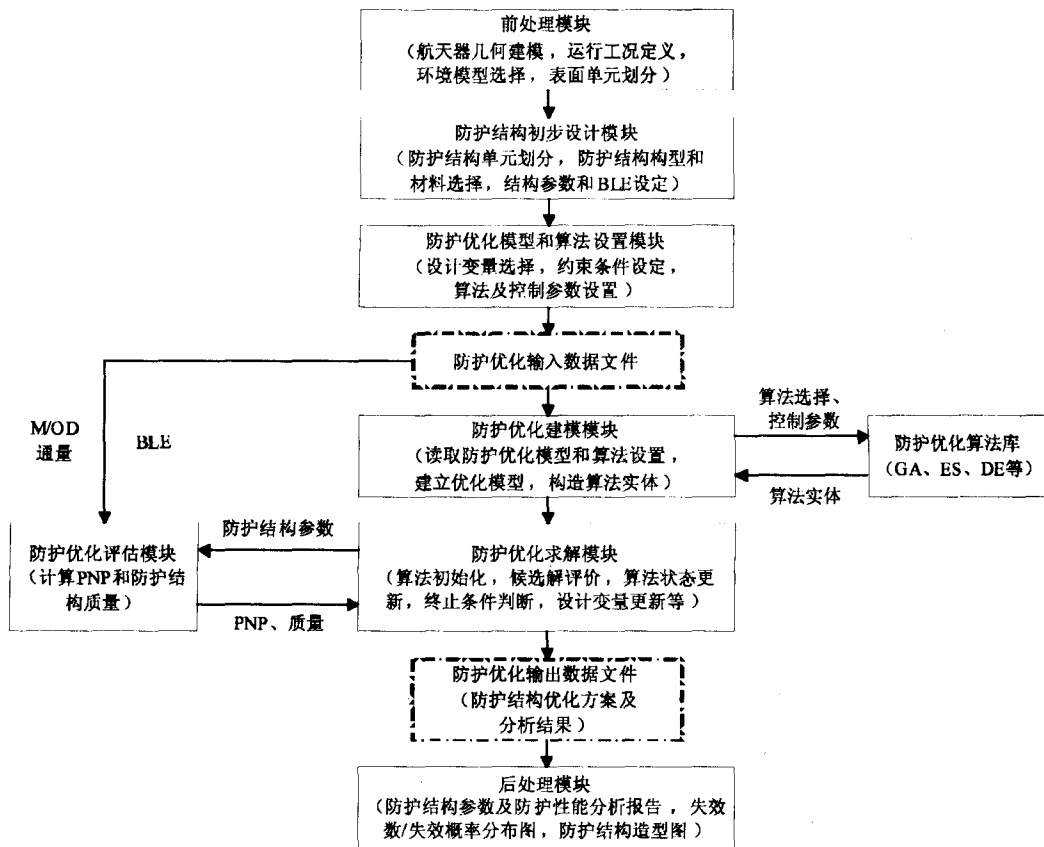


图 1 防护结构设计优化软件系统主要程序模块及其逻辑关系图

3.1 防护优化理论方法研究

防护优化理论方法是该软件系统设计、开发和应用的理论基础,是必须首先突破的关键技术。典型防护结构设计优化问题属于非连续结构参数、非线性约束和多峰函数的优化问题,对防护优化目标函数和非线性约束函数建模及其优化算法选择和开发提出严峻挑战。

在理论建模方面,该课题立足工程实践和国际前沿,突破了单墙防护结构、单缓冲屏防护结构和多缓冲屏防护结构优化目标函数和约束函数的理论建模技术^[10]。除和国际上 MDPANTO、COLLO 等防护优化软件一样分别采用防护结构质量和非失效(穿透)概率作为优化目标和约束条件外,还根据工程需求提出在限定附加防护结构质量时尽可能提高非失效(穿透)概率的防护优化问题;除参照德国 MDPANTO 建立了单墙和 Whipple 防护结构优化数学模型外,还首次将多缓冲屏等效为双墙防护结构建立了优化数学模型,并对下一步研究和应用提出建议和指导。

在算法研究方面,在对德国 MDPANTO 采用的模拟退火算法、遗传算法、遗传算法+Hooke-Jeeves

算法^[3,4]以及英国 SHIELD 采用的遗传算法^[5,6]和俄罗斯 COLLO 采用的图解法、Monte-Carlo 法^[7]等进行详细研究和测试的基础上,根据防护优化问题不便利用导数信息及要求全局优化能力强和优化效率高等特点,以遗传算法为基础,研究和提出适用于防护优化的改进遗传算法、改进差异演化算法,并开展了混合演化算法和协同演化算法研究。

3.2 软件设计开发与集成调试

根据软件工程规范和 PATRAN 接口标准,在防护优化理论建模、优化算法攻关研究以及 MODAOST 框架平台和风险评估软件系统详细设计的基础上,该课题先后独立完成了防护优化软件系统框架结构和程序流程及其与 MODAOST 框架平台和风险评估软件系统集成方案的设计以及防护优化软件系统主要功能模块的详细设计,从而指导了该软件系统程序开发、入包集成、测试校验和运行应用。

防护优化算法库设计开发是该课题攻关研究的技术难点之一。在国际开源演化算法库 OpenBeagle^[11]应用开发和防护优化算法改进开发基础上,该课题自主完成了适用于防护优化问题的改进遗传算法、改进差异演化算法和混合演化算法等的流程设

计和程序实现,并完成了优化算法库与防护优化求解器和 MODAOST 框架平台之间的接口设计开发。该算法库继承了 Open BEAGLE 良好的通用性和开放性,通过了国际标准测试函数的考核校验,达到同类算法库国际主流水平,而且用于防护设计优化具有全局寻优能力强和优化效率高等特点。该算法库还通过了防护优化软件系统初步考核校验和工程应用检验。

在 MODAOST 撞击风险评估系统研究成果和工程经验基础上,该课题根据防护优化功能需求和入包集成设计方案进一步开发和完善了 PATRAN 框架平台和前后置处理系统;对撞击风险评估软件及其前处理过程和 I/O 接口进行了重新设计开发和测试校验,形成高效防护优化评估模块;进行了防护优化主程序及其与优化评估模块、优化算法库和前后处理模块的 I/O 接口的设计开发和测试校验,完成了防护优化求解器设计开发和测试校验用例研究;完成了 MODAOST 软件包 I/O 接口开发和集成调试,形成了一套稳定、可靠和可扩展的软件架构和核心模块,为该软件系统的改进完善和扩展开发奠定了基础。

3.3 软件测试校验与初步应用

空间碎片防护优化问题属于当今国际前沿课题,其优化理论方法研究和软件工具开发尚处于初期探索和发展阶段,迄今尚未推出用于软件校验的标准考题。

该课题在软件测试阶段使用了覆盖不同问题、不同复杂程度、不同约束条件和不同优化算法的大量测试用例,测试结果显示该防护优化软件系统初版能够顺利运行,具备提供航天器 M/OD 防护设计优化服务的初步能力。

防护优化软件系统功能的正确性主要取决于防护优化算法库和优化评估模块。该课题以一组国际标准优化考题对防护优化算法库进行了独立测试和校验,以 IADC 风险评估标准校验工况^[12]对防护优化评估模块进行了独立考核校验,结果表明这两个核心模块在正确性、稳定性和运行效率上均达到该软件系统总体设计要求。在系统级,该软件和德国 MDPANTO 软件在两个算例上计算结果的相对误差均不超过 5.5%(见表 1),在两者撞击风险评估校验结果的误差范围之内^[9];具体考察两者计算结果中的优化变量数值,各设计变量相对变化趋势完全一致,显示出相同的优化趋势和方向,且优化计算结果合理反映了 M/OD 撞击风险区分布情况,在 M/OD 撞击

数最大的防护结构单元上防护结构所提供的 M/OD 防护能力也最强,在 M/OD 撞击数最小的防护结构单元上防护结构所提供的 M/OD 防护能力也最弱。上述校验结果初步显示了该课题理论方法研究和软件设计开发工作的科学性和正确性,但这里对该软件系统所作的考核校验还非常有限,进一步系统、严格的考核尚期待在推出国际标准考题后再深入开展。

表 1 MODAOST 防护结构设计优化软件系统初步考核校验结果

校验工况 (微流星体环境)	计算结果(平均壁厚, mm)		相对偏差
	MODAOST	MDPANTO	
立方体模型	5.460	5.162	5.46%
圆柱体模型	5.854	5.740	1.95%

该防护结构设计优化软件系统已初步应用于我国典型航天器防护结构设计优化研究。在该软件测试校验和初步应用中还印证或得到了一些有价值的认识或结论,例如:弹道极限方程的选择对优化结果影响很大;差异演化算法和改进差异演化算法相对于遗传算法、演化策略、遗传算法和 Powell 算法的组合算法^[9]在计算稳定性和效率上具有较明显的优势等。

4 防护结构设计优化算例

为进一步检验 MODAOST 防护优化软件系统的有效性、实用性和工程化水平,以下使用该软件对 I-ADC 防护手册^[12]提供的简单空间站模型进行防护结构设计优化。简单空间站几何模型如图 2 所示,其立方体边长和柱段直径为 1m, -X 柱段长 3m, -Y 与 -Z 柱段长 1m, +Y 柱段长 2m。定义 +X 向为航天器飞行方向, -Z 向为航天器对地方向。

4.1 防护优化输入条件

该算例中轨道碎片环境采用 ORDEM2000 模型,微流星体模型采用 NASA SSP-30425 A 版,设微流星体密度为 1.0 g/cm³,轨道碎片密度为 2.8 g/cm³。设简单空间站轨道高度 400 km,倾角 42°,发射时间为 2010 年,设计寿命 3 年。

该算例中单层墙采用 Christiansen 弹道极限方程(1993)^[13],Whipple 防护屏采用 Christiansen 弹道极限方程(2001)^[14]。单层墙和 Whipple 防护屏的缓冲墙采用 6061-T6 铝(布氏硬度: BH = 95,密度: $\rho = 2.713\text{g/cm}^3$,声速: $C = 5.1\text{km/s}$); Whipple 防护屏的后墙采用 2024-T3 铝(屈服极限: $\sigma = 47\text{ksi}$)。假设要求全站总体非穿透概率(PNP)指标为 0.94。

4.2 撞击风险评估和防护结构单元划分

由于简单空间站结构和 M/OD 环境的特点,其表面不同区域遭受 M/OD 撞击的风险程度不同,图 2 给出了其表面单位面积撞击评估结果。依据该撞击风险评估结果,表 2 给出该空间站外表面 14 个防护

结构单元的划分情况,图 3 给出了 3 个柱段表面防护结构单元具体划分方案示意(其中各结构单元序号与表 2 对应)。一个结构单元只允许采用一种防护结构构型和相同防护结构参数,不同结构单元之间可以采用不同的防护结构构型或防护结构参数。

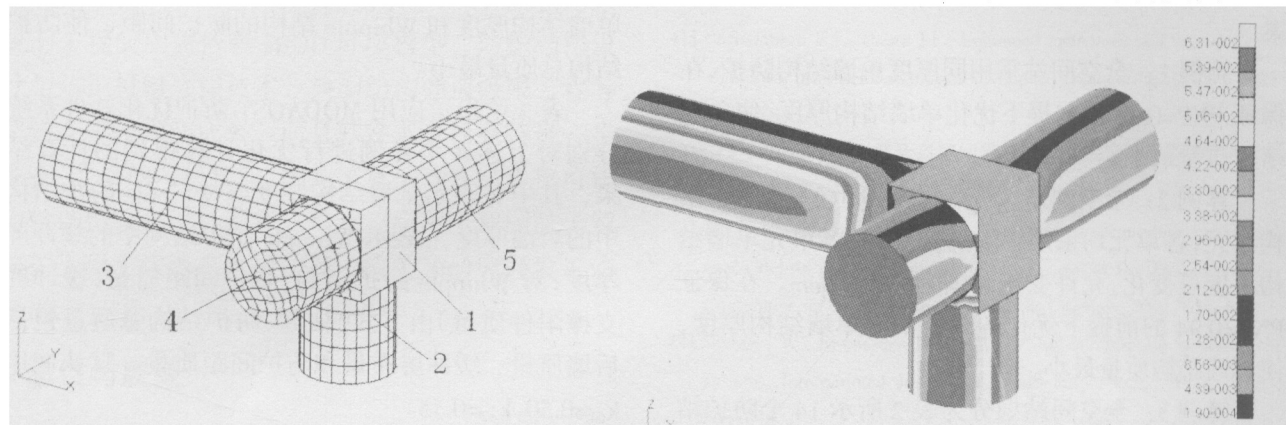
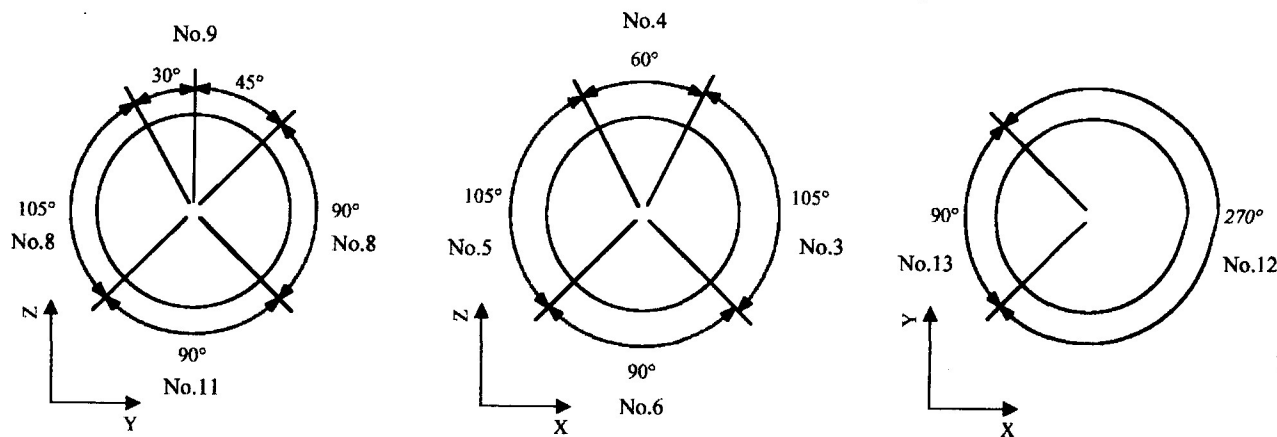


图 2 简单空间站有限表面单元模型和单位面积撞击数分布图

表 2 简单空间站防护结构单元划分方案

序号	描述	序号	描述	序号	描述
1	立方体顶侧(+Z 方向)	6	Y向圆柱底侧	11	X向圆柱底侧
2	立方体前侧(+X 方向)	7	Y向圆柱端面	12	Z向圆柱两侧和前侧
3	Y向圆柱前侧	8	X向圆柱两侧	13	Z向圆柱后侧
4	Y向圆柱顶侧	9	X向圆柱顶侧	14	Z向圆柱端面
5	Y向圆柱后侧	10	X向圆柱端面		



(1) X 向柱段周向结构单元划分

(2) Y 向柱段周向结构单元划分

(3) Z 向柱段周向结构单元划分

图 3 简单空间站三柱段防护结构单元划分方案示意图

4.3 防护结构设计优化

以下分 4 种情况分别应用防护结构设计优化软件系统进行简单空间站防护结构优化, 分别称为算例 1~算例 4。其中算例 1 和算例 2 主要作为参考工况, 算例 3 和算例 4 是重点研究的参考防护设计方案。

算例 1: 全空间站采用同厚度单墙结构防护, 在保证 PNP=0.94 的前提下优化单墙结构厚度, 使单墙结构质量最小。

算例 2: 全空间站划分为表 2 所示 14 个防护结构单元, 各单元均采用单墙防护结构, 各单元单墙结构厚度可变化, 允许变化范围为[0.2,1.0]cm。在保证 PNP=0.94 的前提下优化各结构单元单墙结构厚度, 使单墙结构质量最小。

算例 3: 全空间站划分为表 2 所示 14 个防护结构单元, 对于算例 2 中优化结构方案中单墙厚度超过 0.50cm 的结构单元增设厚度为 0.1cm、防护间距为 10cm 的缓冲屏以构成 Whipple 防护结构。各结构单元单墙(后墙)结构厚度可变化, 允许变化范围

[0.2,1.0]cm。在保证 PNP=0.94 的前提下优化各结构单元单墙结构厚度, 使单墙结构质量最小。

算例 4: 在工况 3 基础上, 对于采用 Whipple 防护结构的结构单元, 允许防护间距在[5.0, 10.0]cm 范围变化。在保证 PNP=0.94 的前提下优化各结构单元单墙结构厚度和 Whipple 结构的防护间距, 使防护结构总质量最小。

表 3 给出了应用 MODAOST 防护优化软件系统分别对上述 4 个算例进行优化计算得到的计算结果, 其中 t_w 表示单墙结构厚度或 Whipple 防护结构中的后墙厚度, t_s 表示 Whipple 防护结构中的缓冲屏厚度; 对 Whipple 防护结构, 防护间距质量(缓冲屏支撑附件质量)由下式^[4]估算, 防护结构总质量包括后墙质量、缓冲屏质量和防护间距质量, 默认使用 $k_{m1}=0.50, k_{m2}=0.75$ 。

$$m_{spacing}=m_{shield}\left(k_{m1}+k_{m2}\frac{S}{10}\right)$$

式中, m_{shield} 为缓冲屏质量, S 为 Whipple 结构防护间距。

表 3 简单空间站防护优化计算结果

算例	优化变量	各防护结构单元优化结构参数(cm)														质量(kg)	总质量(kg)
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14		
算例 1	t_w	0.562														426.0	426.0
算例 2	t_w	0.47	0.80	0.64	0.41	0.38	0.42	0.62	0.57	0.40	0.32	0.44	0.74	0.49	0.49	395.1	395.1
算例 3	t_w	0.47	0.20	0.20	0.39	0.33	0.33	0.20	0.20	0.33	0.26	0.35	0.20	0.35	0.40	215.5	293.1
	t_s	-	0.10	0.10	-	-	-	0.10	0.10	-	-	-	0.10	-	-	34.5	
算例 4	t_w	0.38	0.20	0.20	0.36	0.36	0.34	0.20	0.20	0.41	0.29	0.36	0.20	0.29	0.38	217.2	282.4
	t_s	-	0.10	0.10	-	-	-	0.10	0.10	-	-	-	0.10	-	-	34.5	
	S	-	5.00	5.00	-	-	-	5.00	5.93	-	-	-	5.00	-	-	30.7	

由表 3 数据可知, 当全空间站采用同厚度单墙防护结构时, 达到 PNP=0.94 所需的最小防护结构厚度为 0.562cm, 此时防护结构总质量为 426.0kg; 当各结构单元采用可变厚度单墙防护时, 经优化得到的最小防护结构质量为 395.1kg, 比方案 1 减重 30.9kg, 减幅为 7.25%; 当采用防护方案 3, 对撞击高风险区 2、3、7、8、12 采用 Whipple 防护结构时, 这 5 个结构单元的后墙厚度收敛于下边界 0.20cm, 所需防护结构质量为 293.1kg, 相对于方案 1、2 分别减轻

132.9kg 和 102.0kg, 减幅分别达到 31.20% 和 25.82%, 显示出明显的优化效果; 方案 4 对 Whipple 防护结构的防护间距进一步优化, 第 2、3、7、12 结构单元的防护间距收敛于下边界 5.00cm, 第 8 单元防护间距由 10cm 减小到 5.93cm, 所需防护结构质量为 282.4kg, 相对于方案 3 又减少了 10.7kg。

由该算例可以看到: (1) MODAOST 防护优化软件系统能够顺利运行, 具备提供防护结构设计优化的初步能力; (2) 该软件系统显示出较强的防护优

化能力和较高的优化效率,给出的优化防护方案具有较明显的优化效果,其优化能力和效率是人工迭代试凑所难以企及的;(3)该软件系统以 PATRAN 为集成框架平台和前后置处理系统,具有强大的前后置处理能力和较高的工程化水平;(4)该软件系统的工程应用需依赖 M/OD 环境模型、防护结构设计及防护材料选择技术、典型结构弹道极限方程等关键支撑技术和成果,而且软件本身尚有待进一步系统、严格的考核校验,因此该算例计算结果仅可作为软件检验和设计参考,要真正应用于我国航天器防护工程实践尚有大量的技术攻关和研究开发工作要做。

5 总结与展望

空间碎片防护结构设计优化软件系统是我国自主设计开发和拥有自主知识产权的 M/OD 防护优化软件,是我国航天器防护工程的顶层应用系统。目前已完成其初版研制,通过了初步正确性校验和工程应用检验,在系统功能、运行效率和工程化水平等方面达到同类软件国际水平。但总体上讲,M/OD 防护设计及优化技术研究的理论难度较大、软件实现复杂、工程化要求高,一些关键支撑技术国内尚未突破和掌握。为加速该软件成果的工程化、实用化,后继研究应重视和加强:(1)防护优化软件系统的改进完善,包括典型防护结构优化数学模型的改进完善及其工程化、防护优化算法库改进完善、离散变量优化算法研究及其程序库开发、防护优化评估技术改进完善、软件系统详细测试和完善维护研究等;(2)防护优化软件标准校验技术研究,包括标准校验工况选择研究、标准校验流程研究、标准校验结果建议和标准校验技术国际合作交流等;(3)M/OD 撞击风险评估和防护设计优化的关键支撑技术研究,包括:典型防护结构和材料选择技术、航天器典型结构弹道极限方程建模技术、我国典型防护结构和材料超高速撞击特性数据库和部件/分系统失效模式数据库自主建设等。另外,还

建议从 M/OD 防护角度启动和开展设备布局优化理论方法研究和软件工具开发(英国 SHIELD 软件已初步具备设备布局优化功能)。◇

参考文献

- [1] Christiansen E.L., Crews J.L., Enhanced meteoroid and orbital debris shielding. *International Journal of Impact Engineering*, 1995, 17(2): 217-228
- [2] 闫军,曲广吉. 载人航天器空间碎片防护结构设计的最新进展. *航天器工程*, 2005, 14(2): 83-92
- [3] Reimerdes H. G., Wohlers W., Optimization of micrometeoroid and space debris protection systems. *Proceedings of the Third European Conference on Space Debris*, Darmstadt, Germany, 2001, 655-660
- [4] Wohlers W., Reimerdes H. G., Analytical optimization of protection systems. *International Journal of Impact Engineering*, 2003, 29(5): 803-819
- [5] Stokes P.H., Walker R., Wilkinson, et al. Novel Modeling solutions for debris risk reduction. *Advances in Space Research*, 1999, 23(1): 231-241
- [6] Stokes P.H., Swinerd G.G., Debris protection optimization of a realistic unmanned spacecraft using SHIELD. *The 4th European Conference on Space Debris*, ESOC, Darmstadt, Germany, 18-20 April, 2005
- [7] Yakovlev. M., Theoretical and experimental research on technology for designing of lightweight shielding to protect pressurized hulls of spacecraft and orbital stations. *The 22nd IADC Meeting*, 19-22 April, 2004, Italy
- [8] 曲广吉,韩增尧,闫军等. 空间碎片防护设计软件包框架设计和研究进展. *载人航天*, 2005, (2): 10-17
- [9] 韩增尧,郑世贵,闫军等. 空间碎片撞击概率分析软件开发、校验与应用. *宇航学报*, 2005, 26(2): 228-231
- [10] 孙治国,袁俊刚,曲广吉. 空间碎片防护结构设计优化理论方法研究. 2005 年全国结构动力学学术研讨会论文集,海口, 2005 年 12 月
- [11] Open BEAGLE. <http://beagle.ge.lulaval.ca/index.html/>
- [12] Inter Agency Debris Committee (IADC). *Protection Manual (Version 3.3)*. 2004
- [13] Christiansen, E. L., Design and Performance Equations for Advanced Meteoroid and Debris Shields, *International Journal of Impact Engineering*, 1993, 14(1): 145-156
- [14] Christiansen, E. L., Ballistic limit equations for spacecraft shielding. *International Journal of Impact Engineering*, 2001, 26(1): 93-104