

导弹姿控舱体在复杂载荷作用下的强度分析*

相升海¹,李世鹏²,刘承仆³,张平²

(1 沈阳理工大学装备工程学院,沈阳 110168;2 北京理工大学宇航科学技术学院,北京 100081;
3 沈阳标准化研究院,沈阳 110002)

摘要:姿控舱体是动能拦截弹的关键部件。使用 Patran 和 Nastran 有限元软件对姿控舱体进行了在弯矩、轴向力、剪切力和脉冲发动机推力等组合载荷作用下的强度分析。得到并分析了不同组合载荷作用下的姿控舱体最大应力的计算结果。计算结果表明:脉冲发动机的组合工作方式是影响姿控舱体强度的最主要影响因素;安装了压紧盖和脉冲发动机的姿控舱体能够在最大的临界组合载荷下安全工作。

关键词:脉冲发动机;舱体;强度;有限元

中图分类号:V430 文献标志码:A

Analysis on Strength of the Attitude Control Section Body for Missile to Subject to Complicated Loads

XIANG Shenghai¹, LI Shipeng², LIU Chengpu³, ZHANG Ping²

(1 School of Equipment Engineering, Shenyang Ligong University, Shenyang 110168, China;

2 School of Aerospace Science and Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

3 Shenyang Institute of Standardization, Shenyang 110002, China)

Abstract: The attitude control section body is a key part of kinetic interceptor. Its structure strength was analyzed by Patran and Nastran finite element software for moment, axial force, shear force and pulse motor thrust. Maximum stresses of the section body were gotten and compared to subject to various loads combination. The calculated results show that firing group of pulse motor is the first essential factor to affect structure strength of the section body, and the attitude control section body assembled with fixing covers and pulse motors is safely used to subject to the most dangerous limited loads combination.

Keywords: pulse motor; section body; structure strength; finite element

0 引言

姿控舱是动能拦截弹的重要部件。其在动能拦截弹中承担导弹姿态快速调整的作用。姿控舱是由脉冲发动机、姿控舱体(以下简称舱体)、压紧盖和点火控制系统等组成(见图1)。舱体主要起到前后舱体的连接作用和结构承载作用。导弹工作时,舱体不仅承担自身携带的发动机的工作载荷,而且还要承担导弹加速或机动而产生的轴向力、剪切力和弯矩等载荷。所以对舱体进行各种载荷下的强度分析对姿控舱的研究具有指导意义^[1-2]。

文中利用有限元软件 Patran 和 Nastran 对舱体进行了在轴向力、剪切力、弯矩和脉冲发动机点火工作时等各种载荷作用下的强度计算,并对计算结果进行了分析。

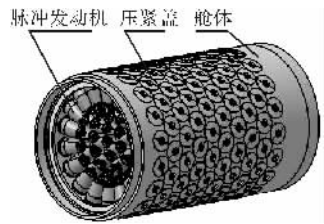


图1 姿控舱结构图

1 模型的建立和舱体的材料性能

在建立舱体有限元模型的过程中,考虑到舱体结构的复杂性和其承受载荷的不对称性,选用

* 收稿日期:2008-12-30

基金项目:国家 863-801 项目(2004AA814031)资助

作者简介:相升海(1960-),男,山东莒县人,教授,博士,研究方向:宇航推进技术研究。

了 10 节点四面体单元^[3-4]。为了抓住主要矛盾,忽略了连接孔和定位孔等部位的影响,最后共形成了 100433 个单元,188374 个节点,参见图 2。



图 2 舱体的有限元模型

舱体材料是高强铝 合金,其弹性模量是 70000MPa,泊松比是 0.3^[5]。

2 边界条件

导弹飞行时,舱体承受着导弹轴向推力载荷、机动飞行时的弯矩和剪切力载荷,以及自身安装的脉冲发动机点火工作时的侧向推力载荷等。上述四种载荷的大小是随着飞行条件的改变而变化,其组合方式多种多样,使得舱体处于复杂的受力载荷之下。为了准确地分析舱体的强度,文中选择了最大轴向力载荷组、最大剪切力载荷组和最大弯矩载荷组等几种典型的极限载荷情况。图 3 给出了最大弯矩载荷组的载荷分布图。图中的横坐标是舱体的轴向坐标,左纵坐标是弯矩的度量值,右纵坐标是作用力的度量值,圆圈符号连成的线段是弯矩在舱体上的分布,十字符号连成的线段是剪切力在舱体上的分布,而三角符号连成的线段是轴向力在舱体上的分布。

舱体自身产生的载荷主要是脉冲发动机工作时的推力和舱体的重力。相对于其它载荷而言,重力的作用效果相对较小,可以忽略不

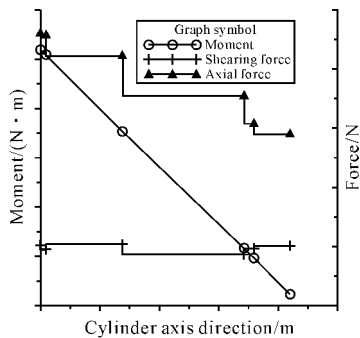


图 3 舱体的弯矩、轴向力和剪切力分布图

计。脉冲发动机按照工作需要,可以分为单台、3 台、4 台、5 台、10 台或者 15 台同时工作等多种组合工作模式。其中单台、3 台、4 台和 5 台脉冲发动机同时工作的模式对舱体结构强度的影响见文献^[6]。文中选择了工作条件最为恶劣的

15 台脉冲发动机同时工作的工作模式,其点火发动机的排列见图 4 中的阴影部分。

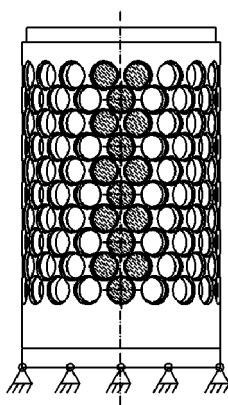


图 4 15 台发动机同时在舱体上工作分布图

3 载荷和位移约束的施加

图 3 中给出的是舱体轴向 6 个横截面上的载荷,所以舱体有限元模型就是按照这 6 个截面分段分别构建的,最后组合成一个完整的舱体。按照截面上给出的载荷,分别在对应的截面上施加轴向力、剪切力和弯矩载荷。轴向力是转化成截面压强后施加在截面上的,剪切力直接施加在截面上,弯矩则是先将截面定义成刚性面后再施加到截面上,参见图 5。图中给出的是可以清楚看到的两个截面上的载荷,其它截面位置的载荷标记因为过于密集而显得混乱,所以隐去不显示。

脉冲发动机(15 台)的推力也是转化成其所作用的接触面压强后再施加到接触面上,转换后的单台接触压强值为 15.085MPa,而有限元模型的位移约束则是选择了舱体的大端端面,设其各方向的位移为零,参见图 4 和图 5。

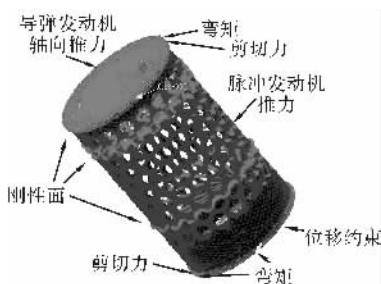


图 5 舱体上的轴向力、剪切力、弯矩、脉冲发动机侧向力和边界位移约束的施加图

4 计算结果分析

本次计算是按照 a) 最大弯矩组和其对应的轴向力、剪切力组,以及脉冲发动机推力;b) 最大弯矩组和其对应的轴向力、剪切力组;c) 最大弯矩组;d) 脉冲发动机推力;e) 最大轴向力组和其对应的剪切力、弯矩组,以及脉冲发动机推力;f) 最大轴向力组和其对应的剪切力、弯矩组;g)

最大轴向力组;h) 最大剪切力组和其对应的轴向力、弯矩组,以及脉冲发动机推力;i) 最大剪切力组和其对应的轴向力、弯矩组;j) 最大剪切力组共 10 种载荷条件进行的,位移约束相同。计算的目标是获得舱体在各种载荷条件下的最大应力。计算结果分别见图 6。图中的符号 a、b、c、d、e、f、g、h、i 和 j 分别对应本段落计算条件中相同的符号。

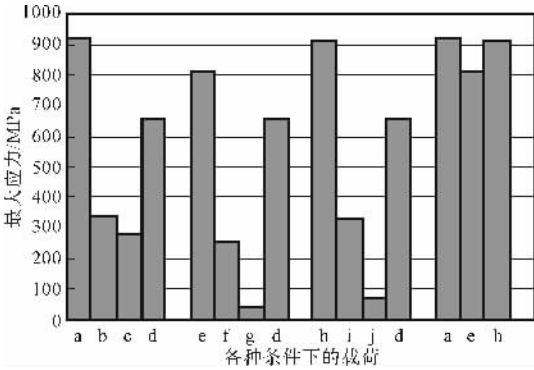


图 6 各种载荷条件下对应的舱体最大应力对比图

图 6 表明,在 a 种计算条件下(以下简称条件),舱体的最大应力值最大,说明最大弯矩组载荷条件下,舱体的受力条件最为恶劣;在 a、e 和 h 的对比组中,h 条件所对应的值比 a 条件约小 1%,e 条件对应的最大应力值约比 a 条件小 12%,这是由于剪切力伴随着弯矩作用,而 h 条件的剪切力载荷最大,其对舱体的影响程度与最大弯矩组基本相同;d 条件对应的最大应力值分别约占 a 条件的 71%、e 条件的 80%和 h 条件的 71%,说明影响舱体结构强度的最重要因素是 15 台脉冲发动机同时点火工作模式;c 条件的最大应力值约是 b 条件对应值的 84%,g 条件的最大应力值约是 f 条件对应值的 18%,j 条件的最大应力值约是 i 条件对应值的 22%,这说明影响舱体结构强度的次重要因素分别是最大弯矩组、最大剪切力组和最大轴向力组。

图 7 给出了 a 条件对应的舱体应力云图。最大应力出现在脉冲发动机的舱体安装孔隔离结构的外表面上,其值是 918.6MPa,超过了高强铝合金的强度极限值(540MPa)^[5],不能满足使用要求。但舱体的实际使用条件是要在将全部脉冲发动机和其对应的压紧盖都安装后才使用的,所以文中也考虑了将压紧盖全部安装后按照最恶劣载荷组条件下进行强度校核。计算结

果见图 8。计算结果表明,安装了压紧盖的舱体结构安全性得到了很大的提高,其最大应力值为 523.3MPa,大约下降了 43%,出现最大应力的位置也从舱体的表面转移到了压紧盖的下方,这也使得舱体的最大应力值能够低于材料的强度极限值。当然,若能将脉冲发动机安装到舱体上后从整体上重新对舱体计算,则舱体的最大应力值还能够降低,使得舱体能够在最危险的极限使用状态下保证安全使用。

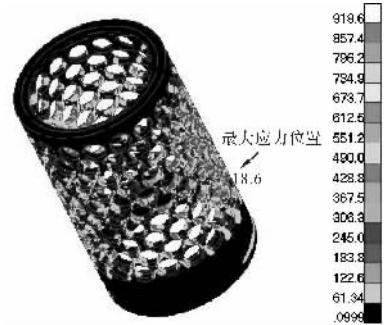


图 7 计算条件中 a 种情况下的舱体应力云图

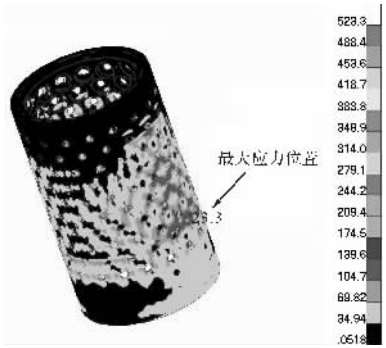


图 8 在 a 条件下安装了压紧盖的舱体应力云图

5 结论

综上所述,文中可以得到以下结论:

- 1)在多种组合的复杂载荷中,最大弯矩所出现的那组载荷对舱体的强度影响最大;
- 2)在同组载荷中,15 台脉冲发动机同时点火的工作模式是对舱体强度影响程度最大的因素,导弹机动飞行产生的弯矩和剪切力影响次之,导弹发动机推力的影响最小;
- 3)安装了压紧盖的舱体在最恶劣的使用条件下能够将结构安全性提高,加上脉冲发动机的补强作用,能够使舱体安全使用。

参考文献:

[1] 王静. 动能拦截弹技术发展现状与趋势[J]. 现代

防御技术,2008,36(4):23-26,50.

[2] A I Tyatyushkin, B E Fedunov. Possibilities of defense from a missile attacking from the back hemisphere by a vertical maneuver[J]. Journal of Computer and Systems Sciences International, 2006, 45(1):120-127.

[3] K W Shim, D J Monaghan, C G Armstrong. Mixed dimensional coupling in finite element stress analysis[C]// Proceedings, 10th International Mes-

hing Roundtable, Sandia National Laboratories, 2001:269-277.

[4] 夏盛来,何景武. 基于工程应用的有限元网格划分研究[J]. 飞机设计, 2008, 28(4):10-13.

[5] 张英云,涂佑青. 最新使用金属材料手册[M]. 南昌:江西科学技术出版社,1999.

[6] 相升海,张平,李世鹏,等. 导弹轨姿控舱体的强度分析[J]. 固体火箭技术,2006,29(5):350-353.

(上接第 124 页)

合方程(3)得到的拟合曲线和试验数据,以破片速度和侵彻层数分别为参量表示出来。图 4、图 5 给出了 1.0g 和 4.0g 破片质量时,破片速度与侵彻层数的试验点及拟合曲线。

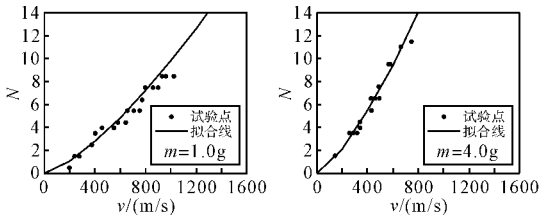


图 4 1.0g 破片速度与侵彻层数 图 5 4.0g 破片速度与侵彻层数

从图 4 和图 5 可以看出,拟合方程得出的拟合曲线与试验点符合很好,表明建立的理论计算模型较为贴切,假定的函数关系能够较好地体现钨柱形破片正侵彻多层靶板的基本状况。

图 6 示出了不同钨柱破片质量时的拟合曲线变化情况。结果表明,对某一破片质量,随着破片速度的增加,破片侵彻层数逐渐增加且幅度在变大(曲线斜率逐渐变大),侵彻层数与速度的 1.3759 次方成正比;对某一破片速度,侵彻层数随破片质量的增加而增加,侵彻层数与质量的 0.5258 次方成正比。

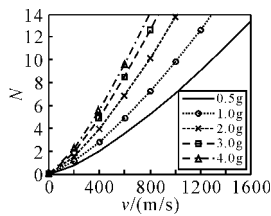


图 6 不同破片质量拟合曲线比较图

通过杀伤目标的易损性分析可获得其对应的等效间隙靶层数,当战斗部进行破片选择时,就可依据图 6 得出不同质量破片所需的侵彻速度。再结合战斗部质量、装药威力、杀伤密度等战术技术指标要求,就可便捷的优选出适合的破片。

4 结论

本研究对五种不同质量的钨柱破片侵彻多层间隙铝靶进行了试验研究,得到了破片侵彻速度、破片质量与侵彻层数的关系。试验模型考虑了侵彻速度、破片质量、侵彻阻力面积三个方面对侵彻层数的影响。该试验模型基于大量试验数据,并经数学处理得到,拟合关系式对于钨柱形破片长径比为 1 且正侵彻多层间隙靶形式的研究具有普适性。

上述研究结果可以加深钨柱破片对多层靶侵彻方面的研究和理解,可对战斗部预制破片的选择提供实用参考。

参考文献:

[1] 米双山,张锡恩,陶贵明. 钨球侵彻 LY-12 铝合金靶板的有限元分析[J]. 爆炸与冲击,2005,25(5):477-480.

[2] 管公顺,张伟,庞宝君,等. 铝球弹丸高速正撞击薄铝板穿孔研究[J]. 高压物理学报,2005,19(2):132-138.

[3] T B Ćrvik, Langseth M, Hopperstad O S, et al. Ballistic penetration of steel plates[J]. International Journal of Impact Engineering, 1999, 22(9/10):85-87.

[4] N K Gupta, V Madhu. An experimental study of normal and oblique impact of hard-core projectile on single and layered plates[J]. International Journal of Impact Engineering, 1997, 19(5/6):395-414.

[5] 午新民,翟晓丽,蒋浩征. 钨合金球侵彻多层等间隙硬铝靶实验研究[J]. 北京理工大学学报,1997(1):111-116.