

空心弹结构设计及弹托分离过程仿真

罗驭川, 黄振贵, 杜宏宝, 陈志华

引用本文:

罗驭川, 黄振贵, 杜宏宝, 等. 空心弹结构设计及弹托分离过程仿真[J]. 兵器装备工程学报, 2020, 41(5): 5-8+31.

您可能感兴趣的其他文章

1. 空心弹空气阻力特性计算与数值仿真

引用本文: 张浩, 闻泉, 王雨时, 等. 空心弹空气阻力特性计算与数值仿真[J]. 兵器装备工程学报, 2016, 37(7): 5-11.

2. 尾翼弹高低空气动力学特性仿真及外弹道计算

引用本文: 岳通, 王惠源, 张成卿. 尾翼弹高低空气动力学特性仿真及外弹道计算[J]. 兵器装备工程学报, 2020, 41(5): 37-42+59.

3. 迫击炮可动舵二维修正引信气动特性研究

引用本文: 杨宝清, 杨东晓, 朱远海. 迫击炮可动舵二维修正引信气动特性研究[J]. 兵器装备工程学报, 2020, 41(2): 30-34.

4. 二维弹道修正迫弹气动特性仿真

引用本文: 胡金波, 杨新民, 何颖, 等. 二维弹道修正迫弹气动特性仿真[J]. 兵器装备工程学报, 2015, 36(12): 43-47.

5. 某异形弹丸的气动特性研究

引用本文: 黄银柳, 陶如意, 王骁, 等. 某异形弹丸的气动特性研究[J]. 兵器装备工程学报, 2018, 39(4): 42-45.

空心弹结构设计及弹托分离过程仿真

罗驭川, 黄振贵, 杜宏宝, 陈志华

(南京理工大学 瞬态物理国家重点实验室, 南京 210094)

摘要:在对空心弹结构进行设计时,基于有限体积法和重叠网格技术,对不同马赫数条件下空心弹弹体和弹托的分离过程进行了仿真。仿真结果表明:弹托完全分离后,空心弹的马赫数 $Ma = 2.0$ 时,出现阻塞状态,而 $Ma \geq 2.5$ 时,空心弹稳定飞行时为非阻塞状态;在 $Ma = 2.5$ 时,由于接近阻塞临界马赫数,脱壳时流场变化较为复杂,弹体空腔内气体经历时间较长的压缩过程,弹体阻力呈先减后增再减的变化趋势;在其他不同马赫数时的空心弹弹托分离过程中,弹体阻力整体上呈先减后增,最终达到稳定。随着马赫数的增大,流场能更快的达到稳定状态,弹体受到的扰动更少。

关键词:空心弹;弹托分离;气动影响;弹体阻力;非阻塞状态

本文引用格式:罗驭川,黄振贵,杜宏宝,等.空心弹结构设计及弹托分离过程仿真[J].兵器装备工程学报,2020,41(05):5-8,31.

Citation format:LUO Yuchuan, HUANG Zhengui, DU Hongbao, et al. Design of Hollow Projectile Structure and Simulation of Separation Process of Sabot[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2020, 41(05): 5-8, 31.

中图分类号:0315

文献标识码:A

文章编号:2096-2304(2020)05-0005-04

Design of Hollow Projectile Structure and Simulation of Separation Process of Sabot

LUO Yuchuan, HUANG Zhengui, DU Hongbao, CHEN Zhihua

(National Key Laboratory of Transient Physics, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: The structure of hollow projectile was designed and the separation process of sabot were simulated based on finite volume method and overlapping grid technology. The dynamic separation process of hollow projectile and sabot was realized under different Mach numbers. The results show that when the hollow projectile is completely decommissioned, it will be blocked when Ma is 2.0, while when $Ma \geq 2.5$, it will be non-blocked when the hollow projectile is in stable flight. At $Ma = 2.5$, the flow field of sabot discard changes slightly complicated due to the approaching blocking critical Mach number. The gas in the cavity of the projectile undergoes a long compression process, and the drag of the projectile decreases first, then increases and then decreases. In the separation process of hollow projectile with different Mach number, the drag of the projectile body decreases first and then increases, and finally reaches stability. With the increase of Mach number, the flow field can reach a stable state faster and the disturbance of the projectile body is more less.

Key words: hollow projectile; sabot discard; aerodynamic effect; projectile drag; non-blocking state

收稿日期:2019-06-30;修回日期:2019-07-30

基金项目:装备预研重点实验室基金项目(614260403041803);中央高校基本科研业务费专项资金项目(309190112A2, 30917012101)

作者简介:罗驭川(1995—),男,硕士,E-mail:2301690025@qq.com。

通讯作者:黄振贵(1986—),男,博士,副研究员,E-mail:hgzkeylab@njjust.edu.cn。

早在 20 世纪 70 年代,国内外对空心弹开展了广泛的研究^[1]。空心弹主要作为航空武器弹药,具有初速高、侵彻性能好等特点,其阻力系数比传统实心弹丸小,且速度越高,减阻效果越明显^[2,3]。常规航空武器由于其存在一定的载机速度,其发射的空心弹速度更高,性能也更好,因此其采用空心弹药具有重要的意义^[4]。

国内外学者对空心弹弹体部分的结构、流场及气动力做了不少研究。张浩等^[5]应用 Fluent 软件仿真空心弹空气动力流场,得到了其阻力系数与马赫数的关系,求解空心弹外弹道质心运动微分方程组,得到了弹道顶点和落点诸元;赵强等^[6]以最小阻力系数为目标对某 30 mm 空心弹的气动外形进行了优化,得到了相应外形参数的变化范围;李惠昌等^[7]通过实验以及理论分析系统研究了空心弹的气动特性、稳定性和侵彻性;高旭东等^[8]数值模拟了不同收敛面积比的空心弹丸内外流场,系统研究了空心弹丸内外流场的波系结构和阻力特性的有关规律;Evans J 等^[9]研制了一种亚校准旋转管式弹丸,与动能弹进行了弹道匹配,从风洞和自由飞行试验两方面研究了空心弹丸的超音速冲击的空气动力学特性;Nietubicz C J^[10]给出了以三维轴对称流场计算得到的常规和空心弹丸形状跨声速条件下随时间变化的薄层 N-S 方程的数值解。

综上所述,在已有的文献资料中,关于空心弹弹体与弹托的动态分离过程,尚未发表过相关学术研究。而相关研究表明穿甲弹弹托分离过程流场非常复杂,会影响空心弹的受力,从而影响到弹道稳定性,以至于弹托结构设计不当时会影响到弹托顺利分离,甚至影响弹体的弹道性能^[11]。由此可知,研究空心弹弹托动态分离过程的流场及气动力,能够为提高空心弹飞行稳定性提供依据。因此,本文对空心弹弹托结构进行优化设计,并基于有限体积法、重叠网格技术和 S-A 模型对弹托动态分离过程进行仿真分析。

1 弹托结构设计

目前空心弹一般采用线膛炮发射,为实现其高初速、高转速,弹托设计是其重要环节。常规的空心弹弹托基本结构有底塞式弹托、可燃弹托以及杯型弹托,如图 1^[12]所示。

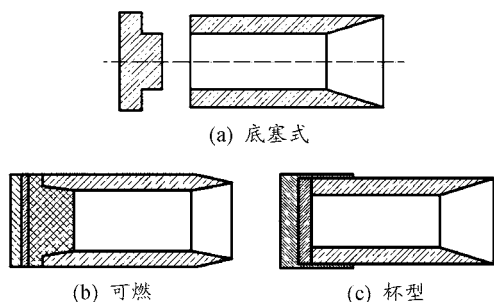


图 1 弹托基本结构示意图

传统底塞式弹托结构简单、生产成本较低,但缺点是出

炮口后弹体与弹托分离不及时,严重影响弹道性能,而且在弹药运输方面也将产生诸多不便;可燃弹托解决了弹托分离问题,但技术比较复杂,且成本较高,运输过程同样不便。在经过对比考虑之后,优先选用了杯型弹托为基本结构,并在此基础上作了一些改进,物理模型如图 2 所示,弹托内侧底部设置 150°的内锥角,相对传统的杯型弹托而言容易分离,运输及装填方便。弹带部分位于弹托末端,材质采用合金铜等轻质材料,实现弹丸稳定旋转,弹托内部装有钢托,在弹托受到膛压作用下,弹带挤进膛线,同时钢托受力变形向外撑开,在出炮口后将弹托与弹体顺利分离。弹托内部为圆周阵列的槽道结构与弹体外部的槽道相配合,此处应力集中的设计是为方便钢托向外撑开轻质的弹托,同时为弹体传递旋转力矩,实现飞行稳定。

空心弹弹长 80 mm,外径 30 mm,内径 23 mm,喉道与入口截面积之比为 $i=0.73$,前缘厚度 $h=0.2$ mm。

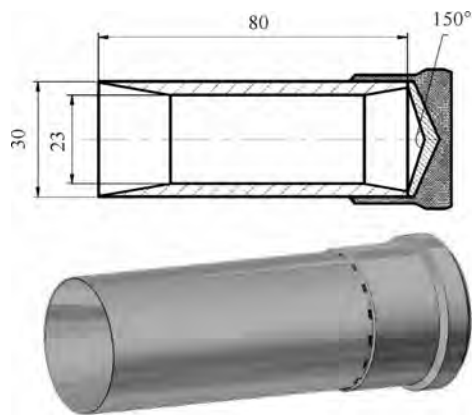


图 2 空心弹物理模型示意图

2 弹托分离过程模型建立与计算方法

以空心弹模型为依据,简化计算模型,进行二维轴对称建模,仅考虑绕 X 轴的转动,以及沿 X 轴的平动这两个自由度。其中绕 X 轴旋转角速度为 6 000 r/min,湍流模型选用 S-A 模型,计算域大小为 600 mm × 300 mm,网格数为 200 万。外边界采用 101 325 Pa、288.15 K 的远场边界,马赫数分别采用 2.0、2.5、3.0、3.5、4.0。弹体与弹托壁面采用绕 X 轴旋转的绝热壁面边界。

采用 AUSM+ 的数值离散格式,利用重叠网格技术耦合 N-S 方程与刚体运动方程对空心弹弹托分离过程进行瞬态计算和分析。图 3 为轴对称的空心弹重叠网格模型局部图,弹体部分采用结构化的背景网格,弹托采用结构化的运动网格。

3 弹托分离过程数值仿真

图 4 为空心弹在 $Ma=2.0$ 时脱壳过程的流场变化情况,计算过程中忽略膛内时期空心弹内的流场变化,即初始 0 时

刻弹内没有空气压缩。由图4(a)~(c),在0~0.75 ms内,弹头处形成的斜激波交汇,由于弹托的阻碍作用,弹体空腔内空气迅速被压缩,可分为前段的低压气体和后段的高压气体。弹托前面压力不断增大,在1 ms以前高压部分的压力系数达到1.5及以上,同时弹托逐渐后移。此过程中弹内高压气体逐渐由弹体与弹托的缝隙之间向外流出,导致弹托前缘的激波强度增大,同时向前移动。由图4(d)可见,在1 ms时弹托尚未彻底分离,弹内气压达到最大,于弹头处形成弓形激波。此时弹体周围的激波由于弹内气体喷射,已经前移至弹体中部。在图4(e)和(f)中,弹托与弹体已经完全分离,空心弹内压力已经大大降低,弹体内部发生阻塞,弹尾压力降低。

整个脱壳阶段,空心弹仿佛完成了一个先吸气再呼气的过程,弹体内部正激波逐渐前移直到呼出至弹体外部形成弓形激波。随后,空腔内气压降低时,弓形激波又略微后移,最终稳定在某个位置,弹体体内的气体压力则降为稳态时压力,空心弹完成脱壳。在此过程中,弹托相对弹体不断加速向后移动,其加速度先大后小,最终稳定。

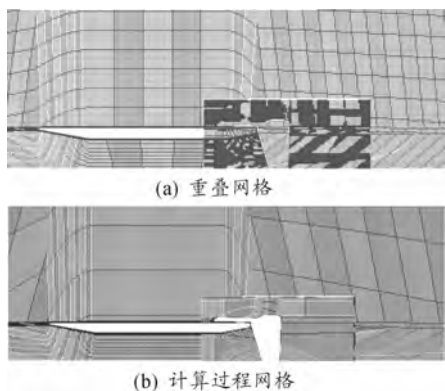


图3 空心弹重叠网格

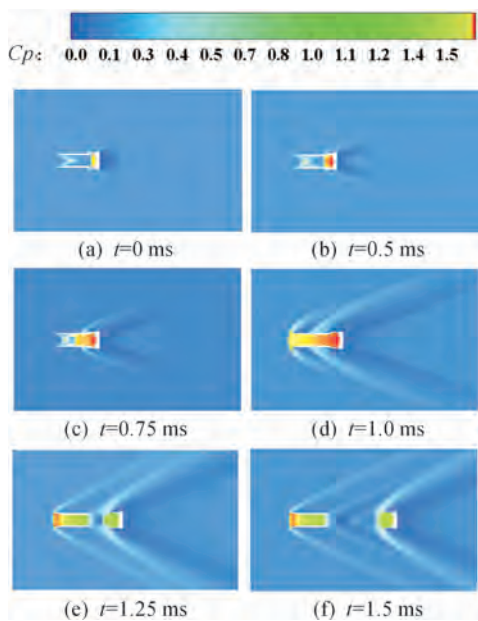


图4 $Ma=2.0$ 时空心弹脱壳过程流场

如前所述,空心弹完全脱壳后以 $Ma=2.0$ 稳定飞行时为阻塞状态。而在 $Ma=2.5$ 时,空心弹稳定飞行时为非阻塞状态,所以流场变化有所区别。如图5(a)~(c),在0.75 ms以前, $Ma=2.5$ 与 $Ma=2.0$ 时流场变化过程基本相同,都是经历压缩气体的过程。但在0.75 ms时,弹体已经恰好抽离弹托,在时间上比 $Ma=2.0$ 缩短了0.25 ms。此后弹体尾部流通面积不断增大,弹底压力将不断减小。而在1.0 ms时,弹内气体外泄,弹托前面压力降低,与弹体完全分离,但整个弹内压力场均匀分布,尚且连续。在图5(e)和(f)中,弹托前边的流场已经不再影响到弹底压力变化,压力场彻底分离,并在1.5 ms之后,空心弹逐渐形成稳定的流场。

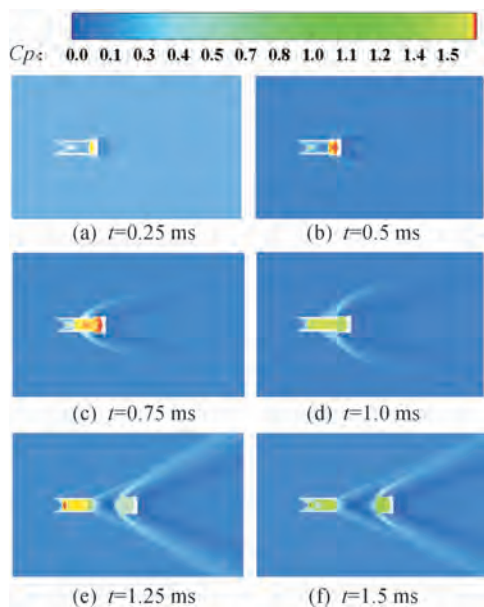


图5 $Ma=2.5$ 时空心弹脱壳过程流场

空心弹的脱壳过程可总结为先压缩气体,再逐渐释放高压气体的过程。上述分析的两个过程为 $Ma=2.0$ 和 $Ma=2.5$ 的流场变化,分别位于阻塞临界马赫数的左侧和右侧,所以流场变化有明显区别。在 $Ma=2.5$ 之后,空心弹脱壳后稳定飞行不再发生阻塞,弹内空气压缩时间与体积随马赫数的增大而缩减,实现更早分离。由于马赫数位于2.0到2.5之间更接近稳定阻塞的状态,因此其流场变化更为复杂,空腔内流场所经历压缩-膨胀过程更加漫长,整个弹体飞行达到稳定的时间将更长。由此看出,空心弹是一种非常适合高速飞行的弹药。

在非阻塞状态下,随马赫数的增大弹内气体压缩时间缩短的同时,弹体阻力将更早的达到稳定,弹体受到分离扰动更小。由于马赫数越高越会加快气体压缩的进程,越早达到弹托分离所需的阻力,所以会更快的推开弹托。由图6(b)~(e)可见,阻力稳定的时间从 $Ma=2.5$ 时的2.15 ms逐渐缩小到 $Ma=4.0$ 时的1.27 ms。 $Ma=2.5$ 时,弹托对弹体的气动影响尤为显著,弹体阻力发生两次较大波动。起始阶段,由于弹体与弹托之间的压力不断增大,弹底压力大于弹

头压力,所以弹体总阻力为负值,呈推动状态。随着弹托逐渐后移,但尚未分离时,空腔底部压力达到最大值,之后弹底压力逐渐减小,总阻值由负变正。由于空腔内压力场影响,头部激波呈现先强后弱的现象,所以弹体阻力在 1.25 ms 附近发生短暂的正向波动,随后阻力趋于稳定,约 30.36 N。在 $Ma \geq 3.0$ 时,空腔内高压气体未来得及充满,更不会影响到头激波强度及弹表压力变化,所以不会出现如图 6(b) 中阻力向上波动的情况,并且这个波动过程随马赫数升高而缩减。而 $Ma = 2.0$ 时,由弹托气动的影响导致阻塞状态接近稳

定时的流场状态,所以弹体较快达到稳定,稳定时阻力高达 99.5 N,如图 6(a) 所示,远远高于 $Ma = 2.5$ 及 $Ma = 3.0$ 时的非阻塞状态。

通过以上对空心弹弹托分离过程的研究分析可知,脱壳过程流程变化较为复杂,同时弹托对弹体飞行产生较大的影响。弹体受力达到稳定所需的时间以及弹体受力的大小都影响着空心弹的弹道性能。在非阻塞状态下,马赫数越大,阻力越早达到稳定,弹体受外力扰动的影响更小,更有助于提高弹体飞行稳定性。

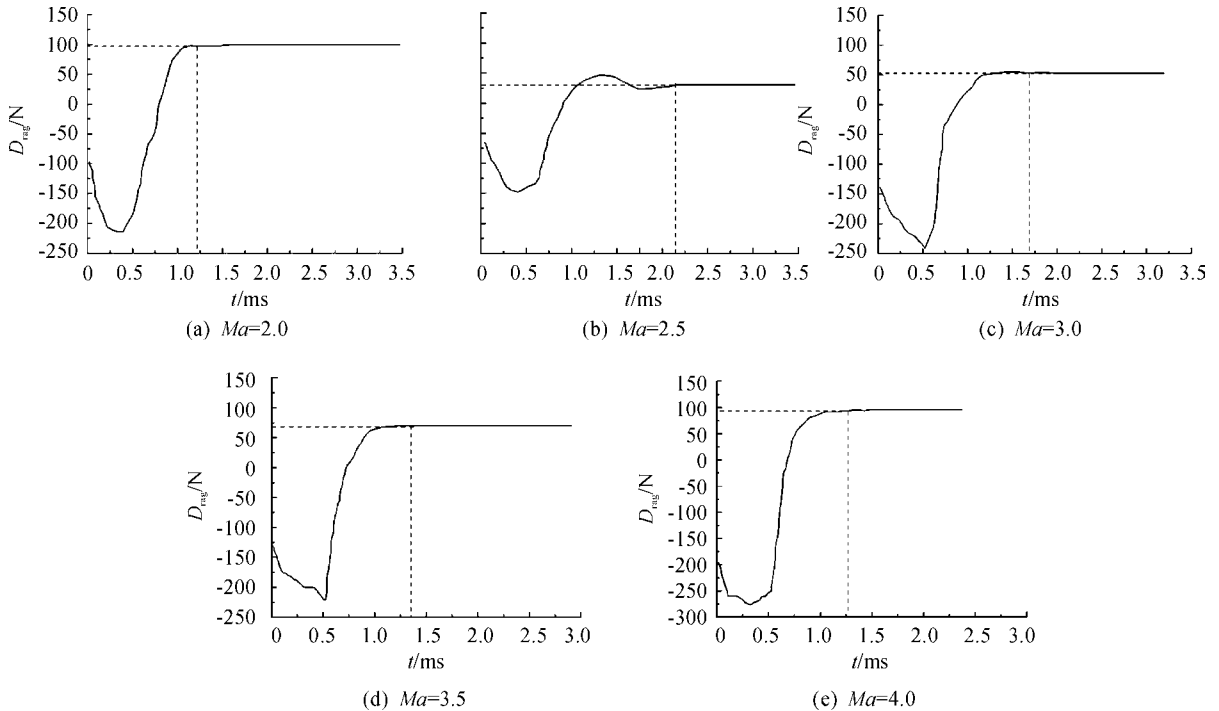


图 6 空心弹脱壳过程弹体阻力时间曲线

4 结论

1) 在空心弹脱壳过程中,弹体空腔内气体经历先压缩再膨胀的过渡阶段,此过程中弹体阻力整体上先减后增,最终达到稳定。在压缩阶段,弹底压力大于弹头,能有效推动弹丸前进。随着马赫数的增大,过渡时间不断缩短,空腔内压缩气体的时间与体积均减小,即流场更快达到稳定状态,对弹体的扰动也更小。

2) 在马赫数较低时,弹托分离后会形成阻塞状态,而马赫数较高时,则未发生,说明空心弹适合在高马赫数下飞行。此外,由于 $Ma = 2.5$ 接近阻塞临界马赫数,脱壳时流场变化更为复杂,弹体空腔内气体经历时间较长的压缩过程,弹体阻力呈先减后增再减,阻力变化波动较大,初始飞行稳定性差。而其他马赫数下阻力则先减后增。

3) 在非阻塞状态下,因过渡阶段随马赫数增大而缩短,导致弹体达到稳定受力所需的时间逐渐缩短,弹体受到的扰

动变小。

参考文献:

- [1] STUREK W B. Computations of Magnus Effects for a Yawed, Spinning Body of Revolution [J]. AIM Journal, 1978, 16(7): 687-692.
- [2] Rolf Bartolles, Korschebroich. Muzzle brake for a large caliber tubular weapon. U. S. Patent 5119716. 1992.
- [3] 高旭东,钱建平,王晓鸣,等. 空心弹丸流场数值模拟与阻力特性[J]. 南京理工大学学报, 2005, 29(2): 158-161.
- [4] 王雨时. 西方国家的空心弹技术[J]. 弹箭技术. 1996, 9(3): 1-10.
- [5] 张浩,闻泉,王雨时,等. 空心弹空气阻力特性计算与数值仿真[J]. 兵器装备工程学报, 2016, 37(07): 5-11.

4) 破片着速从 1 000 m/s 增加到 1 200 m/s 时,前壁面扰度相对增加最多,为 35.5%。而后壁面变形扰度与破片着速基本呈线性关系。

参考文献:

- [1] 李向东,杜忠华. 目标易损性[M]. 北京:北京理工大学出版社,2013.
- [2] ROSENBERG Z, BLESS S J, GALLAGHER F P. A Model for Hydrodynamic Failure Based on Fracture Mechanics Analysis[J]. International Journal on Impact Engineering, 1987,6(1):51-61.
- [3] 王海福,郑元枫,余庆波,等. 活性破片引燃航空煤油实验研究[J]. 兵工学报,2012,33(9):1148-1152.
- [4] 韩璐,韩庆,杨爽. 飞机油箱水锤效应影响因素及其影响程度研究[J]. 航空工程进展,2018,9(4):489-500.
- [5] 白强本,李向东,贾飞,等. 高速破片撞击飞机油箱的数值模拟研究[J]. 兵工自动化,2014,33(1):35-38.
- [6] 杨砚世,肖志华,李向东. 破片撞击燃料箱时水锤效应的

数值仿真研究[J]. 爆破器材,2014,43(4):26-31.

- [7] VARAS D, ZAERA R, LÓPEZ-PUENTE J. Numerical modeling of the hydrodynamic ram phenomenon[J]. International Journal of Impact Engineering, 2009,36(3):363-374.
- [8] CHEN L, SONG B F, PEI Y. Simulation analysis of hydrodynamic ram phenomenon in composite fuel tank to fragment impact[C]//2011 Third International Conference on Measuring Technology and Mechatronics Automation. [S. l.]: [s. n.], 2011.
- [9] SAUER M. Simulation of high velocity impact in fluidfilled containers using finite elements with adaptive coupling to smoothed particle hydrodynamics [J]. International Journal of Impact Engineering, 2011 (38):511-520.
- [10] 李亚智,陈钢. 充液箱体受弹丸撞击下动态响应的数值模拟[J]. 机械强度,2007,29(1):143-147.

科学编辑 邱浩 博士(北京理工大学)

责任编辑 周江川

(上接第8页)

- [6] 赵强,陈志华. 基于近似模型的空心弹气动外形数值优化[J]. 空气动力学学报. 2017,35(3):408-414.
- [7] 李惠昌,杨金耀,祁荣长. 空心弹丸的研究[J]. 兵工学报,1980(02):32-41.
- [8] 高旭东,钱建平,王晓鸣,等. 基于流场数值模拟的空心弹阻力特性优化方法[J]. 弹箭与制导学报,2004(S7):161-162,173.
- [9] EVANS J, WARDLAW A B. Prediction of tubular projectile aerodynamics using the ZEUS Euler code[J]. Journal of Spacecraft & Rockets, 2015,26(5):314-321.

- [10] NIETUBICZ C J. Navier-Stokes computations for conventional and hollow projectile shapes at transonic velocities [C]//14th Fluid and Plasma Dynamics Conference. Palo Alto, CA, USA: AIAA, 1981:23-25.
- [11] 武频,尚伟烈,赵润祥,等. APFSDS 弹托分离干扰三维流场数值模拟[J]. 空气动力学学报,2005,23(1):1-4.
- [12] 张浩. 模拟超速脱壳穿甲弹用空心训练弹弹道特性研究[D]. 南京:南京理工大学,2017.

科学编辑 舒敬荣 博士(北京科技大学天津学院副教授)

责任编辑 周江川