

弹道变轨对冲压动力反舰导弹的影响

柳长安, 张蒙正

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 反舰导弹防御技术的发展使反舰导弹已面临新的挑战, 迫切需要通过隐身技术、变轨技术、电磁对抗和超声速飞行等技术来提高突防和打击效能, 而变轨技术和超声速飞行直接与冲压动力装置相关。在论述变轨技术的基础上对冲压动力约束问题进行了对比分析, 讨论了不同参数的影响和动力装置的限制因素。

关键词: 反舰导弹; 冲压动力; 变轨技术; 掠海飞行

中图分类号: V211-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2012) 02-0020-07

Effects of variable trajectory on ramjet powered anti-ship missile

LIU Chang-an, ZHANG Meng-zheng

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: With the development of the technology for defence against anti-ship missile, anti-ship missile is facing a new challenge. Therefore, the technologies of stealth, variable trajectory, electronic countermeasure and supersonic flight must be used to improve the penetration efficiency and strike effect, in which the variable trajectory and supersonic flight technologies are all affected by the propulsion equipment. The different variable trajectory methods are described. The ramjet constraint is analyzed. The influence of different parameters on the performance of anti-ship missile and some limiting factors to the propulsion device are discussed.

Keywords: anti-ship missile; ramjet; variable trajectory technology; skimming-sea flight

0 引言

反舰导弹是指从空中、水面、水下或岸基平台发射的用于攻击敌水面舰船的导弹, 自问世以

来已在多次海上作战中发挥重要作用。随着反舰导弹防御技术的日益成熟和发展, 迫切需要反舰导弹采用隐身技术、弹道变轨技术和电磁对抗等技术^[1]来提高突防效能。其中, 隐身技术包括导弹外形设计、吸波材料使用以及发动机排气降温

收稿日期: 2011-10-28; 修回日期: 2012-01-16

作者简介: 柳长安 (1974—), 男, 高级工程师, 研究领域为吸气式动力技术

等措施,弹道变轨技术包括大空域巡航机动、末段机动和航路规划等措施,电磁对抗技术则包括复合制导(如导引头采用雷达和红外复合制导模式)或者雷达抗干扰等措施。另外,随着以冲压动力为代表的超声速动力技术发展,超声速飞行也已成为提高突防效能的有效手段。

弹道机动变轨不仅受导弹气动和结构影响,还涉及动力约束问题,而超声速飞行技术的关键直接与冲压动力技术相关。本文对弹道变轨技术进行了论述,结合冲压动力的约束,对反舰导弹的弹道变轨方式进行了对比分析,为后续动力研制提供借鉴和参考。

1 弹道变轨技术及约束

1.1 弹道变轨技术

传统反舰导弹的弹道固定且简单,自控段通常采用方案弹道按导弹发射前预定的弹道方案飞行,末制导段采用导引弹道根据目标运动特性以某种导引方法将导弹导向目标。这就使敌方容易对其飞行弹道进行跟踪预测从而实施拦截,增加了导弹突防的难度。因此,为了提高反舰导弹的突防能力,反舰导弹越来越多的采用了弹道变轨技术,具体有如下几种^[2-3]。

1.1.1 掠海飞行弹道

反舰导弹的掠海飞行高度很低(5~50 m),以避免因接近目标而容易被目标的雷达察觉。导弹与舰艇的撞击点在吃水线附近,可以直接贯穿舰艇后引爆并破坏重要的部位。

1.1.2 末段跃升俯冲攻击弹道

反舰导弹经过掠海巡航飞行段后在距离目标舰几千米的地方导弹突然跃起(跃升高度200 m左右)并进行大角度的俯冲攻击。

1.1.3 末段水平机动攻击弹道

末段飞行中导弹在水平面内做S形曲线机动后再对敌方舰艇进行攻击,也称为蛇形机动。

1.1.4 航路规划

美国在“鱼叉”导弹制导系统上引入了可编程的航向点,导弹可沿着迂回的弹道逼近目标,而挪威企鹅导弹也采用类似的方式依风向或防卫

武器的死角选择攻击航路。这种攻击方式不仅大大提高了导弹的突防能力和命中概率,而且更加不易暴露发射点的位置^[4]。

1.1.5 大空域机动

俄罗斯的“宝石”导弹可以根据任务要求采用大空域变轨飞行弹道,其弹道可以根据需要由爬升段、高空巡航段、俯冲段以及低空巡航段组成。这种大空域机动弹道灵活多变,增加了敌方目标轨迹预测难度,不仅可以提高导弹的突防能力,而且由于导弹在高空飞行时空气稀薄、阻力小有利于使导弹射程明显增加^[5]。

1.1.6 其他

鉴于蛇形机动是平面内的机动,为了进一步增加机动的复杂性国内外还在蛇形机动的基础上研究了立体化的蛇形机动方式—摆式机动,而螺旋机动(也有称为滚筒机动)则是一种类似于弹簧形状的更复杂立体弹道。摆式机动和螺旋机动均为非平面的立体机动,突防效果更好,但对导弹控制等技术要求很高、实现技术难度大,目前尚无现役反舰导弹采用。

1.2 弹道变轨的约束

如何提高反舰导弹对目标舰的突防能力是一直在讨论的问题,尤其对远程巡航导弹而言,由于射程远而易受外界环境因素的影响,同时被敌方发现、拦截以至被击毁的概率也就越大,寻求一种较好的突防方式就显得格外重要^[6]。再考虑到反舰导弹必须直接命中目标才能达到作战效果,而不同导弹的战斗部类型和对敌舰攻击部位也会产生不同的影响,因而需要一个比较理想的攻击模式和导弹变轨策略以突破敌方防御系统,同时也能够充分发挥战斗部的威力和攻击敌方薄弱部位。

所以,导弹飞行弹道的设计应结合导弹的飞行能力、突防能力和战斗部性能等各方面因素进行综合权衡,以下几方面因素将是考虑的重点。

1.2.1 敌方威胁环境约束

以“伯克”级驱逐舰为例(美国21世纪初期主要编队防空舰艇),其防御系统包括^[7]:①探测/搜索雷达;②标准SM-2MR系列导弹;③海麻雀RIM-7P/R、改进型海麻雀导弹;④拉姆

RAM Block0/1 导弹; ⑤ 密集阵 Mk15-1 舰炮。

根据上述雷达和导弹的性能数据, 可以估算得到单舰条件下该防御系统的防御圈大小, 如图 1 所示, 若考虑到舰队联合防空能力, 则防御圈还会进一步扩大。从图 1 中可以看到超低空空域是舰艇防御的薄弱环节, 这也是很多导弹采用超低空掠海飞行突防的原因。

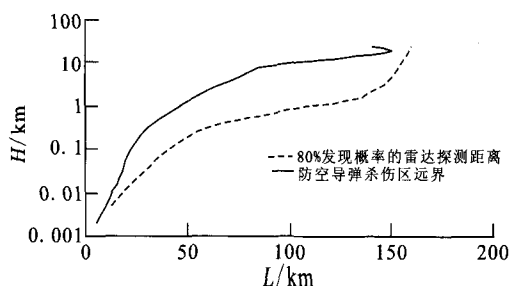


图 1 “伯克”级驱逐舰防御圈

Fig. 1 Defense-cycle of “Burke” class destroyer

1.2.2 导弹约束

对于低空飞行的导弹, 其结构只能承受一定的飞行动压和飞行过载, 而气动热也将减弱结构的强度和刚度, 因而导弹结构允许的飞行速度和过载一般不会很高。导弹还是受控飞行器, 其气动性能和制导控制系统的性能等都会限制导弹的机动飞行能力, 导致导弹可采用的机动策略和攻击模式受到限制。

另外, 动力装置作为导弹的一个分系统是产生推力的装置, 也是导弹上唯一具有显著变质量特性的系统, 对导弹来说既是控制对象又是控制参量。它会对导弹的总体布局、气动特性和使用性能产生影响, 还会对导弹的控制产生影响, 进而影响导弹的弹道性能乃至战术技术性能。

1.2.3 攻击约束

飞航导弹必须直接命中目标才能达到作战效果, 而为了充分发挥战斗部的威力 (对于海上目标还要防止跳弹现象的发生), 同时也为了突破敌方防御系统, 往往需要导弹以一个比较理想的入射角度 (也就是撞击舰体时速度方向与撞击点处装甲板法向的夹角, 一般情况下较小的角度较好) 和较高的末速度 (提高末动能) 撞击敌舰薄弱部位^[8-9]。为了获得比较小的攻击角度, 往往需要采

取水平攻击侧舷或跃起俯冲攻击舰艇顶部装甲的策略; 而为了获得较大的末速度, 提高导弹的飞行速度也是必需的。

1.3 弹道变轨的综合考虑

实际上, 为了避免被敌方探测和拦截、并增加敌方舰载拦截武器的抗击难度, 新型反舰导弹普遍将上述几种单一弹道变轨技术进一步组合起来从而形成更为复杂的多变飞行弹道模式, 如图 2 所示^[9]。

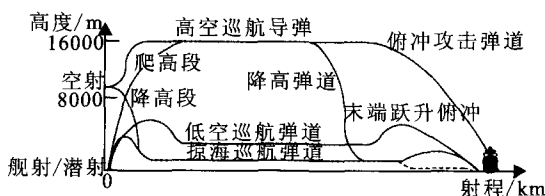


图 2 反舰巡航导弹弹道

Fig. 2 Trajectories of anti-ship missile

另一方面, 鉴于现代化水面舰艇已形成多层防御体系, 再结合舰队的联合防空体系 (可以包含航空母舰的预警和攻击体系及天基预警系统), 反舰导弹已面临更多的威胁和打击, 不仅突防难度日益提高, 突防距离也迅速增加, 单纯采用弹道变轨技术来提高突防能力无疑会增加导弹系统的复杂度, 而且即使是最先进的反舰导弹也无法保证具有 100% 的突防概率。因此, 迫切需要反舰导弹在一定的弹道变轨技术基础上综合运用战术手段实施多发导弹、单/多轮次、多方向和多模式的饱和攻击, 以在一定的反舰导弹性能及不同的战场环境条件下获得尽可能高的突防概率和打击效果^[10-11]。

显然, 无论是复杂的弹道变轨模式还是饱和攻击战术, 均要求导弹具有复杂弹道模式的飞行能力, 相应的导弹制导控制系统和动力装置都将需要有更高的性能。

2 基于冲压动力的反舰导弹

2.1 冲压动力的适用性

亚音速导弹在攻击目标时的飞行时间较长, 可给目标留下充足的反应时间, 从而降低了导弹

攻击的突然性、削弱了突防能力, 目前装备先进防空系统的现代水面舰艇已对亚音速掠海飞行的反舰导弹具有较强防御能力。因此, 发展超音速飞行的反舰导弹成为各国海军提高导弹突防能力的另一个重要途径, 可明显缩短导弹突防时间、减少防御系统对反舰导弹的打击次数, 同时也减少了飞行中段的误差和目标位置变动的影响, 能够有效地提高反舰导弹的突防概率。按理论分析认为: 导弹在高超音速以内飞行时其突防概率与速度基本上成线性关系^[2], 突防概率与飞行速度的关系见表 1。

表 1 突防概率与飞行速度的关系
Tab. 1 Penetration probability versus flight speed

| 飞行马赫数 | 0.9 | 2.0 | 2.5 | 3.0 | 5.0 |
|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| 突防概率 | 0.258 | 0.333 | 0.369 | 0.398 | 0.537 |

从计算结果可看出, 导弹飞行马赫数从 0.9 提高到 2 时, 突防概率可提高 30% 左右; 马赫数从 0.9 提高到 3 时, 突防概率可提高 50% 以上; 马赫数从 0.9 提高到 5 时, 突防概率可提高 100% 以上, 所以发展超音速反舰导弹也是提高反舰导弹突防概率的重要途径。而从目前的动力装置技术来看, 冲压发动机无疑是实现超音速飞行的首选方案, 因为冲压发动机具有如下优点^[12]:

- 1) 冲压发动机在超声速飞行时经济性显著优于涡喷发动机, 是在大气层内高速飞行的理想动力装置;
- 2) 内部没有转动部件, 结构比涡喷发动机大为简化, 质量小、成本低、推重比高;
- 3) 不受转动部件耐热性的限制, 燃烧室中可以加入更多的热量;
- 4) 冲压发动机和固体助推火箭整体化技术的发展使两者可以紧凑地结合为一体;
- 5) 采用热防护技术后允许更高的燃烧室温度, 从而使发动机尺寸进一步减小、性能更高。

2.2 现有的冲压动力反舰导弹

目前已经定型和服役的亚燃冲压动力超音速

反舰导弹主要有俄罗斯的“白蛉”、“宝石”以及俄印联合研制的“布拉莫斯”^[13-14]。

2.2.1 白蛉反舰导弹

“白蛉”(MOCKIT, 代号 3M80, 意译作“白蛉”, 又作“蚊子”, 音译“马斯基特”, 美国代号 SS-N-22, 北约取名 Sunburn, 译作“斑点”或“日炙”)反舰导弹是俄罗斯海军的一种主要反舰武器, 弹体总长 9.38 m, 弹径 $\Phi 760$ mm, 翼展 2.1 m, 发射质量 3950 kg, 有效射程 10~120 km, 飞行速度 2.3 Ma, 巡航高度 7~20 m, 飞行弹道末段可采用掠海平飞、蛇形机动或是跳跃俯冲机动等攻击方式。



图 3 白蛉反舰导弹
Fig. 3 SS-N-22

2.2.2 宝石反舰导弹

“宝石”(俄文名为 яхонт, 代号 3M55, 意译“白玛瑙”, 美国代号 SS-N-26, 北约取名 Yakhon, 译作“宝石”)反舰导弹是一种新型多平台发射的超音速巡航导弹, 弹长 8.9 m, 弹径 $\Phi 670$ mm, 发射质量 3900 kg (含发射箱), 射程 300 km, 飞行速度 2.5 Ma, 接近目标速度 680 m/s, 最大巡航高度 15000 m, 飞行弹道可以根据不同任务要求选择掠海攻击弹道 (高度 5~15 m) 或是高低综合攻击弹道 (最大巡航高度 15 km、末段掠海高度 5~15 m, 可做蛇形机动)。

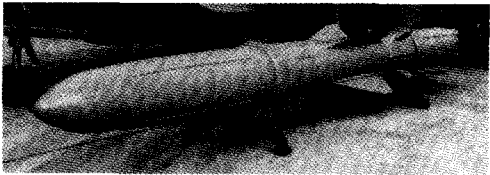


图 4 宝石反舰导弹
Fig. 4 SS-N-26

2.2.3 布拉莫斯反舰导弹

印度的布拉莫斯反舰导弹是在俄罗斯宝石导弹技术基础上进行的小改型,其技术方案和基本性能与宝石导弹大体相同,这里就不再详述。

3 分析和讨论

以冲压发动机为动力的现代超声速反舰导弹由于采用了多变弹道而导致动力装置工作包线更宽广,例如宝石导弹采用高低弹道的飞行空域在0~15 km范围内、速度在2~3.5 Ma范围内,对应弹道变轨要求发动机的调节范围也会较宽。

因此,在弹道变轨方式的选择中需要充分考虑动力装置的约束条件,这里根据宝石导弹的部分参数和估算结果对不同导弹/动力装置工作条件的方案弹道进行了对比计算(计算方法参见文献[15]),分析了突防攻击弹道的选择对导弹飞行性能的影响和对动力装置的要求。其中假设导弹气动参数如图5所示,冲压动力的工作范围在2.1~3.6 Ma内,在1~3的余气系数之间发动机可以稳定工作,计算中导弹接力点的状态保持不变,掠海平飞高度10 m,未考虑控制限制等因素。

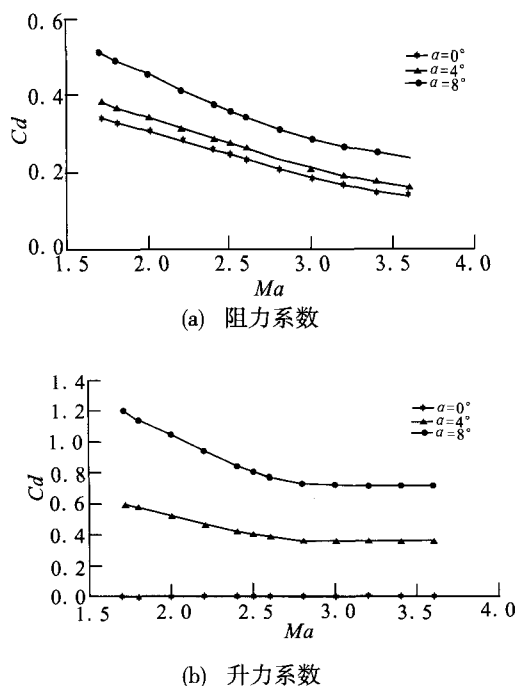


图5 反舰导弹气动特性

Fig. 5 Aerodynamic characters of anti-ship missile

3.1 高低弹道与低弹道对比

单枚导弹突防攻击情况下应尽量避免在防空导弹拦截区内长时间停留,这样采用低弹道较好,但是射程无疑会大大减少。考虑到射程因素则采用高低弹道较好,如图6所示,采用低弹道飞行导弹可以获得约120 km的射程,而采用高低弹道(15 km/3 Ma巡航)可以获得约300 km的射程。

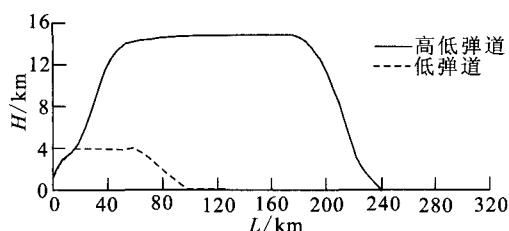


图6 高低弹道和低弹道对比

Fig. 6 Comparison of high-low trajectory with low trajectory

3.2 高低弹道巡航段速度和高度对比

弹道中采用高空巡航段有利于导弹的增程,但是爬升段和俯冲段无疑会增加动力装置的消耗,需要进行全弹道的优化设计。对不同巡航条件(高度14 km, 15 km和16 km;速度2.8 Ma, 3 Ma和3.2 Ma)进行了对比计算,见表2,初始条件和末段掠海平飞条件均相同。对比计算表明导弹的最佳巡航工作条件是15 km/3 Ma,这是由导弹气动特性和动力装置性能综合决定的。

表2 不同巡航条件的相对射程

Tab. 2 Firing ranges cooresponding to different cruising conditions

| Ma | H/km | | |
|-----|-------|-------|-------|
| | 14 | 15 | 16 |
| 2.8 | 0.886 | 0.848 | - |
| 3.0 | 0.869 | 1 | 0.698 |
| 3.2 | 0.774 | 0.935 | 0.751 |

注:表中“-”表明导弹无法实现巡航飞行。

3.3 不同攻角限制对比

在导弹爬升和俯冲过程中均需要通过弹体攻角调节实现弹道飞行的控制,因而攻角对弹道的影响至关重要。对于采用头锥进气道形式的

导弹来说, 保证发动机稳定工作的攻角幅度相对较小^[9]。在俯冲高度差和燃油消耗等均相同的条件下对攻角不超过 8°和 6°的导弹俯冲段飞行性能进行了对比, 见表 3, 表明飞行中较大的攻角幅度会提高导弹的俯冲机动能力。

表 3 攻角限制下的飞行时间和距离
Tab. 3 Flight time and distance relative to attack angle constrain

| $\alpha/(^{\circ})$ | \bar{t} | \bar{L} |
|---------------------|-----------|-----------|
| 6 | 1 | 1 |
| 8 | 0.90 | 0.875 |

3.4 掠海飞行段速度对比

对相同俯冲段初始参数 (高度 15 km、速度 3 Ma 和质量 1570 kg)、不同掠海平飞速度条件 (2.3 Ma、2.4 Ma 和 2.5 Ma) 进行了对比, 见表 4, 表明在 2.3 Ma~2.5 Ma 范围内飞行末速对飞行性能的影响较小。

表 4 俯冲和掠海飞行段的相对飞行时间和距离
Tab. 4 Flight time and distance in dash and skimming-sea flight sections

| Ma | \bar{t} | \bar{L} |
|------|-----------|-----------|
| 2.3 | 1 | 1 |
| 2.4 | 0.994 | 1.01 |
| 2.5 | 0.989 | 1.02 |

3.5 末时刻弹道倾角对比

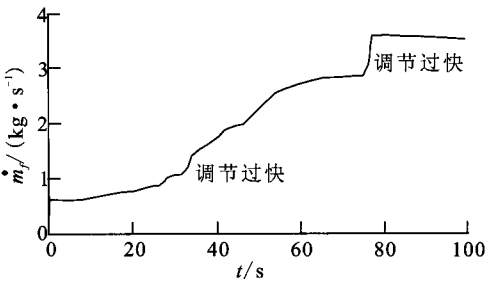
对相同俯冲段初始参数 (高度 15 km、速度 3 Ma 和质量 1570 kg)、不同末时刻弹道倾角条件 (0°、20°、40°和 60°) 进行了对比, 见表 5, 表明导弹的俯冲段末倾角控制在 20°最好, 有利于快速机动。

表 5 俯冲段的相对飞行时间和距离
Tab. 5 Flight time and distance in dash section

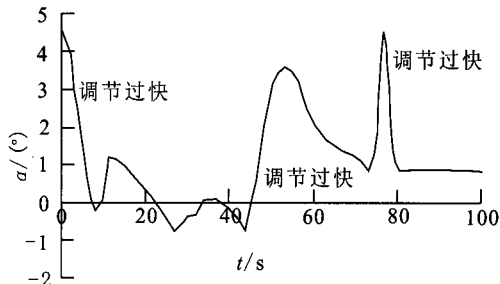
| $\theta/(^{\circ})$ | \bar{t} | Ma | \bar{L} |
|---------------------|-----------|------|-----------|
| 0 | 1 | 2.4 | 1 |
| 20 | 0.700 | 2.5 | 0.667 |
| 40 | 0.840 | 2.5 | 0.782 |
| 60 | 0.805 | 2.5 | 0.704 |

3.6 其他问题

弹道飞行过程中导弹会经历爬升段、俯冲段以及高空/低空的平飞段, 可能需要在弹道转换过程中对导弹迎角和发动机供油量进行快速调节, 如图 7 所示弹道方案参数。显然, 快速调节攻角可能会诱发导弹本体的俯仰振荡, 快速调节燃料供应量则可能诱发燃烧室的压力波动进而使发动机发生喘振甚至导致熄火^[12]。另外, 考虑到外界扰动等因素在弹道设计中应给予动力装置一定的余量, 避免发动机工作在边界处, 如图 8 所示。



(a) 燃油供应量变化曲线



(b) 攻角变化曲线

图 7 方案弹道的参数
Fig. 7 Trajectory parameters

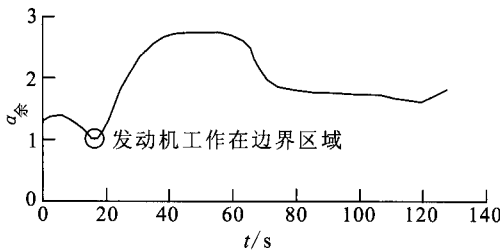


图 8 余气系数变化曲线
Fig. 8 Variation of residual air coefficient

4 结束语

随着反舰导弹及其防御技术的相互促进式发

展, 新型动力技术-冲压动力已进入现役反舰导弹型号, 使得超声速反舰导弹可以实现高速和弹道大范围变轨的飞行, 适应了反舰导弹机动变轨和超声速飞行的突防技术发展趋势。但是由于冲压动力的特点, 采用冲压动力的反舰导弹会因动力装置的约束在机动性上受到一定限制, 而且飞行性能与飞行状态(速度和高度等)密切相关, 导致弹道变轨设计中必需考虑相关限制和影响。

通过论述和对比分析认为: 1) 由于未来战场的复杂多变、威胁众多, 在弹道设计中需要考虑多变弹道和多弹道方案以适应不同的任务要求, 相应要求动力装置的工作边界更加宽广; 2) 反舰导弹突防攻击弹道的设计应保证动力装置在弹道每一时刻的推力需求和攻角等性能和参数不会超出可靠工作边界以保证动力装置能够稳定工作, 一般还应留出一定的裕度; 3) 导弹的机动能力受到动力装置限制, 应尽可能提高大攻角等条件下的工作边界和性能; 4) 导弹的控制不仅包含对弹体的控制, 还包含对动力装置的控制, 涉及到静态和动态性能, 需要动力装置予以考虑。

参考文献:

- [1] 盖玉华, 顾文锦, 赵红超, 等. 反舰导弹的主要突防技术及其效能[J]. 海军航空工程学院学报, 2008, 23(2): 168-170.
- [2] 李静海. 反舰导弹发展趋势分析[J]. 战术导弹技术, 2001 (3): 16-21.
- [3] 颜仲新, 刘鼎臣, 胡海. 反舰导弹飞行弹道探讨[J]. 飞航导弹, 2002 (2): 33-36.
- [4] 刘丽丽. 反舰导弹攻击模式探讨 [J]. 上海航天, 1999 (3): 43-47.
- [5] 李明权. 俄罗斯新一代反舰导弹系统之“宝石”[J]. 现代军事, 2001 (7): 40-41.
- [6] 张涛, 彭绍雄, 宋贵宝. 反舰巡航导弹弹道设计与优化探讨[J]. 飞航导弹, 2002 (7): 16-18.
- [7] 颜仲新, 王刚, 杨祖快. “伯克”级驱逐舰抗反舰导弹饱和攻击能力分析[J]. 现代防御技术, 2002 (3): 11-13.
- [8] 孙明玮, 彭南楠, 魏毅寅, 等. 指定入射角的飞航导弹末段俯冲弹道设计[J]. 航天控制, 2005, 25(1): 62-65.
- [9] 朱建方, 王伟力, 曾亮. 反舰导弹战斗部的侵彻爆炸毁伤效应研究[J]. 兵工学报, 2010 (4): 190-194.
- [10] 张昆, 薛晓春. 反舰导弹饱和攻击的组织及实施[J]. 飞航导弹, 2006 (11): 15-17.
- [11] 陈玉文. 编队攻击集群目标时的反舰导弹弹道规划[J]. 海军航空工程学院学报, 2009, 24(1): 89-92.
- [12] 刘兴洲. 飞航导弹动力装置. 北京: 宇航出版社, 1992.
- [13] 周军. 俄罗斯四大反舰导弹综述 [J]. 飞航导弹, 2001 (7): 36-38.
- [14] 杜子秋. 布拉莫斯全镜头[J]. 国际展望, 2002 (7): 18-19.
- [15] 李响, 柳长安. 导弹俯冲段弹道分析与最优设计[J]. 北京理工大学学报, 2006, 26(9): 773-776.

(编辑: 马 杰)