

doi: 10.7690/bgzdh.2021.10.007

# 超声速风洞试验模型启动载荷抑制技术

刘 奇, 荣祥森, 夏明主

(中国空气动力研究与发展中心高速所, 四川 绵阳 621000)

**摘要:** 为解决超声速风洞启动/关车时, 启动载荷过大易损坏天平 and 模型的问题, 设计一种平板装置抑制启动载荷方法。详细阐述试验装置的结构和流程, 用飞行器模型进行抑制效果试验研究, 并分别比较模型受到启动载荷随轴向位置、法向位置和  $M$  的变化。研究表明: 该装置在减小马赫数 2.0~4.0 时模型的启动载荷和抖动幅度, 对升力、俯仰力矩、阻力的抑制效果较明显。

**关键词:** 风洞; 激波; 启动载荷; 平板; 抑制

**中图分类号:** V211.74 **文献标志码:** A

## Starting Load Suppressing Technology of Supersonic Wind Tunnel Test Model

Liu Qi, Rong Xiangsen, Xia Mingzhu

(High Speed Institute, China Aerodynamics Research & Development Center, Mianyang 621000, China)

**Abstract:** In order to solve the problem that the balance and model are easily damaged due to the excessive starting load when the supersonic wind tunnel is started or shut down, a method of suppressing the starting load with a flat device is designed. The structure and process of the test device are described in detail. Use aircraft model to carry out suppression effect test. And the changes of the starting load of the model with axial position, normal position and  $M$  are compared respectively. The results show that the device can reduce the starting load and vibration amplitude of the model at Mach 2.0-4.0, and has obvious suppression effect on lift, pitching moment and resistance.

**Keywords:** wind tunnel; shock; starting load; plate; suppression

### 0 引言

飞行器模型在进行超声速风洞启动/关车时受到较大启动载荷, 其值远大于气流稳定后的载荷<sup>[1]</sup>。超声速风洞启动/关车时, 正激波通过试验段引起强烈的非对称流动, 造成模型剧烈抖动<sup>[2]</sup>, 影响天平的稳定性, 甚至导致模型和天平损坏, 严重威胁风洞试验安全。启动载荷是马赫数  $M$ 、模型投影面积  $S$ 、流场建立时总压  $P_0$  的函数<sup>[2]</sup>, 总压一定时, 与面积成正比。

随着航空航天技术发展, 高马赫数巡航、高隐身性成为未来飞行器的重要发展趋势<sup>[3-4]</sup>。超声速风洞试验将成为气动布局设计和验证的重要手段<sup>[5]</sup>。这类飞行器的翼面积大, 试验马赫数高, 在风洞试验时受到的启动载荷较大, 易在试验中受损。为了克服风洞启动/关车带来的启动载荷, 风洞试验技术人员采取了多种措施, 包括采用投放试验来增强模型天平的强度和刚度、采用先进的风洞结构和启动方式降低启动总压等<sup>[6-7]</sup>。这些措施各有优缺点, 有的会降低试验精度、有的对风洞结构和控制系统有较高要求<sup>[8]</sup>。笔者研制了一种平板装置抑制启动载

荷, 为保护超声速试验模型、天平安全提供了一种新方法<sup>[9]</sup>。通过风洞试验验证: 抑制装置能不同程度减小升力  $Y$ 、俯仰力矩  $M_z$ 、阻力  $X$ 、滚转力矩  $M_x$ 、侧向力  $Z$ 、偏航力矩  $M_y$  的启动载荷, 抑制风洞启动/关车时模型振幅, 提高天平稳定性, 降低模型、天平损坏的风险。

### 1 试验装置

超声速风洞启动/关车时, 正激波在模型上引起不对称气流作用, 使模型受到较大的启动载荷。笔者开展了数值分析研究, 按风洞和模型的设计外形建模, 计算结果显示不存在冲击, 但是在实际工程中, 该现象普遍存在。理论设计时, 风洞和模型外形都是理想化; 实际加工制造时, 要达到绝对对称是不可能的。正激波通过试验段时, 在边界表面引起不对称的分离产生了启动载荷。

具有较大翼面积的飞行器模型受到的启动载荷较大, 因此, 考虑在模型上下放置平板, 与模型表面间形成狭小的流通面积。流场建立时, 不对称分离现象发生在平板外表面, 从而减小启动载荷<sup>[10]</sup>。

收稿日期: 2020-06-07; 修回日期: 2021-07-24

作者简介: 刘 奇(1972—), 男, 四川人, 高级工程师, 从事风洞机械结构设计研究。E-mail: 272284448@qq.com。

风洞启动前，在模型上下放置平板抑制启动载荷，流场建立后移除平板，关车时再次放置平板抑制启动载荷。平板在风洞启动和关车时发挥作用，在试验过程中处于收回状态。

如图 1 所示，在一座 0.6 m×0.6 m 跨超声速风洞研制了一套启动载荷平板抑制装置。该风洞是一座直流暂冲式风洞，于 1976 年投入使用，试验段截面尺寸为 0.6 m×0.6 m，试验段长 2.5 m<sup>[11]</sup>。超声速试验时，试验段四壁均采用实壁，上下壁板可更换为孔壁，实现亚跨声速试验。该风洞试验 *M* 数范围为 0.4~4.5，迎角机构范围为-10~50°。

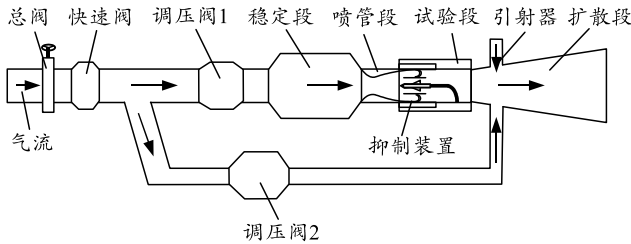
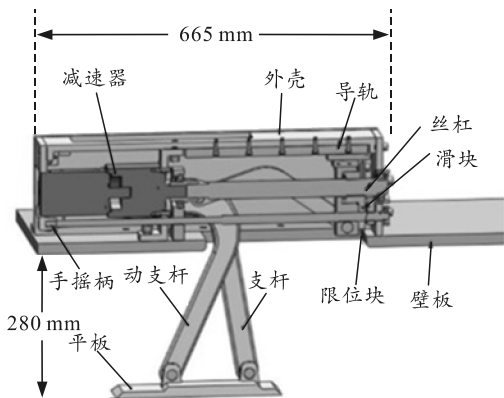
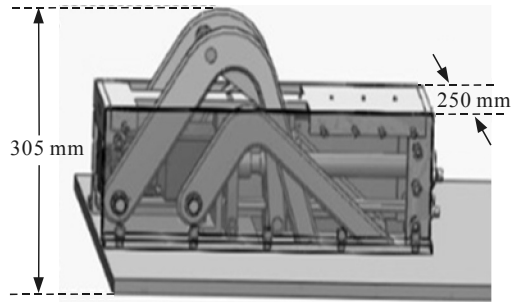


图 1 风洞轮廓

平板抑制装置由伺服电机、丝杠、支杆、平板、滑块和直线导轨等组成。伺服电机带动螺杆旋转，推动滑块做直线运动，滑块带动支杆运动，支杆与平板构成平行四连杆机构，从而支杆带动平板沿圆弧轨迹运动，结构如图 2 所示。平板抑制装置安装照片如图 3 所示。2 套装置分别安装在试验段的上、下壁板，平板尺寸为 300 mm×150 mm×12 mm，前后缘与左右边缘倒角为 45°。上下壁板均设计了尺寸为 300 mm×150 mm×12 mm 的槽，可容纳收回的平板。单个平板最大上下移动距离为 280 mm，平板位置通过安装在支杆上转轴的编码器测量，定位精度为 0.5 mm。平板从伸出位置到收回用时约 5 s，收回后与壁板平面高度差在 0.5 mm 内。单个机构在收回状态下高度为 305 mm，小于壁板外侧的驻室空间高度。



(a) 平板抑制装置伸出状态 (剖视图)



(b) 平板抑制装置收回状态

图 2 平板抑制装置

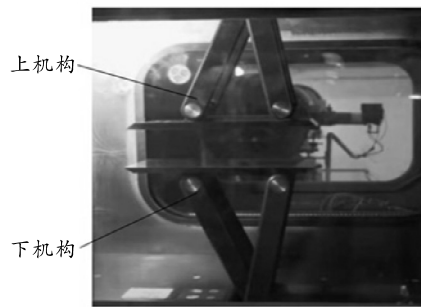


图 3 抑制装置照片

风洞试验流程如图 4 所示。准备风洞试验时，将平板控制到目标位置(上下距离约 4 mm，前后位置根据模型确定)，然后启动风洞。当流场建立后平板收回，试验进入模型迎角运行过程，所有目标迎角运行完成后，平板再次运行到目标位置，关闭风洞。在试验过程中，风洞控制系统和启动载荷抑制装置控制系统之间需要通信，包括装置就绪信号、流场建立信号、平板收回/投放到位信号以及迎角运行完成信号。

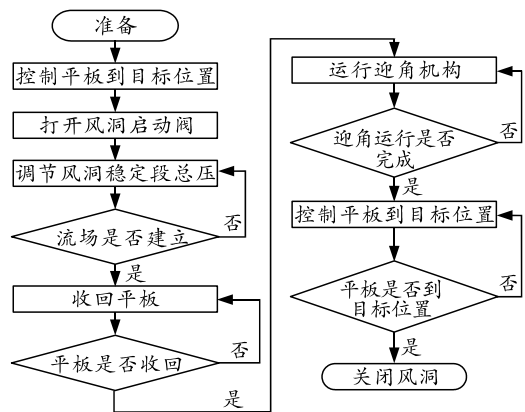


图 4 试验流程

## 2 试验验证

试验模型是飞机模型，翼身组合布局主要部件有前机身、后机身、机翼和垂尾，模型总长 0.558 m，翼展 0.23 m。启动载荷抑制效果通过有无平板装置的风洞试验对比来验证。试验 *M*=2.0, 2.5, 3.0, 3.5，

4.0。平板在工作位置时，前缘距离试验段入口 190 mm。研究抑制效果与轴向位置相关性时，模型位置(头部距试验段入口)为 30、60、90、120、150、180 mm，研究抑制效果与法向位置相关性时，模型和平板的距离为 4、7、10 mm。

天平采用六分量应变天平,天平直径为 26 mm, 6 个天平元  $Y$ 、 $M_z$ 、 $X$ 、 $M_x$ 、 $Z$ 、 $M_y$  的设计载荷、校准载荷、测量不确定度如表 1 所示。天平信号通高速采集设备采集,采样频率为 2 kHz。模型受到的各向启动载荷与天平对应元件变形量成正比,即与

天平输出电压差量成正比。根据天平校准公式和输出电压算出启动载荷,启动载荷测量结果如图 5 所示。图中从上到下分别是天平元  $Y$ 、 $M_z$ 、 $X$ 、 $M_x$ 、 $Z$ 、 $M_y$  随时间的变化。

表 1 天平信息

分量	设计载荷	校准载荷	测量不确定度
$Y/N$	1 600.0	1 200.0	0.003
$M_z/(N \cdot m)$	90.0	76.8	0.003
$X/N$	300.0	320.0	0.003
$M_x/(N \cdot m)$	15.0	16.0	0.003
$Z/N$	300.0	320.0	0.003
$M_y/(N \cdot m)$	30.0	38.4	0.003

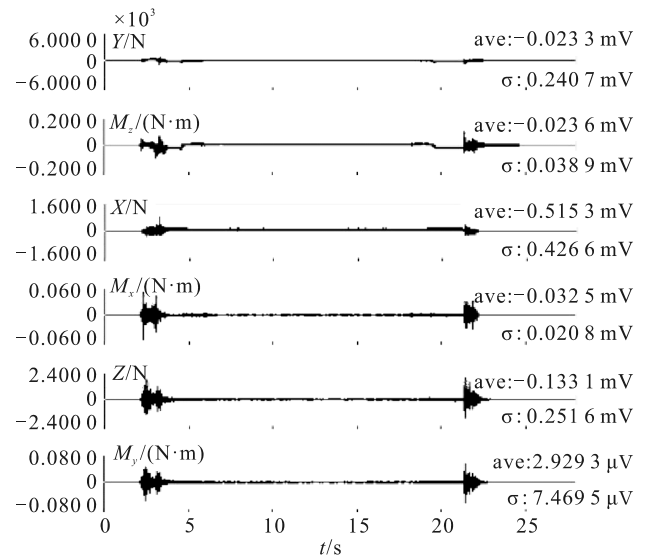
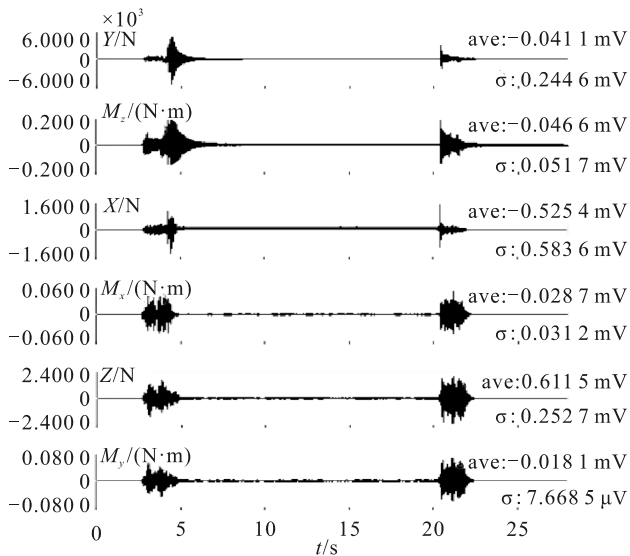


图 5 模型受到的启动载荷对比 ( $M=3.0$ )

首先在抑制平板不工作的情况下分别进行风洞试验(自由流试验),得到模型在自由流时受到的启动载荷。然后在抑制平板工作的情况下进行风洞试验,得到模型的启动载荷。图 6 是模型和平板装置的安装照片(通过纹影拍摄)。

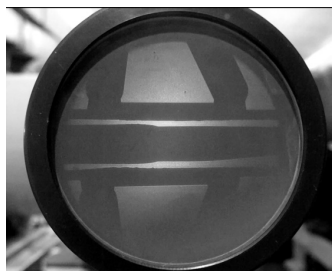


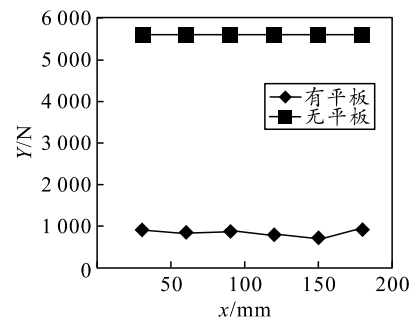
图 6 模型和平板装置的安装照片(纹影)

### 3 试验结果

#### 3.1 抑制效果与轴向位置的相关性

抑制效果与轴向位置的相关性研究试验  $M=3.5$ , 模型受到启动载荷随轴向位置变化如图 7 所示。图 7(a)、(b)、(c)分别是  $Y$ 、 $M_z$ 、 $X$  的启动载荷随模型轴向位置的变化。因为无平板时,启动载

荷大小与位置无关,只是在平均值附近随机波动,为节省试验成本,无平板状态数据是模型在  $x=120$  mm 处一次试验得到。从图中可看出:有平板的情况下, $Y$  的启动载荷随距离  $x$  变化幅度不大, $M_z$  和  $X$  的启动载荷变化较  $Y$  明显。综合考虑在  $x=120$  mm 和  $150$  mm 时抑制效果较好。 $M=2.5$ ,  $x=90$  mm 和  $120$  mm 时,启动载荷抑制效果较好,说明抑制效果与  $M$  数有关系。风洞试验时,可根据  $M=3.0$  或  $M=3.5$  确定模型位置,因为在  $M=3.0$  附近启动载荷最大。选取  $x=120$  mm 作为模型位置, $Y$ 、 $M_z$ 、 $X$  最佳抑制效果分别达到 80%、40%、45%。



(a)  $Y$  向启动载荷随  $x$  的变化

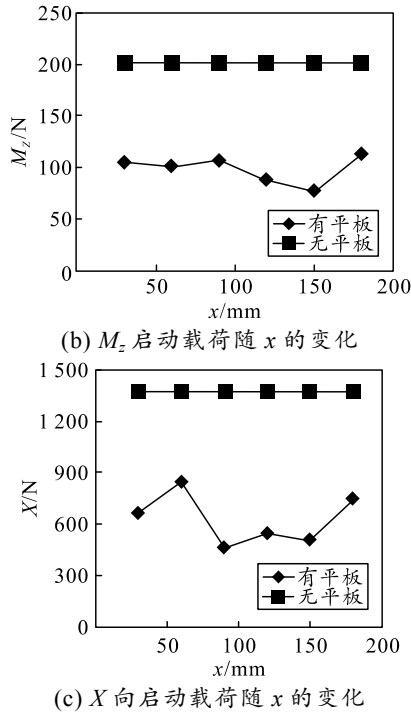


图 7 模型受到的启动载荷随轴向位置的变化

### 3.2 抑制效果与法向位置的相关性

$M=3.5$  时, 模型受到的启动载荷随法向位置变化如图 8 所示。从图中可看出: 当  $y=4$  mm 时,  $Y$ 、 $M_z$ 、 $X$  的启动载荷最小。 $Y$ 、 $M_z$  的启动载荷随法向距离增大而增大,  $X$  的启动载荷随法向距离变化而波动。从冲击变化规律看: 法向距离越小, 抑制效果越好, 但未进一步减小法向距离, 因为平板装置和模型在风洞启动过程中有一定幅度的抖动。

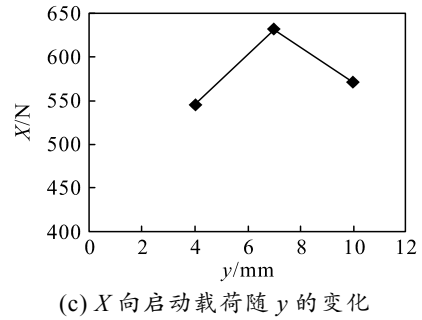
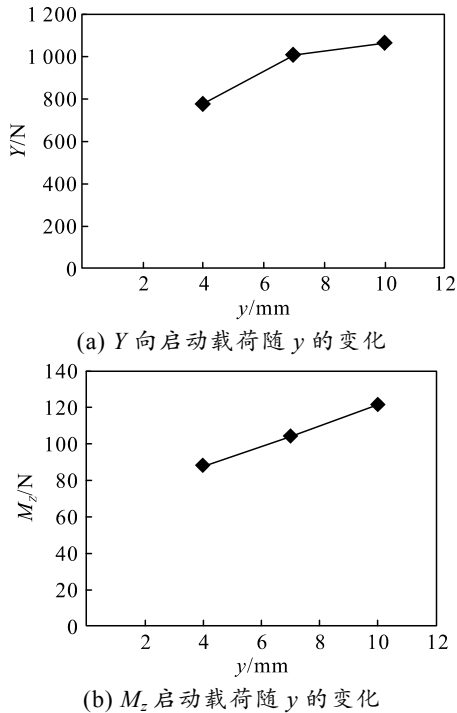


图 8 模型受到的启动载荷随法向位置的变化

### 3.3 启动载荷随马赫的变化

图 9 是  $Y$ 、 $M_z$ 、 $X$  的启动载荷随  $M$  数的变化。从图中可看出: 启动载荷规律与国外文献一致, 先增大后减小, 在  $M=3.0$  附近达到最大值。

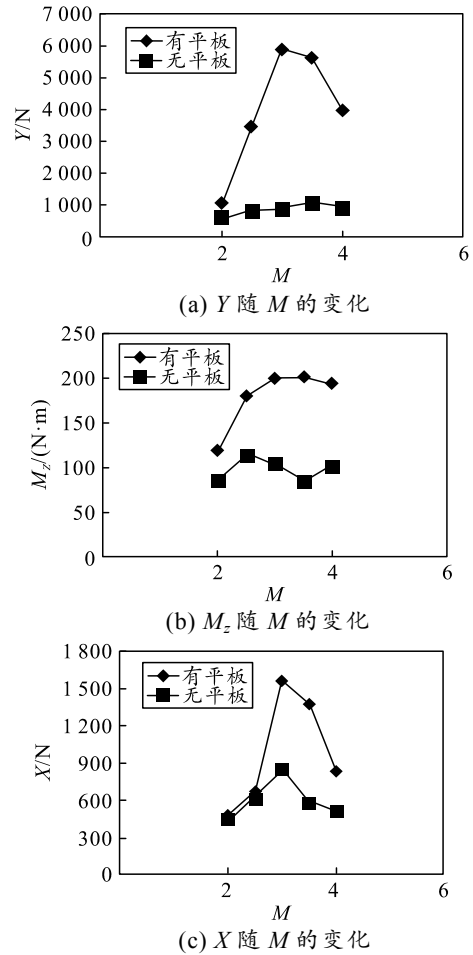


图 9 模型受到的启动载荷随  $M$  的变化

## 4 结束语

超声速风洞试验时, 在距离模型上下表面较近的位置放置平板, 可改变模型周围流态, 减小模型受到的启动载荷。通过纹影观察, 风洞启动时, 平板抖动剧烈, 说明启动载荷仍然作用在平板上。试验后, 平板和支杆连接处发生了松动, 装置运行精

度下降。通过试验分析可得到以下结论:

1) 平板抑制装置在  $M2.0\sim 4.0$  范围内均有抑制效果;

2) 平板装置可抑制风洞启动/关车时模型的启动载荷, 对各向力/力矩抑制效果不一样,  $Y$ 、 $M_z$ 、 $X$  抑制效果较明显;

3) 启动载荷的抑制效果与模型位置和马赫数相关。

该分析证明了平板抑制技术可行, 但要将其应用到试验中, 还需改进抑制装置结构, 增强其稳定性、强度、刚度。

### 参考文献:

- [1] 王永寿, 陈延辉. 超声速风洞的启动特性与流路形状的影响[J]. 飞航导弹, 2012(7): 87-92.
- [2] A 波普, K L 戈因. 高速风洞试验[M]. 北京: 科学出版社, 1980: 413-416.
- [3] RICHARD B, SHYY W. 飞行器设计[M]. 刘莉, 昂海松, 熊克, 译. 北京: 北京理工大学出版社, 2016:

- 151-153.
- [4] 杨威, 杜军. 飞机气动布局设计与飞行性能品质[M]. 北京: 国防工业出版社, 2016: 129-141.
- [5] 虞择斌, 廖达雄, 刘政崇, 等. 2 m 超声速风洞总体结构设计[J]. 实验流体力学, 2012, 26(2): 90-96.
- [6] 熊波. 2 m 超声速风洞冲击载荷抑制方法研究[J]. 兵工自动化, 2016, 11(5): 16-19.
- [7] AKATSUKA J, NAGAI S. The Effect of Diffuser Geometry on the Starting Pressure Ratio of a Supersonic Wind Tunnel[C]//27th AIAA Aerodynamic Measurement Technology & Ground Testing Conference. Doi: 10.2514/6.2010-4344.
- [8] 高川, 刘烽, 周波, 等. 某超声速风洞测控系统[J]. 兵工自动化, 2013, 32(2): 63-66.
- [9] 李增军, 吴勇航, 刘常青, 等. 一种风洞超声速启动与关车的模型抑振装置: ZL201820786433.8[P]. 2018-11-23.
- [10] 钱翼稷. 空气动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005: 75-96.
- [11] 范洁川. 风洞试验手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002: 40-41.

\*\*\*\*\*

(上接第 28 页)

### 5 结束语

从结构化军事想定中获取军事需求数据是一种有益尝试, 但装备研制论证军事需求分析是一项复杂的系统工程, 需广泛收集各方面需求, 综合运用多种分析手段。文献[9-12]提出很多关于通信能力需求。后续笔者还将从环境元素、战术图层集等数据出发, 进一步研究通指装备连通性、抗毁抗扰能力方面的需求。

### 参考文献:

- [1] 中国人民解放军军事科学院. 中国人民解放军军语: 全本[M]. 北京: 军事科学出版社, 2011.
- [2] 王一波, 石全, 张成. 武器装备体系保障需求建模方法研究[J]. 军械工程学院学报, 2013, 25(3): 10-13.
- [3] 李晨, 柏彦奇, 史宪铭. 军事仿真想定生成问题研究[J]. 指挥控制与仿真, 2017, 39(6): 77-81.

- [4] 袁兴鹏. 基于作战想定的战场电磁环境仿真技术研究[J]. 兵工自动化, 2017, 36(1): 55-58.
- [5] 黄智, 邱晓刚. 军事想定定义语言 MSDL 技术研究[J]. 计算机仿真, 2008, 25(8): 9-13.
- [6] 杨若鹏, 周军, 李力. 军事想定定义语言[M]. 北京: 军事谊文出版社, 2015.
- [7] 曾昭文, 王强. 通指装备论证军事需求模型设计及应用[C]//通指装备论证数据资源建设运用理论与实践论文集, 2015: 89-93
- [8] 林伟. 基于 AHP—FCE 的复杂电磁环境下炮兵群通信能力评估[J]. 舰船电子工程, 2012, 32(2): 65-66.
- [9] 沈树章, 孟宝宏. 军事信息学[M]. 北京: 解放军出版社, 2014.
- [10] 张青春, 邹自力, 胡华. 海上协同作战对通信能力的需求与对策研究[J]. 舰船电子工程, 2010, 30(11): 1-3.
- [11] 万福, 王玉龙. 信息化战争对机动通信的新需求及其对策[J]. 通信对抗, 2009(4): 29-31.
- [12] 彭锋华, 周学军. 海军通信需求分析理论研究[J]. 船电技术, 2012, 32(1): 57-59.