

基于宽带扫频的导弹 RCS 测量与分析

刘鹏军, 傅亦源, 赵明洋, 牛凤梁

(中国洛阳电子装备试验中心, 河南 洛阳 471003)

摘要: 针对导弹的典型几何外形结构, 基于高频散射机理对其散射特性进行了初步分析, 包括散射源分布及其散射类型、各散射源散射特性随导弹姿态的变化趋势等; 接着, 利用宽带扫频 RCS 测量系统对导弹 L、X 波段 RCS 和 X 波段一维距离像进行了测量, 得到了导弹在不同技术条件下的 RCS 曲线和一维距离像; 最后, 对测量结果进行了初步分析; 测量结果表明: 导弹头锥仓与进气道腔体存在较大散射, 尤其是进气道壁与弹体之间连接缝隙的散射较为突出; 导弹在 X 波段下的 RCS 较 L 波段小, 且受姿态变化的影响更为敏感; 另外, 导弹 RCS 峰值点并未出现在迎头向, 而是偏离迎头向一定角度, 尤以 X 波段下最为明显, 偏离角度达 20°左右; 测量结果为导弹在试验中的应用, 包括试验设计、试验结果分析与评估、等效推论等提供了重要的技术依据。

关键词: 导弹; 雷达散射截面; 宽带扫频; 测量; 分析

Measurement and Analysis of RCS of Missile Based on Broadband Swept Frequency

Liu Pengjun, Fu Yiyuan, Zhao Mingyang, Niu Fengliang

(China Luoyang Electronic Equipment Test Center, Luoyang 471003, China)

Abstract: Based on the theory of high frequency scattering, the scattering characteristics of the typical structural missile are analyzed, such as distributing of the scatterers, scattering type, variation tendency of the scattering intensity with missile attitude, and etc. Next, the L-band and X-band RCS of the missile are obtained using the broadband swept frequency RCS measurement system. Finally, the paper studies on the measurement results. The result indicates that the RCS of the warhead and the inlet are obvious, especially the gap between the inlet surface and the missile surface. The RCS in X-Band is small and more sensitive with the variation of missile attitude than that in L-Band. Furthermore, the maximum RCS occurs not at the head-on but the other direction, especially in X-Band, and which is nearby twenty degree. The result can provide technical bases for the application in the test of the missile, such as test design, analysis and evaluation of test results, equivalent calculation, and etc.

Keywords: missile; RCS; broadband swept frequency; measurement; analysis

0 引言

RCS (radar-cross section, 雷达散射截面) 是度量雷达目标对照射电磁波散射能力的一个物理量^[1]。在电子信息装备试验鉴定与评估中, 准确掌握参试雷达目标 (如飞机、导弹、车辆等) 的 RCS 既是开展试验设计的基本前提, 也是开展试验结果分析与评估、实施替代等效推论的重要依据。

目标 RCS 既与目标的尺寸、形状、材料、结构等几何参数和物理参数有关, 又与入射电磁波的频率、极化、波形等参数有关, 同时还与目标相对于观测雷达的姿态角有关^[2]。

获取目标 RCS 的途径主要有仿真计算和试验测量两种。其中, 仿真计算基于严格的电磁散射理论建立, 具有较强的完整性, 可以分析典型目标的散射机理, 但需要建立目标精确的几何模型和物理模型, 对于具有复杂外形和采用复合材料的目标, 计算非常困难; 而试验测量具有过程简单、结果准确直观的特点, 是获取目标 RCS 最有效、快捷和准确的手段。

1 扫频 RCS 测量

1.1 RCS 测试原理

对 RCS 的定义有两种观点: 一种是基于电磁散射理论的观点, 一种是基于雷达测量的观点, 两者的基本概念是统一的, 均定义为单位立体角内目标朝接收方向散射的功率与从给定方向入射于该目标的平面波功率密度之比的 4π 倍^[2]。前者适用于理论计算, 后者适用于用相对标定法来测量目标 RCS。

根据雷达方程

$$P_r = \frac{P_t G_t G_r \sigma \lambda^2 F_t^2 F_r^2}{(4\pi)^3 R^4 L} \quad (1)$$

式中, P_t 为雷达发射功率; G_t 为雷达发射天线增益; G_r 为雷达接收天线增益; σ 为目标 RCS; λ 为雷达发射电磁波波长; R 为雷达与目标之间的距离; L 为综合损耗, 包括电磁波空间传输损耗, 发射、接收馈线损耗; F_t 为雷达发射天线方向图传输因子; F_r 雷达接收天线方向图传播因子等^[3]。

如果我们把目标看作一个线性的二端口网络, P_r 作为端口 1 的入射功率, P_t 作为端口 2 的发射功率, 则上式可表示为:

$$\frac{P_r}{P_t} = \frac{G_t G_r \sigma \lambda^2 F_t^2 F_r^2}{(4\pi)^3 R^4 L} = S_{21}^2 \quad (2)$$

若在同一条件下分别测量得到被测对象和一个 RCS 值已

收稿日期:2017-05-02; 修回日期:2017-06-01。

作者简介:刘鹏军(1977-),男,河南洛阳人,硕士研究生,工程师,主要从事雷达对抗仿真方向的研究。

知的标准体(如标准球、金属平板等)的 S_{21} , 则目标 RCS^[4] 可以表示为:

$$\sigma = S_{21b} - S_{21a} + \sigma_a \quad (3)$$

其中: S_{21a} 为标准体的 S_{21} 测量值, 单位 dB; S_{21b} 为被测目标的 S_{21} 测量值, 单位 dB; σ_a 为标准球的 RCS 值, 单位 dBsm。

1.2 扫频 RCS 测量系统

扫频 RCS 测量是相对于点频 RCS 测量而言的, 两者的基本原理相同, 但扫频法的测量过程更为简单, 且精度高、信息量大、定位精度高^[5]。本次测量采用的扫频 RCS 测量系统为“准”单站测量, 如图 1 所示。

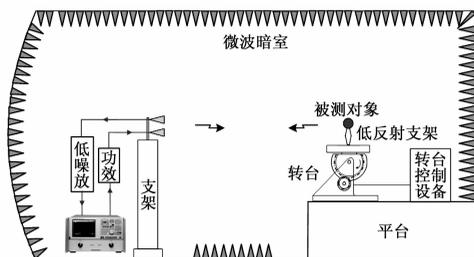


图 1 扫频 RCS 测量系统组成示意图

扫频法 RCS 测量需要用到可产生扫频信号的高性能矢量网络分析仪。测量时, 矢量网络分析仪以频率步进的方式, 发射中心频率为 f_m , 频率间隔为 Δf 的等幅同相连续波, 得到目标的频率响应, 然后通过快速傅立叶反变换 (IFFT) 得到目标的时域响应, 再通过矢量网络分析仪提供的时域门技术选取目标回波所在区域数据 (即为目标的一维距离像), 最后通过傅立叶变换 (FFT) 即可得到目标中心频点的 S_{21} 值。

具体测量步骤如下:

1) 如图 1 所示连接测量系统, 并开机使系统充分得到预热, 确保各设备工作稳定;

2) 根据测量需求, 设置测量参数, 包括发射功率、测试带宽、采样点数、中频带宽、平均次数、转台角度步进等参数, 设定测试参数为 S_{21} ;

3) 对背景反射电平进行测试, 将数据临时存储并利用矢量网络分析仪的对消功能进行背景对消;

4) 保持测试条件不变, 对标准体进行测试, 进行傅立叶反变换将频域信号变换到时域信号, 然后利用矢量网络分析仪的时间门功能截取目标区, 再进行傅立叶变换得到标准体在频域下的 S_{21} 值;

5) 保持测试条件不变, 对被测目标进行测试, 进行傅立叶反变换将频域信号变换到时域信号, 然后利用矢量网络分析仪的加门功能截取目标区, 再进行傅立叶变换得到被测目标在频域下的 S_{21} 值;

6) 调整转台方位角度, 重复步骤 5), 测量所有方位角下被测目标 S_{21} 值;

7) 利用式 (3) 进行数据处理, 得到被测目标 RCS 值。

2 导弹散射特性分析

2.1 测量内容

本次测量的导弹三维模型如图 2 所示。

测量内容如下:

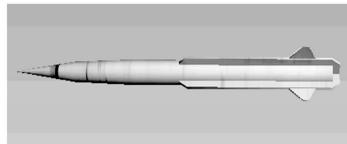


图 2 导弹三维模型

1) 导弹在 L 波段 (1.2 GHz) 和 X 波段 (10 GHz) 的 RCS, 测量角度范围为方位向 $\pm 30^\circ$ 范围 (相对于导弹迎头向), 俯仰角 0° , 极化方式 HH。

2) 导弹在 X 波段 (10 GHz) 的一维距离像, 测量方位角和俯仰角均为 0° 时, 扫频带宽 4 GHz, 扫频点数 1 601 点, 极化方式 HH。

2.2 导弹散射特性分析

由于被测对象尺寸远大于测试波长, 可认为处于光学区。根据光学区散射理论, 目标散射场主要由从各个独立的散射中心产生的回波叠加而成, 每一细小的几何结构均对总散射场产生影响^[6]。因此, 通过对导弹几何结构分析, 可以发现其 RCS 主要来源于以下几方面:

1) 弹体表面、天线罩内部载荷、进气道口面、进气道腔体外壁面以及尾翼产生的镜面散射, 这通常也是构成导弹 RCS 的最主要散射来源。

考虑到本次测量的角度范围为导弹迎头向俯仰角 0° 、方位角 $\pm 30^\circ$ 范围, 结合对导弹几何外形尺寸的测量与分析发现, 在此角度范围内, 除在导弹迎头向, 入射电磁波来波方向与导弹头锥仓内部载荷的安装底面垂直, 会产生一定的直接镜面散射外, 其它测试角度下, 入射电磁波来波方向相对导弹各散射面并非垂直入射, 对于光滑表面来说, 其镜面散射分量并未返回接收天线。考虑到实际导弹表面并非理想的光滑表面, 存在一定的表面粗糙度, 因此, 从更细微的角度观察, 仍会有部分直接镜面散射分量, 但总体量级相对降低。

2) 导弹进气道口面边缘、导弹尾翼、导弹尾部边缘等引起的边缘绕射以及头锥引起的尖端绕射等, 其中最主要的是边缘绕射。

边缘绕射的强度与边缘线长度的平方成正比, 并与电波入射线与边缘线之间的夹角, 以及电场极化方向与边缘线之间的夹角密切相关。当电磁波的入射线垂直于边缘线时, 后向边缘绕射的强度达到最强, 并随着入射线与边缘线夹角的减小急剧下降; 且电场极化方向平行于边缘线时的后向边缘绕射强度要显著高于电场极化方向垂直于边缘线时的强度。因此, 对导弹、飞机等武器装备而言, 有效降低机(弹)翼前后缘的边缘绕射是目标隐身设计需要重点解决的问题^[6]。对于本次测量而言, 主要是由导弹进气道口面边缘, 导弹尾翼前缘、侧缘与后缘以及导弹尾部边缘等引起的边缘绕射。

下面以图 2 中导弹下方的进气道和尾翼等为例, 分别分析边缘绕射随电波入射方向与电场矢量方向的变化情况。(1) 以导弹迎头向为起始, 随着测试转台呈顺时针方向逐步增大导弹与接收天线之间的视角, 在方位向 $0^\circ \sim +30^\circ$ 范围内, 电磁波入射线与进气道口面边缘、导弹尾翼前缘和侧缘之间的夹角分别呈逐渐增加之势, 而与导弹尾翼后缘之间的夹角则呈逐渐较小之势。因此, 由进气道口面边缘、导弹尾翼前缘和侧缘引

起的边缘绕射成逐渐增强之势,由导弹尾翼后缘引起的边缘绕射则呈逐渐减弱之势;(2)而对于电场矢量而言,由于本次测量水平极化波,所以随着视线角的逐步增大,入射波电场矢量与进气道口面边缘、导弹尾翼前缘和侧缘之间的夹角逐渐减小,而与导弹尾翼后缘的夹角则逐渐增大,故由进气道口面边缘、导弹尾翼前缘和侧缘引起的边缘绕射也是成逐渐增强之势,由导弹尾翼后缘引起的边缘绕射则呈逐渐减弱之势。因此,单从一个进气道和尾翼来看,随着视线角的逐步增大,由进气道口面边缘、导弹尾翼前缘和侧缘引起的边缘绕射呈逐渐增强趋势,但受限于测试角度范围,并没有达到最大值,而由导弹尾翼后缘引起的边缘绕射成逐渐减弱趋势,但同样也并没有达到最小值;(3)通过对另外三个进气道和尾翼的边缘绕射特性的进一步分析发现,随着视线角的逐步增大,各边缘所产生的边缘绕射的变化趋势并不完全一致。因此,综合来看,随着视线角的逐步增大,各分量叠加的结果会使边缘绕射的强度呈现一定的起伏,最终导致导弹的整体 RCS 产生一定的起伏。

3) 弹体表面与进气道腔体表面产生的行波散射。

表面行波是沿细长导体长度方向传播的一种行波电流,它在传播过程中会不断地向空间辐射电磁波。产生行波散射需具备两个前提条件:一是散射体为细长导体;二是散射体表面上沿传播方向存在电场分量^[6]。由于行波散射只在目标散射体的照亮面产生。因此,测量过程中,当测试转台承载着被测导弹沿方位向偏离一定角度时,电磁波沿一定角度入射至导弹弹体表面和进气道腔体表面,加之入射波为水平极化,入射电场在入射平面内沿弹轴方向存在一定的电场分量,从而在弹体表面与进气道腔体表面感应产生表面电流,该表面电流沿弹体和进气道表面流动形成前向行波电流,前向行波电流在传播过程中因遇到弹体表面的接缝或到达导弹尾端而产生负载失配,引起反方向散射,最终被接收天线所接收。

4) 进气道腔体产生的腔体散射。

主要是由于电磁波入射至导弹进气道腔体内部后,在进气道腔体内表面产生多次反射,最后有部分散射能量从进气道腔体口面射出,被接收天线所接收。由于腔体内部的结构特征与散射路径复杂,对腔体散射的预估还存在一定的困难,理想情况下其 RCS 可达到腔体口面投影面积的 2 倍。因此,腔体散射的贡献往往不可忽略,尤其对于大型军事目标^[7]。

以图 2 所示状态为例。在测量过程中,以导弹迎头向为起始,随着测试转台呈顺时针方向逐步增大导弹与接收天线之间的视线角,前侧(面向观测者)的两个进气道腔体口面在入射电磁波波前的投影截面积呈逐渐增大之势,因此腔体散射的强度逐渐增强。而对于后侧的两个进气道,其腔体口面在入射电磁波波前的投影截面积则是逐渐减小,直至被弹体完全遮挡,故其散射强度呈逐渐减弱之势。

5) 相邻两个进气道腔体表面形成的近似二面角散射。

以图 2 所示状态为例。相邻的两个进气道腔体表面构成一个近似二面角,在测量过程中,当电磁波以偏离迎头向(方位 0°)一定角度入射至导弹表面时,会产生一定的二面角散射回波。由于二面角散射回波的强度与构成二面角的平面的几何尺寸成正比,尽管该近似二面角在俯仰主平面内的物理尺寸较小,但在方位主平面内的物理尺寸较大,且从俯仰主平面看,

电磁波入射方向恰好位于二面角张角的角平分线方向,也就是俯仰主平面的最大散射方向入射,而从方位主平面看,随着导弹与接收天线视线角的增大,入射电磁波与近似二面角棱边的夹角逐渐增大。因此,该近似二面角散射对导弹总体 RCS 的影响的不可忽略,且其散射强度呈逐渐增强趋势,但受限于方位向测试角度范围,散射强度并未达到最大值。

6) 弹体表面分布的螺钉、铆钉、接缝等产生的散射。

由于导弹本身由若干个功能部件组成,各功能部件之间存在一定的连接缝隙,并通过螺钉、铆钉等进行连接。虽然每个螺钉、铆钉、接缝本身的散射量级相对较小,但对于处于高频散射光学区的目标来说,每一个螺钉、铆钉、接缝都构成一个独立的散射源,成为一个个独立的散射中心,每一个散射中心的散射回波都会对导弹的整体 RCS 产生影响。

以上几种散射来源,其散射水平量级虽大小不一,但均会对导弹 RCS 产生一定的贡献,且贡献程度也并不是一成不变的,而是随着导弹姿态的变化呈现主次变化。例如,在迎头向小角度范围内,镜面散射可能是 RCS 的主要来源,边缘绕射、行波散射、腔体散射的影响可能相对较小,为次要来源;但在偏离迎头向一定角度时,镜面散射的影响会成为次要因素,而边缘绕射、行波散射、腔体散射、二面角散射中的一种或几种相对突出,成为导弹 RCS 的主要来源。

3 测量结果及分析

导弹在 L、X 波段的 RCS 测量结果分别如图 3、图 4 所示。导弹迎头向一维距离像测量结果如图 5 所示。

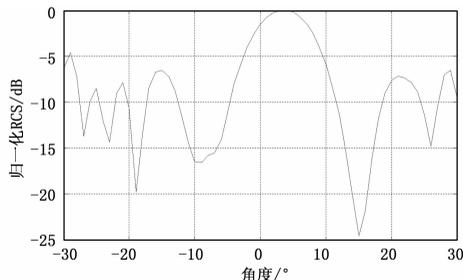


图 3 L 波段 RCS 测量结果(归一化后)

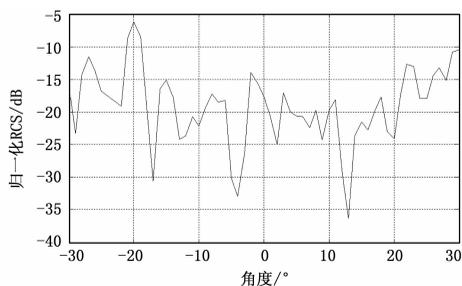


图 4 X 波段 RCS 测量结果
(相对 L 波段 RCS 最大值归一化)

通过分析,可得出以下结论:

1) X 波段下,导弹 RCS 随姿态变化的影响比 L 波段敏感。主要表现在随导弹姿态的变化,目标 RCS 呈现明显的起伏特性,相对于 L 波段,X 波段的起伏频率明显加快、幅度显著加大。

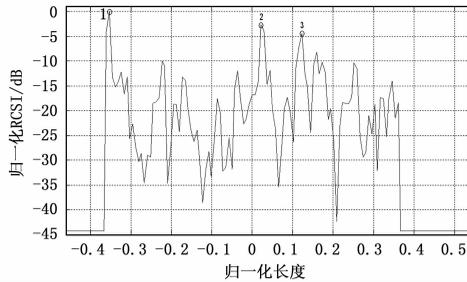


图 5 迎头向一维距离像测量结果
(横坐标 0 对应导弹参考中心)

统计结果显示, 导弹在 L、X 波段的 RCS 峰值与谷值之差分别达到 23.88 dB 和 28.76 dB。经分析, X 波段下, 入射电磁波波长短, 不仅导弹整体处于散射光学区, 构成导弹的每一个结构或部件, 包括细小部件与不连续表面, 如头锥、进气道腔体、尾翼、接线槽、螺钉孔、螺钉、铆钉、接缝等也都处于光学区, 从而构成一个个独立的散射中心, 对导弹的整体 RCS 构成影响, 随着导弹姿态的变化, 每一个独立散射中心的散射水平发生变化, 导致导弹整体 RCS 产生起伏; 而 L 波段下, 入射波波长相对较长, 尽管导弹整体处于散射区, 但构成导弹的一些较细小的结构或部件, 如进气道腔体、接线槽、螺钉孔、螺钉、铆钉、接缝等由于物理尺寸较小, 并不一定处于光学区, 可能处于瑞利区或振荡区, 此时结构或结构的 RCS 受导弹姿态变化的影响并不敏感, 其散射水平主要与结构体或部件的体积有关, 因此, 使得导弹整体 RCS 随姿态的变化相对趋缓。

2) 导弹在 X 波段的 RCS 比 L 波段的 RCS 低, 平均低 9.55 dB, 说明导弹在 X 波段下的隐身效果比 L 波段效果好。

3) 由图 3 可以看出, L 波段下, 导弹在迎头向一定角度范围内的 RCS 明显大于其他角度下的 RCS。这说明镜面散射构成了导弹 RCS 的主要来源, 而边缘绕射、行波散射、腔体散射、二面角散射等的影响相对较弱; 但同时也发现, RCS 峰值点均不在导弹迎头向 (方位角 0°), 而是偏离一定角度, 以峰值点为中心, 基本呈左右对称分布。由于导弹的外形结构呈左右对称分布, 因此分析可能是由导弹头锥仓安装的载荷在

不同角度下的散射特性差异所导致。

4) 由图 4 可以看出, X 波段下, 导弹在迎头向一定角度范围内的 RCS 变化趋势总体比较平稳。结合上述第 2) 条可以看出, 相较于 L 波段, X 波段下, 在镜面散射已得到有效抑制的前提下, 边缘绕射、行波散射、腔体散射、二面角散射等的影响凸显出来, 成为影响导弹整体 RCS 的一个重要因素。同时还可以看到, RCS 峰值已远远偏离迎头向 (方位 0°), 出现在方位 -20° 左右。

5) 由导弹一维距离像可以看出, 导弹头锥仓存在较强散射, 如图中标记①所示。值得注意的是, 标记②处出现了较强的散射, 较头锥仓仅相差 2.68 dB, 通过对导弹结构的测量与分析, 未发现有明显对应的强散射结构, 因此, 初步断定系由导弹进气道腔体引起, 经过进一步对进气道腔体内部结构尺寸的测量与分析发现, 散射回波的传输时延与入射波进入腔体后经多次反射后重新到达接收天线经历的空间路程基本一致。另外, 在图中标记③处出现了尖峰, 经对导弹结构进一步分析发现, 导弹进气道由前后两段组成, 两段连接处存在一定缝隙, 由此推测应该是由进气道表面在此连接处的不连续性引起的行波散射和缝隙绕射所产生。

参考文献:

- [1] 黄培康, 殷红成, 许小剑. 雷达目标特性 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2005.
- [2] 阮颖铮, 等. 雷达截面与隐身技术 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1998.
- [3] 王国玉, 汪连栋, 王国良, 等. 雷达电子战系统数学仿真与评估 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2004.
- [4] 刘密歌, 赵军仓, 张麟兮, 等. 微波暗室中两种 RCS 测量系统的比较 [J]. 计算机测量与控制, 2007, 15 (3): 300-301.
- [5] 郭静. 微波暗室目标 RCS 测试方法的研究与试验 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
- [6] 庄钊文, 莫锦军, 袁乃昌, 等. 军用目标雷达散射截面预估与测量 [M]. 北京: 科学出版社, 2007.
- [7] 孙占久, 聂宏, 昂海松, 等. 含腔复杂军事目标 RCS 综合计算方法 [J]. 南京航空航天大学学报. 2009, 41 (1): 80-84.
- [8] 2011: 1176-1184.
- [7] 陈小庆. 高超声速滑翔飞行器机动技术研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2011.
- [8] 雍恩米. 高超声速滑翔式再入飞行器轨迹优化与制导方法研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2008.
- [9] 雍恩米, 唐国金, 磊陈. 基于 Gauss 伪谱方法的高超声速飞行器再入轨迹快速优化 [J]. 宇航学报. 2008, 29 (6).
- [10] F F, M R I. On discrete-time optimality conditions for pseudo-spectral methods [A]. AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit [C]. 2006.
- [11] M R I, F F. Pseudospectral knotting methods for solving optimal control problems [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics. 2004, 27 (3): 397-405.
- [12] 赵汉元. 飞行器再入动力学和制导 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1997.

(上接第 109 页)

参考文献:

- [1] 李强. 高超声速滑翔飞行器再入制导控制技术研究 [D]. 北京: 北京理工大学, 2015.
- [2] 李铁鹏. 基于高斯伪谱法的滑翔弹道优化算法研究 [J]. 弹箭与制导学报. 2014, 34 (2): 113-116.
- [3] 徐明亮, 陈克俊, 刘鲁华, 等. 高超声速飞行器准平衡滑翔自适应制导方法 [J]. 中国科学: 技术科学. 2014 (4).
- [4] 张洪清. 基于高斯伪谱法的弹道优化设计与实现 [D]. 南京: 南京理工大学, 2014.
- [5] Xie Y, Liu L, Liu J. Rapid Generation of entry Trajectories with Waypoint and No-fly zone Constraints [J]. Acta Astronautica. 2012: 167-181.
- [6] Tian B, Zong Q. Optimal Guidance for Reentry Vehicles Based on Indirect Legendre Pseudospectral Method [J]. Acta Astronautica.