

DOI:10.16356/j.1005-2615.2018.06.014

# 基于 PO-PTD 的航空器对下滑道结构影响的动态研究

李清栋<sup>1</sup> 李锦耀<sup>2</sup> 林欢<sup>1</sup> 梁飞<sup>1</sup>

(1. 中国民航局第二研究所, 成都, 610041; 2. 中国民用航空西北地区管理局, 西安, 710082)

**摘要:** 下滑信标是仪表着陆系统的重要组成部分, 为进近中的航空器提供垂直方位引导。进行障碍物对下滑信标信号影响的精确分析可以为导航台站选址及解决导航台运行中存在的问题提供理论依据。本文基于物理光学-物理绕射理论(Physical optics-physical theory of diffraction, PO-PTD)算法, 结合空客 A320-200 型客机以及机场三维模型对下滑信标的下滑道结构影响进行了静态分析。在静态分析的基础上, 对飞机在滑行道上滑行且五边上有飞机进近时的影响进行了动态研究, 找出了某机场飞行员长期反映的下滑道信号不稳问题的原因。动态研究数据与飞行校验结果进行了比对并与飞行校验结果吻合。

**关键词:** 物理光学; 物理绕射理论; 下滑信标; 下滑道结构

**中图分类号:** V351.37; O441.4

**文献标志码:** A

**文章编号:** 1005-2615(2018)06-0829-05

## Dynamic Research on Glide-Slope Approach Based on PO-PTD

LI Qingdong<sup>1</sup>, LI Jinyao<sup>2</sup>, LIN Huan<sup>1</sup>, LIANG Fei<sup>1</sup>

(1. The Second Research Institute, Civil Aviation Administration of China, Chengdu, 610041, China;

2. Northwest Regional Administration, Civil Aviation Administration of China, Xi'an, 710082, China)

**Abstract:** Glide-slope is an important part of the instrument landing system (ILS) offering vertical azimuth guidance for approaching aircraft. Accurate analysis of the influence of obstacles on the glide-slope signal can provide theoretical basis for the siting of a navigation facility and for the resolution of problems existing in the actual operation of the navigation facility. Based on the physical optics-physical theory of diffraction (PO-PTD) algorithm, combined with the Airbus A320-200 and the three-dimensional airport model, a static analysis of the influence is studied on glide slope approach. Based on the static analysis, a dynamic research is carried out on the influence from sliding aircraft on the taxiway meanwhile aircraft approaching in the final stage of airfield traffic pattern, which identified the cause of instability of the glide-slope signal reported by pilots for long time at an airport. Data of dynamic research is compared with the flight inspection result and found to be consistent with the flight inspection result.

**Key words:** physical optics (PO); physical theory of diffraction (PTD); glide slope (GS); glide slope approach

下滑信标<sup>[1,2]</sup> (Glide-slope, GS) 是仪表着陆系统的重要组成部分, 是民用航空最重要的导航设备之一。下滑信标用来产生飞机偏离下滑面的垂直引导信号, 对航空器提供下滑引导<sup>[3]</sup>。下滑信标辐

射两种导航信号: 载波加边带 (Carrier and side bands, CSB) 信号和纯边带 (Slide bands only, SBO) 信号, 两种导航信号经空间调制后由机载设备接收。机载接收机通过比较调制信号中 90,

**基金项目:** 国家自然科学基金(61139003)资助项目。

**收稿日期:** 2017-11-08; **修订日期:** 2018-08-30

**通信作者:** 李清栋, 男, 助理研究员, E-mail: liqingdong@caacsri.com。

**引用格式:** 李清栋, 李锦耀, 林欢, 等. 基于 PO-PTD 的航空器对下滑道结构影响的动态研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2018, 50(6): 829-833. LI Qingdong, LI Jinyao, LIN Huan, et al. Dynamic research on glide-slope approach based on PO-PTD[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2018, 50(6): 829-833.

150 Hz音频的调制度差(Difference in depth of modulation, DDM)来确定其相对于下滑信标的准确位置。在理想条件下,DDM为0的轨迹为具有固定坡度(一般为 $3^\circ$ )的光滑曲线。在实际应用中,受周边建筑物和地形的影响,DDM为0的轨迹表现为沿前述曲线波动的曲线。一般在理想条件下,DDM为0的轨迹形成的曲线称为标称下滑道结构,而在实际应用中,DDM为零曲线轨迹因受周边建筑物和地形的影响而发生改变,表示DDM为零轨迹弯曲、摆动和抖动程度的曲线称为实际下滑道结构(下文统称为下滑道结构)。

理想情况飞机将沿标称下滑道进近着陆。下滑信标周边障碍物对下滑信号的反射以及再辐射形成的多径效应会对下滑信标的辐射场造成畸变,导致下滑道结构弯曲、摆动和抖动,直接影响航空器安全着陆。为保护导航台周边的电磁环境,美国联邦航空局、欧洲空中航行安全组织以及中国民航均对下滑信标周边的障碍物分布情况进行了严格限制<sup>[4]</sup>。对障碍物、地形等外在因素对下滑信标的性能影响精准分析具有重要意义,对于新建机场导航工程而言,针对障碍物、地形等因素对导航设备的影响进行精准预测可以消除建设的盲目性,避免设备建设完成后设备性能受限甚至不可用,有效保护机场投资。对于使用中的导航设备,对障碍物、地形等因素的影响分析可以精准确定引起导航设备信号质量恶化的因素,利于机场有针对性地进行整改并通过飞行校验的方式确认整改效果。

障碍物、地形等因素对下滑信标的影响分析作为航空无线电和计算电磁学等领域的交叉学科,对民航通信、导航领域具有重要的理论和应用价值,受到中外学者的关注。文献<sup>[5-7]</sup>对非平坦地形对下滑信标的影响进行了研究,并对地形起伏对下滑信标的影响进行了数值分析。文献<sup>[8]</sup>采用计算机模拟的方式对地形以及障碍物对下滑信标的影响进行了探索,并与飞行校验进行了比对。这些工作为深入分析障碍物、地形对下滑信标的影响奠定了一定基础,但问题研究局限于特定静态场景<sup>[9]</sup>,无法与机场运行实际相结合,特别是无法针对特定航空器进行动态分析。本文结合物理光学-物理绕射理论(Physical optics-physical theory of diffraction, PO-PTD)对下滑信标周边航空器动态运行对下滑信标的信号影响进行了研究<sup>[10-12]</sup>,并与飞行校验<sup>[13,14]</sup>结果进行了对比分析,找出了飞行员长期反映的下滑道信号不稳问题的原因。

## 1 研究方法

航空器对下滑信标<sup>[15]</sup>导航信号的影响可以等效为电磁波入射到金属散射体表面,由于场的边界条件,金属散射体上将会感应出流动的表面电流,流动的表面电流以再辐射的方式辐射散射电磁波。可以通过对散射体表面感应出的感应场进行积分运算得到散射场,这就是物理光学(Physical optics, PO)的理论基础。特斯拉顿-朱兰成(Stratton-Chu)公式描述了表面电磁流、电磁荷与散射场之间的联系。针对类似大型航空器等纯导体类型,可以根据Stratton-Chu公式将物理光学理论进行简化处理,受航空器影响的散射场可以表示为<sup>[16]</sup>

$$\mathbf{H}^{\text{PO}}(\mathbf{r}) = \oint_S \mathbf{J}(\mathbf{r}') \times \nabla' G_0(\mathbf{r}, \mathbf{r}') d\mathbf{S}' \quad (1)$$

$$\mathbf{J}(\mathbf{r}) = \begin{cases} 2\mathbf{n} \times \mathbf{H}_i(\mathbf{r}') & \text{照明区} \\ \mathbf{0} & \text{阴影区} \end{cases} \quad (2)$$

式中: $\mathbf{H}^{\text{PO}}(\mathbf{r})$ 为散射场, $\mathbf{H}_i(\mathbf{r}')$ 为入射波磁场, $\mathbf{J}(\mathbf{r})$ 为导体表面电流, $G_0(\mathbf{r}, \mathbf{r}')$ 为自由空间格林函数, $\mathbf{n}$ 为导体表面的外法向单位矢量。

飞机机翼等位置并非理想平面而是存在尖顶的非规则边缘,由于尖顶等非规则表面存在的绕射场问题,PO算法的精确性将会受到影响,应对其进行修正,考虑尖顶效应修正的PO算法称之为物理绕射理论(Physical theory of diffraction, PTD)。根据等效电流物理绕射理论,考虑尖顶等不规则外观影响的散射场可以表示为<sup>[17,18]</sup>

$$\mathbf{H}^{\text{PTD}}(\mathbf{r}) = \frac{L}{2\pi} \frac{e^{jkr}}{r} | \mathbf{E}_i | \frac{[(\mathbf{e}_i \cdot \mathbf{t})(\mathbf{e}_s \cdot \mathbf{t})f + (\mathbf{h}_i \cdot \mathbf{t})(\mathbf{h}_s \cdot \mathbf{t})g]}{\sin^2 \beta} \times \frac{\sin(kL \cos \beta)}{kL \cos \beta} e^{jk_i \cdot \mathbf{R}} \quad (3)$$

其中

$$\beta = \arccos(\mathbf{i} \cdot \mathbf{t})$$

式中: $\mathbf{R}$ 为源点到尖顶边缘中心的位置矢量; $\mathbf{t}$ 为沿尖顶边缘的单位矢量; $L$ 为尖顶边缘的长度; $f, g$ 为尤费赛夫物理绕射系数。计算后向散射场时, $f$ 和 $g$ 将分为3种情况:当电磁波照射物体上表面时

$$f = x - y - 0.5 \tan \Phi_i \quad (4)$$

$$g = x + y + 0.5 \tan \Phi_i \quad (5)$$

当电磁波照射物体下表面时

$$f = x - y - 0.5 \tan(\alpha - \Phi_i) \quad (6)$$

$$g = x + y + 0.5 \tan(\alpha - \Phi_i) \quad (7)$$

当两面均被照射时

$$f = x - y - 0.5 [\tan \Phi_i + \tan(\alpha - \Phi_i)] \quad (8)$$

$$g = x + y + 0.5 [\tan \Phi_i - \tan(\alpha - \Phi_i)] \quad (9)$$

其中

$$x = \frac{\sin\left(\frac{\pi}{m}\right)}{m} \times \frac{1}{\cos\left(\frac{\pi}{m}\right) - 1}$$

$$y = \frac{\sin\left(\frac{\pi}{m}\right)}{m} \times \frac{1}{\cos\left(\frac{\pi}{m}\right) - \cos\left(\frac{2\Phi_i}{m}\right)}$$

式中: $m$  为尖顶外角  $\alpha$  对  $\pi$  归一化的外顶角,二者的关系可以表示为  $m = \frac{\alpha}{\pi}$ ,  $\Phi_i$  为入射波单位矢量  $i$  的横向分量与上表面之间的夹角。

以空客 A320-200 型客机为例,阐释其对下滑信标导航信号的影响。在仿真中对飞机外表进行网格剖分,如图 1 所示。



图 1 A320-200 仿真模型

Fig. 1 Model for A320-200

将模型外表进一步均分为三角形面元,电磁波在相邻面元以等相位差分布。以面元中心为散射中心,以 PO-PTD 算法计算面元散射场,结合相邻面元的相位差可以对相邻面元的散射场进行解算。各散射中心的散射场在航道上与下滑信标导航信号叠加并加载至机载航道偏移指示器的下滑指针,进而影响飞行员对飞行趋势的判断。

## 2 静态分析

以图 2 所示跑道滑行道构型为例,该机场主降方向下滑信标的后撤距离为 300 m,横向偏置为 125 m,跑道滑行道间距约为 200 m。该机场在运行过程中经常收到飞行员关于下滑道信号不稳的报告。以一定的密度确定滑行道以及跑道上飞机可能滑行(跑)的位置,根据 PO-PTD 算法对滑行道以及跑道上的飞机对下滑信标的影响进行预测。在分析过程中采用中国民航各航空公司的常用机型空客 A320-200 型客机。从下滑信标右侧的滑行道至下滑信标左侧的跑道以大约 50 m 的间隔确定出 16 个位置点,机场实际运行时飞机将会依次滑行(跑)经过这 16 个位置点,位置点的分布和

飞机经过典型位置点时的姿态如图 3 所示。

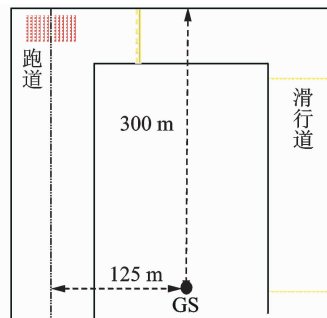


图 2 GS 位置及跑道滑行道构型

Fig. 2 Glide slope position and runway-taxiway structure

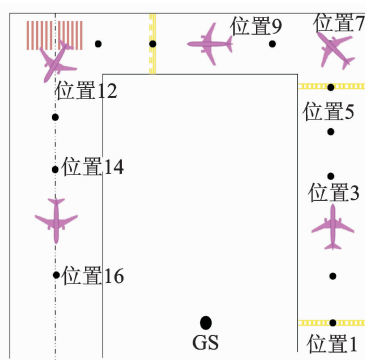


图 3 位置设计及飞机典型姿态

Fig. 3 Position design and typical airplane posture

根据飞机滑行(跑)的姿势,位置 1~6、位置 13~16 上的飞机机身首尾中心线均平行于跑道中线;位置 8~11 上的飞机机身首尾中心线均为垂直于跑道中线;位置 7 和位置 12 上的飞机机身首尾中心线与跑道中线呈 45° 夹角。当飞机位于位置 9 (下滑信标正前方)时的三维仿真模型如图 4 所示。当飞机分别位于位置 3,7,9(下滑信标正前方)以及 12 时仿真的下滑道结构对比如图 5 所示。仿真的下滑道结构用以表示进近飞机距离跑道入口的距离与 DDM 的函数关系。仪表着陆系统 I 类运行要求下滑道结构保持到 C 点,当飞机位于平行滑行道和进口滑行道姿态调整过程中(位置 7),

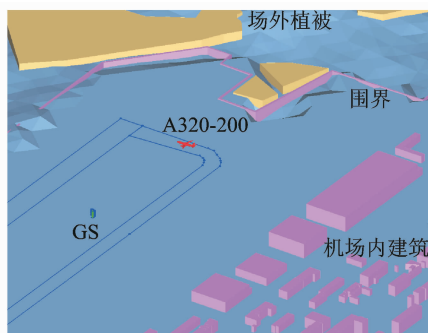


图 4 三维仿真模型

Fig. 4 Three-dimensional module of simulation

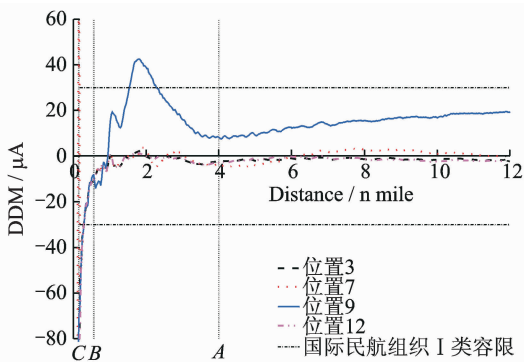


图5 仿真结果对比

Fig. 5 Contrast of simulated results

将会对C点以后的下滑道结构造成显著影响,但可以满足仪表着陆系统I类运行的要求。当飞机位于下滑信标正前方的进口滑行道上时(位置9),下滑道结构II区的DDM最大值约为 $42 \mu\text{A}$ ,超出仪表着陆系统I类运行的门限值。飞机在其余典型位置点对下滑道结构影响较小,均可满足仪表着陆系统I类运行要求。对以上16种方案进行仿真并对关键参数进行统计,如表1所示。根据统计结果,当飞机分布在下滑信标正前方的进口滑行道上时(位置7~11),将会对下滑道结构产生显著影响,当飞机位于下滑信标正前方的进口滑行道上时(位置9),下滑道结构II区的DDM最大值约为 $42 \mu\text{A}$ 。

表1 仿真关键参数统计

Tab. 1 Statistics of key simulation parameters

方案	结构II区 DDM/ $\mu\text{A}$	结构II区 DDM/ $\mu\text{A}$	结构III区 DDM/ $\mu\text{A}$	半宽度/ ( $^\circ$ )	对称性/ %
1	0.79	5.21	2.59	0.70	47.59
2	0.79	5.76	2.33	0.69	47.74
3	0.65	5.58	2.16	0.69	48.08
4	0.73	5.96	5.94	0.69	47.59
5	0.8	6.80	4.35	0.69	47.93
6	0.82	5.65	3.89	0.69	47.73
7	0.87	9.81	2.85	0.70	47.30
8	0.82	18.09	3.26	0.69	47.56
9	1.08	42.05	3.75	0.98	49.61
10	0.78	16.80	4.88	0.72	47.21
11	0.79	9.52	7.02	0.69	47.46
12	0.79	5.29	2.61	0.70	47.60
13	0.79	5.18	2.57	0.70	47.59
14	0.79	5.16	2.64	0.70	47.58
15	0.79	4.99	2.57	0.70	47.59
16	0.78	5.25	2.64	0.70	47.59

### 3 动态分析

A320-200型客机的进近地速约为 $150 \text{ km/h}$ ,地

面上排队等待起飞的客机从位置1滑行(跑)至位置12的速度约为 $21.6 \text{ km/h}$ 。若地面上的飞机从位置1连续滑跑至跑道完成起飞的过程中有飞机在大约 $10 \text{ n mile}$ 处对准五边使用下滑信标进近着陆,则地面上的飞机位置序号与空中飞机典型位置(相对于跑道入口)关系如表2所示。

表2 动态仿真中地面飞机和空中飞机的典型位置关系

Tab. 2 Typical positional relationship between ground plane and plane in air in dynamic research

地面飞机位置序号	3	7	9	12	...
空中飞机位置/n mile	9.6	8.9	8.5	7.9	...

在静态分析阶段已对位于位置1~16的飞机对下滑道结构的影响分别进行了仿真。根据表2所代表的特定位置关系,当地面飞机位于不同的位置时,取该位置下滑道结构曲线对应的空中飞机位置处的DDM值作为动态仿真结果的采样值。当飞机从下滑信标右侧方连续滑行(跑)至跑道入口并沿跑道滑跑起飞时,根据静态仿真阶段各条下滑道结构曲线不同位置的采样值,可得动态仿真的下滑道结构曲线。动态仿真的下滑道结构曲线与飞行校验曲线的对比如图6所示。仿真结果和飞行校验结果趋势一致,飞行校验曲线上 $8\sim 9 \text{ n mile}$ 处的抖动是由于下滑信标前方进口滑行道上的飞机引起的,这也是某机场飞行员长期反映下滑道信号不稳问题的主要原因。根据图5中位置9的仿真结果以及进近航空器和地面航空器的位置关系,下滑道结构抖动位置可能出现在整个进近过程中,导致航空器复飞甚至返航,影响飞行安全和机场的运行效率。

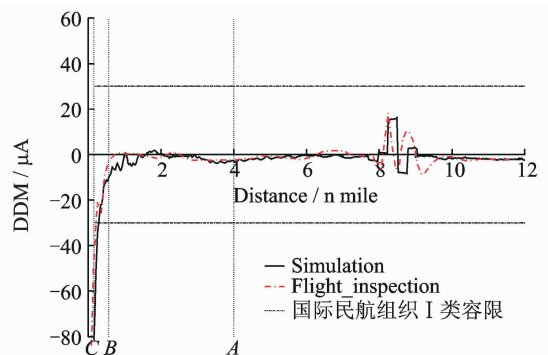


图6 动态仿真结果与校验结果对比

Fig. 6 Contrast of dynamic simulation result and flight inspection result

### 4 结论

采用PO-PTD算法,结合航空器及机场的三维模型对分布在下滑信标侧方和前方的航空器对下滑信标的影响情况进行了静态和动态研究,结论如下:

(1)下滑信标正前方进口滑行道上分布的航空器对下滑信标下滑道结构的影响显著,这也是某机场飞行员长期反映下滑道信号不稳问题的主要原因

因。在机场运行过程中,应对下滑信标台前方进口滑行道上航空器进行合理管控。

(2)当航空器在下滑信标侧方和前方的滑行道上动态滑行时,对下滑道结构产生影响的位置会出现在整个进近过程中,导致航空器复飞甚至返航,影响飞行安全和机场的运行效率。

(3)针对下滑信标设置于跑道滑行道间的机场,可考虑将下滑信标迁建至跑道对侧或者通过在下滑信标后侧增设旁通滑行道的方式消除等待起飞飞机对进近飞机的影响,提高机场运行效率。

## 参考文献:

- [1] LUCAS J G, YOUNG A C. The ILS glidepath: New designs for severe sites[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 1978,14(6):873-883.
- [2] ROEPCKE F. ILS-past and present[J]. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 1990,5(5):9-11.
- [3] 倪育德, 卢丹, 王颖, 等. 导航原理与系统[M]. 北京:清华大学出版社,2015:270-285.  
NI Yude, LU Dan, WANG Ying, et al. *Navigation principles and systems*[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2015:270-285.
- [4] 中华人民共和国国家质量监督检验检疫总局, 中国国家标准化管理委员会. GB6364—2013, 航空无线电导航台(站)电磁环境要求[S]. 北京:中国标准出版社,2013.  
General Administration of Quality, Standardization Administration of the People's Republic of China. GB6364—2013, *Electromagnetic environment requirements for aeronautical radio navigation stations* [S]. Beijing: China Standard Press,2013.
- [5] LUEBBERS R, UNGVICHIAN V, MITCHELL L. GTD terrain reflection model applied to ILS glide slope[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 1982,18(1):11-20.
- [6] POULOSE M M. An improved computer model for ILS glideslope evaluation [C]//5th Brunei International Conference on Engineering and Technology (BICET 2014). Bandar Seri Beqawan; IEEE, 2014: 1-4.
- [7] RAMAKRISHNA S, SACHIDANANDA M. Calculating the effect of uneven terrain on glide path signals[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 1974,10(3):380-384.
- [8] CHO K, KWAK Y. Multipath interference error analysis on obstacles effect[C]//2015 8th International Conference on Signal Processing, Image Processing and Pattern Recognition (SIP). Jeju; IEEE, 2015: 25-29.
- [9] 王磊, 苏东林, 谢树果, 等. 飞机进近着陆电磁环境建模与辐射分布分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2012,38(10):1369-1374.
- WANG Lei, SU Donglin, XIE Shuguo, et al. Modeling of electromagnetic environment and radiation distribution analysis for aircraft approaching and landing[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2012,38(10):1369-1374.
- [10] APAYDIN G, SEVGI L, UFIMTSEV P Y. Extension of PTD for finite objects with rounded edges: Diffraction at a soft trilateral cylinder[J]. *IEEE Antennas and Wireless Propagation Letters*, 2017,16: 2590-2593.
- [11] HUANG W F, ZHAO Z, ZHAO R, et al. GO/PO and PTD with virtual divergence factor for fast analysis of scattering from concave complex targets[J]. *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, 2015,63(5):2170-2179.
- [12] WEINMANN F. PO/PTD ray tracing for arbitrary metallic and dielectric objects[C]//2006 First European Conference on Antennas and Propagation. Nice; IEEE, 2006:1-5.
- [13] HALL T, SOARES M. Analysis of localizer and glide slope flight technical error [C]//2008 IEEE/AIAA 27th Digital Avionics Systems Conference. St Paul; IEEE, 2008:2-9.
- [14] 冀鹏. 飞行校验与精准导航一体化方法探索[J]. 中国民航大学学报, 2017,35(2):16-19.  
JI Peng. Discussion on integration of flight inspection and accurate navigation[J]. *Journal of Civil Aviation University of China*, 2017,35(2):16-19.
- [15] 金辽. Normarc M 改型下滑信标辐射场型的分析和比较[J]. 中国民航学院学报, 2000,18(3):30-34,47.  
JIN Liao. An analysis and comparison of the radiation patterns of the Normarc modified M-array glideslope[J]. *Journal of Civil Aviation University of China*, 2000,18(3):30-34,47.
- [16] 克拉特 E F. 雷达散射截面-预估、测量和缩减[M]. 阮颖铮, 陈海, 译. 北京:电子工业出版社,1988:99-124.  
KNOTT E F. *Radar cross section-estimation, measurement and reduction*[M]. Ruan Yingzheng, Chen Hai, translated. Beijing: Publishing House of Electronics Industry,1988:99-124.
- [17] 蒋相闻, 招启军, 徐国华. 基于面元边缘法的直升机 RCS 计算与分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2011, 43(3):429-434.  
JIANG Xiangwen, ZHAO Qijun, XU Guohua. Calculation and analysis of RCS of helicopter based on panel edge method[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2011,43(3):429-434.
- [18] YOUSSEF N N. Radar cross section of complex targets[J]. *Proceedings of the IEEE*, 1989,77(5):722-734.