

## 基于飞行仿真的近地告警包线计算\*

郑峰敏, 魏涛, 李泽华, 刘琛

(中航西安飞机工业集团股份有限公司, 陕西西安 710089)

**摘要:** TSO-C151b 标准中近地告警包线为通用模型设计, 未结合飞机的自身特性。为精确给出飞机过大下降速率告警包线, 通过结合飞机自身气动特性和操纵特性, 分析告警机理, 建立飞机六自由度仿真程序。依据飞机发动机数据、气动力数据、质量特性数据等, 建立仿真模型及操作程序, 实时模拟飞机各舵面的操作响应过程, 以及飞机的运动姿态和飞行轨迹, 计算飞机在不同下降速率时拉起的损失高度, 设计近地告警包线。实际试飞数据验证了模型设计合理, 计算结果准确。同时, 将仿真计算得出的告警包线与 TSO-C151b 对比, 给出适用于飞机的近地告警包线使用建议, 保证飞机飞行安全。

**关键词:** TSO-C151b; 近地告警包线; 过大下降速率; 仿真模型; 试飞

**中图分类号:** V241.0 **文献标志码:** A **开放科学(资源服务)标识码(OSID):**

**文章编号:** 1001-2486(2023)03-061-06



听语音  
聊科研  
与作者互动

## Calculation of ground proximity warning envelope based on flight simulation

ZHENG Fengmin, WEI Tao, LI Zehua, LIU Chen

(AVIC Xi'an Aircraft Industry Group Company Ltd., Xi'an 710089, China)

**Abstract:** The ground proximity warning envelope in TSO-C151b standard is a general model design without considering the characteristics of the aircraft. In order to accurately give the warning envelope of excessive descent rate of a certain aircraft, the alarm mechanism was analyzed by combining the aerodynamic characteristics and control characteristics of the aircraft, and a six degree of freedom simulation program was established. Based on the aircraft engine data, aerodynamic data and quality characteristics data, simulation models and operation procedures were established to simulate the operation response process of each rudder surface, as well as the motion attitude and flight path of the aircraft in real time. The loss height pulled up by the aircraft at different descent rates was calculated, and the ground proximity warning envelope was designed. The actual flight test data verified that the model design is reasonable and the calculation results are accurate. The alarm envelope obtained by simulation is compared with TSO-C151b, and the suggestions for the use of the ground proximity warning envelope are given to ensure the flight safety of the aircraft.

**Keywords:** TSO-C151b; ground proximity warning envelope; excessive descent rate; simulation model; flight test

目前,国内多类型飞机均在使用近地告警设备,但是过大下降速率告警模式的告警包线计算方法各不相同<sup>[1-3]</sup>,有的参考国外标准 TSO-C151b<sup>[4]</sup>,有的基于统计经验,有的直接使用民机数据。对于首次安装该设备的飞机,过大下降速率告警的关键技术研究目前还处于较空白阶段<sup>[5-8]</sup>。由于飞机的自身特点,现有经验数据并不适用,设备与飞机的适应性还需要进一步的研究。

因此,系统地研究该项技术,在了解国外飞机该项技术的设计机理的基础上<sup>[9-10]</sup>,结合自身飞机平台的特点,研究该模式下的告警原理,创建仿

真计算模型,给出适用于飞机的近地告警包线,指导飞行训练,保障飞行安全,是势在必行的。

本文正是基于此,结合过大下降速率告警模式特点,建立六自由度仿真模型,编写计算程序,实现飞行仿真。通过大量的迭代计算,模拟飞机飞行轨迹,确立最终计算方法,给出告警包线。并结合实际试飞数据及相关标准对比情况,验证计算方法的准确性。

### 1 近地告警方法与流程

过大下降速率告警模式主要用于监测飞机高度下降是否过快<sup>[11-12]</sup>,旨在为机组人员提供听觉

\* 收稿日期:2021-09-05

基金项目:国家自然科学基金青年科学基金资助项目(52106047)

作者简介:郑峰敏(1989—),女,陕西咸阳人,高级工程师,硕士,E-mail: fengminzheng@163.com

和视觉告警,以防因疏忽大意而导致的可控飞行撞地事故。告警模式示意图以及包线示意图分别如图 1、图 2 所示。低空飞行时,若下降速率过大且离地高度太低,则存在撞地危险,所以需要设置合理告警提示来提醒飞行机组调整飞机下降速率及姿态来规避危险<sup>[13-15]</sup>。

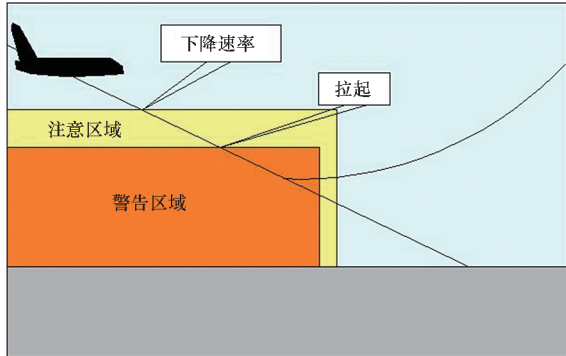


图 1 告警示意图  
Fig. 1 Alarm diagram

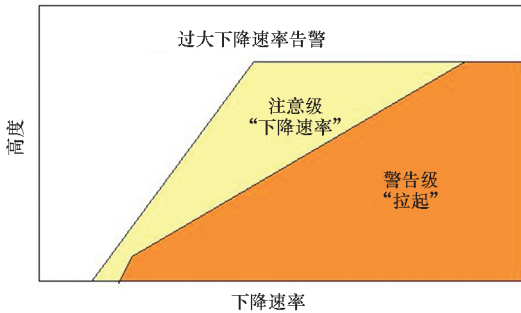


图 2 告警包线示意图  
Fig. 2 Alarm envelope diagram

### 1.1 计算方法分析

图 3 给出了过大下降速率告警模式数学模型。 $H_n$  为飞机在该下降速率下的最小离地安全高度,  $h_1$  表示飞机从告警时刻到执行改出机动时刻下降的高度;  $h_3$  包含预留的净空高度(包含模型误差和告警数据源误差等),  $h_1$ 、 $h_3$  与飞机特性无关。 $h_2$  表示飞行员操作改出时间内飞机下降

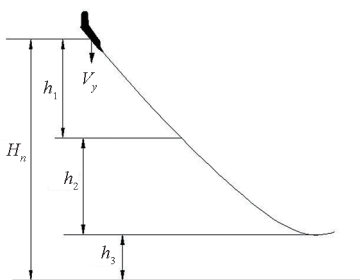


图 3 过大下降速率告警模式数学模型  
Fig. 3 Mathematical model of excessive descent rate alarm mode

的高度。

目前,一般计算并未考虑飞机的姿态变化、舵效、杆力等飞行特性影响。而是假定改出全过程,飞机以平均法向加速度来计算改出高度。然而,飞机从开始响应到下降速率为 0 时的飞行姿态是一个复杂的动态过程<sup>[16]</sup>,并不能简单地以某一过载来定义,需要结合飞机的发动机数据、气动数据、质量特性数据以及响应过程进行仿真,实时模拟飞机的运动姿态,给出全过程的运动规律,从而计算出飞机改出高度。

本文重点结合飞机的自身特点及操作规律,建立适用于飞机的近地告警计算模型,仿真计算飞机飞行轨迹,分析并验证改出高度  $h_2$  的正确性,进而给出告警包线。

### 1.2 飞行仿真模型建立

分析大下降速率告警模式的飞行特点,研究飞机在该模式下的飞行阶段和姿态,建立六自由度飞行仿真计算模型<sup>[17-18]</sup>。针对不同阶段,对方程做适当简化,保证其适用于仿真计算。

阻力方程:

$$m\dot{V} = T\cos\beta\cos(\alpha + \sigma) - D - mgs\sin\gamma \quad (1)$$

升力方程:

$$m\dot{\gamma} \cdot V = T[\sin\beta\sin\mu\cos(\alpha + \sigma) + \cos\mu \cdot \sin(\alpha + \sigma)] - Y\sin\mu + L\cos\mu - mg\cos\gamma \quad (2)$$

侧力方程:

$$m\dot{\chi} \cdot V\cos\gamma = T[-\cos(\alpha + \sigma)\sin\beta\cos\mu + \sin(\alpha + \sigma)\sin\mu] + L\sin\mu + Y\cos\mu \quad (3)$$

力矩方程:

$$\begin{cases} M = \dot{q}I_y + pr(I_x - I_z) + (p^2 - r^2)I_{xz} \\ L_{roll} = \dot{p}I_x - \dot{r}I_{xz} + qr(I_z - I_y) - pqI_{xz} \\ N = \dot{r}I_z - \dot{p}I_{xz} + pq(I_y - I_x) + qrI_{xz} \end{cases} \quad (4)$$

其中: $m$  为质量,  $V$  为速度,  $T$  为推力,  $\beta$  为侧滑角,  $\alpha$  为机身迎角,  $\sigma$  为发动机安装角,  $D$  为阻力,  $\gamma$  为航迹倾斜角,  $\mu$  为航迹滚转角,  $Y$  为侧力,  $L$  为升力,  $\chi$  为航迹方位角,  $M$  为俯仰力矩,  $q$  为俯仰角速度,  $p$  为滚转角速度,  $r$  为偏航角速度,  $L_{roll}$  为滚转力矩,  $N$  为偏航力矩,  $I_x$ 、 $I_y$ 、 $I_z$ 、 $I_{xz}$  分别为飞机相对于机体坐标系的惯性矩和惯性积。

### 1.3 仿真程序及模型求解

依据飞行仿真运动模型,编写计算程序。程序需要读入飞机的气动力数据、发动机数据、质量特性数据、铰链力矩数据、基本几何参数和飞行状态参数等,各数据库采用矩阵形式实现。

计算的理论基础是非线性运动方程的数值偏

微分,微分是通过利用飞机某一特殊飞行状态的小扰动方法进行的,它利用了程序计算出的非线性方程以及其他物理参数。仿真计算模型求解流程简化如图4所示。根据给定的时间步长进行四阶 Runge-Kutta 方法积分,求解六自由度运动方程,计算出飞机的位置、姿态以及速度、角度等参数,根据计算所得信息,继续求解气动力,逐点运算,直至仿真结束。

将仿真计算的高度损失与地形模型高度相比较,找出飞行状态空间中飞机临界撞地点。记录所有临界撞地点信息,统计给出高度损失值。结合已知数学模型,曲线拟合后可得飞机的近地告警曲线。

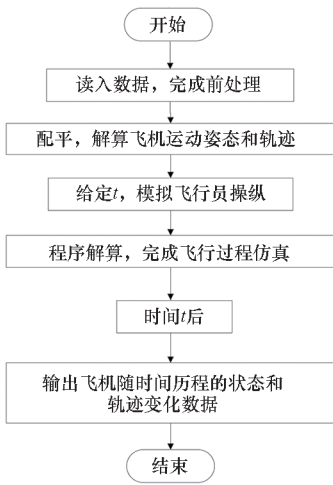


图4 仿真计算模型简化流程

Fig.4 Simplified flow chart of simulation calculation model

## 2 告警包线的确定

近地告警包线是系统是否需要报警的唯一依据,因此它的设计及计算是近地告警系统研究中的关键技术,本节目的是确定告警包线的计算方法。以前述告警机理及仿真模型为基础,结合飞机的构型、重量、高度等基本要素,利用已建立的仿真模型,模拟飞机的飞行状态。通过不断的迭代计算,摸索飞机在不同下降速率下的高度损失范围。结合飞行员日常操作习惯,调整仿真计算口令,模拟最接近实际飞行的操作响应,从而确定告警包线。

### 2.1 计算模型

将最大下降速率告警包线的计算分为三部分:

- 1) 反应延迟阶段——飞行员操作前反应时间对应的高度损失  $h_1$ ;
- 2) 拉升逃逸阶段——飞机拉杆后到下降速

率为0时的高度损失  $h_2$ ;

- 3) 安全净空高度  $h_3$ 。

这三者所对应的垂直高度的叠加即为飞机在该模式下不同下降速率所对应的最小离地安全高度,由此给出该告警模式下的包线。

#### 2.1.1 反应延迟阶段

该阶段主要反映飞行员在操作前的反应延迟时间,根据操作者习惯而定。结合飞行员的实际操作情况,给出反应时间为  $T_0$ 。

则反应延迟阶段的高度损失为:

$$h_1 = V_y \cdot T_0(V_y) = k_1 \cdot V_y^2 \quad (5)$$

式中,飞行员操作前反应时间  $T_0$  是下降速率  $V_y$  的函数,  $V_y$  越大,则该阶段的高度损失越大。

#### 2.1.2 拉升逃逸阶段

该阶段比较复杂,需要结合飞机的飞行特性,进行六自由度仿真计算,模拟飞机整个操作过程,包括各舵面的操作响应等。现给出仿真计算操作流程:

1) 初始状态。设飞机的初始重量为  $G_0$ ,高度为  $h_0$ ,下降速率为0,水平速度为  $V_0$ ,此时飞机处于配平状态。

2) 收油门杆。调整油门杆位置,使发动机推力调至慢车,保持仿真计算,飞机下降速率逐渐增大。当下降速率增大到规定的  $V_{y0}$ 、高度降至规定的操作高度  $h_{01}$ 时,此步需要反复迭代试算。

3) 反应。预设1s飞机响应时间。

4) 推油门杆、拉杆。调整油门杆位置,由发动机慢车推力上调至额定推力;拉杆,使飞机过载为  $N_y$ (以不超过飞机的最大结构过载限制为原则,同时考虑机组人员的可操作性以及保留足够的安全裕度,具体数据视情而定);该动作均是1s完成。

5) 保持。握杆保持,飞机下降速率逐渐减小,直至进入爬升状态。

#### 2.1.3 安全净空高度

标准 TSO-C151b<sup>[4]</sup>中给出的最小地形净空值为定值。本文结合实际使用经验给出的安全净空值是随着下降速率的增大而增大的。

安全净空高度:

$$h_3 = f(V_y) = k_2 \cdot V_y + b \quad (6)$$

### 2.2 改出高度 $h_2$ 计算结果及分析

因  $h_1$  和  $h_3$  计算公式非常明确,主要针对  $h_2$  进行仿真模拟。计算飞机在不同的操作高度、构型、重量、过载时,  $h_2$  随下降速率变化的情况,并对计算结果进行分析。假定下降速率为  $V_{y1} \sim V_{y4}$

( $V_{y1} < V_{y2} < V_{y3} < V_{y4}$ ), 过载为  $1.5g \sim 3g$ , 构型为 A、B、C, 重量为  $G_1、G_2$ 。

图 5 给出飞机在某一构型、过载及重量下, 下降速率  $V_{y1} \sim V_{y4}$  ( $V_{y1} < V_{y2} < V_{y3} < V_{y4}$ ), 飞机在操作高度为  $200 \sim 1\ 000\ m$  拉起时, 拉升逃逸阶段改出高度  $h_2$  的变化曲线。图 6、图 7 给出不同构型、不同重量时  $h_2$  的变化趋势曲线图。图 8 给出飞机不同拉起过载的变化对损失高度的影响。图 9、图 10 给出飞机不同下降速率下飞机拉起过程中的飞行轨迹曲线图, 以及拉起过程中下降速率随着时间变化的曲线图。

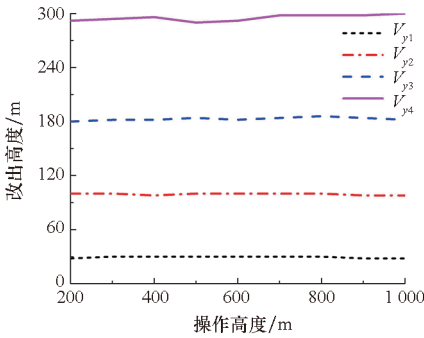


图 5  $h_2$  随操作高度变化曲线

Fig. 5 Variation curve of  $h_2$  with operating height

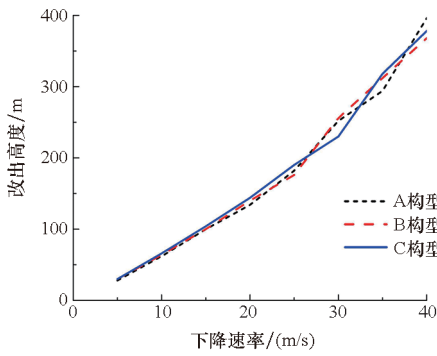


图 6 不同构型下  $h_2$  变化曲线

Fig. 6  $h_2$  variation curve under different configurations

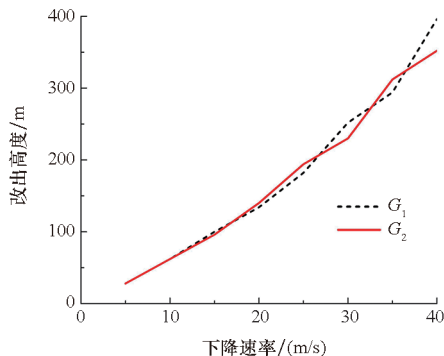


图 7 不同重量下  $h_2$  变化曲线

Fig. 7  $h_2$  variation curve under different weight

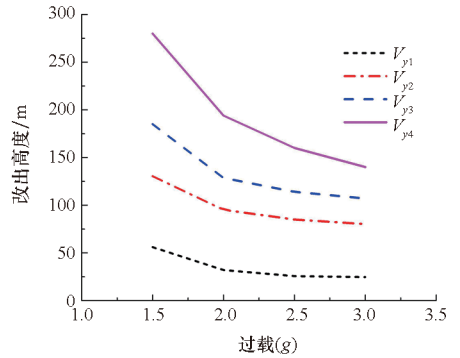


图 8 不同过载下  $h_2$  变化曲线

Fig. 8  $h_2$  variation curve under different overload

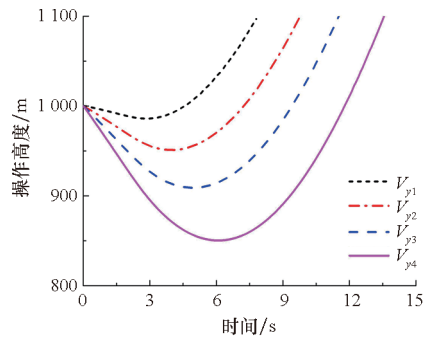


图 9 改出过程中的飞行轨迹曲线

Fig. 9 Flight trajectory curve during modification

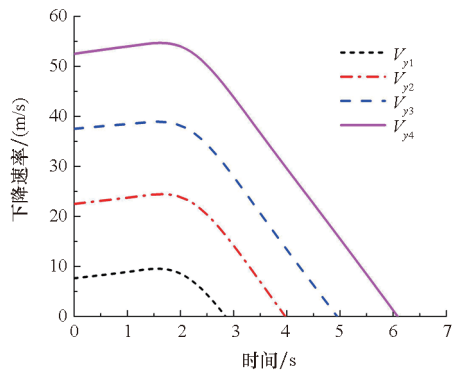


图 10 改出过程中的下降速率变化曲线

Fig. 10 Variation curve of descent rate during modification

计算结果分析:

1) 由图 5 可知, 随着下降速率的增大,  $h_2$  增大; 下降速率相同时, 飞机拉起时下降速率为 0 时的高度损失与初始操作高度无关。这是因为在高度  $1\ 000\ m$  以下计算, 密度基本无变化, 损失高度不受操作高度的限制。图中的微小波动是由飞机初始配平状态的细微差异导致的。

2) 由图 6、图 7 可知, 不同构型同一重量, 或者同一构型不同重量, 当飞机的下降速率相同时,  $h_2$  在小下降速率时相同, 在大下降速率时有波动, 但趋势一致, 数量级相差很小, 可以认为  $h_2$  不随构型、重量变化。大下降速率时的波动也是由飞机初

始配平状态的不同导致的。这与重量越大改出高度越大的直观理解不同,主要是因为虽然重量或者构型不同,但是设定的拉起过载是确定的,当拉起过载确定时,向上的加速度确定,且由于飞机机械式操作机构的特点,从拉起下降到速率为0的用时较短,损失高度基本相当。这间接表明,在仿真计算时构型、重量的变化对计算结果的影响不大。但不同重量、构型下拉起相同过载时飞行员所受杆力不同,重量越大、外挂构型越复杂则杆力越大。

3)由图8可知,飞机的拉起过载越小,下降速率越大,则所需改出高度越大,且并不是线性变化的,小过载时需要的改出高度更大。由图9、图10可知,随着下降速率的增大,飞机拉起所需的改出高度越大,所需的改出时间越长;改出过程中,下降速率均是先增大后减小,符合实际操作规律。

通过大量的迭代计算结果分析可以得出:飞机在拉升逃逸阶段时,若拉起过载确定时,改出高度只和飞机的下降速率、操作流程有关,与构型、操作高度、重量关系不大;过载不同时,过载越小,需要的改出高度越大。

### 2.3 试飞结果对比

图11给出在某一下降速率下,模拟仿真计算结果及试验试飞结果<sup>[19]</sup>对比。可以看出,仿真计算结果大于试飞计算结果,但相差很小,误差在5%左右。这说明模拟仿真计算结果较准确地给出了飞机在大下降速率下的实际高度损失数值,并验证了仿真计算结果的准确性。可以认为本文中给出的告警包线即为该飞机最大下降速率告警模式的包线。

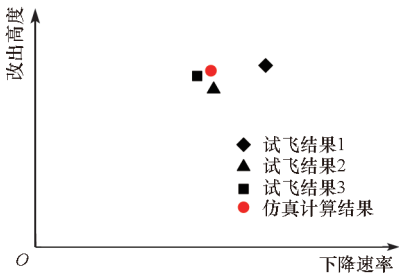


图11 试飞数据与仿真计算结果对比

Fig. 11 Comparison between flight test data and simulation calculation results

## 3 仿真告警包线与 TSO-C151b 包线对比分析

### 3.1 TSO-C151b 告警包线

TSO-C151b 标准中给出飞机在不同下降速率

下的告警标准<sup>[4]</sup>。具体计算原理与仿真计算模型相似,亦是將告警包线分成三段,分别为:飞行员响应时间,最小为 3.0 s;拉起恒加速度,为 0.25g;最小地形净空值,地平面之上为 152 m。三者之和为警告级告警值,注意级告警则是在 305 m 安全净空基础上加上下降速率的 20%。

表1 引用 TSO-C151b 标准,其中列出了在下降速率分别为 305 m/min、610 m/min、1 219 m/min 时的告警标准,按照其规定的计算方法及原则给出警告级、注意级告警值。

表1 TSO-C151b 中的告警标准<sup>[4]</sup>  
Tab. 1 Alarm standard in TSO-C151b<sup>[4]</sup>

下降速率/(m/min)	驾驶员 3 s 迟滞损失的高度/m	以 0.25g 恒加速度拉起所需高度/m	恢复机动的总高度损失/m	TAWS 最低警告级告警高度(地形之上)/m	最大注意级告警高度(地形之上)/m
305	16	5	21	173	366
610	31	21	52	204	427
1 219	61	85	146	298	548

### 3.2 两种告警包线对比

按照第2节中计算原理绘制基于飞行仿真的告警包线,按照3.1节绘制以 TSO-C151b 标准给出的包线,将两者进行对比,如图12所示。明显可以发现,以 TSO-C151b 标准计算的包线,在小下降速率时大于仿真计算数据,随着下降速率的增大,其值逐渐小于仿真计算结果。因其未考虑飞机的实际气动特性和操纵响应,所得包线并不适用于该型飞机,只能作为参考。

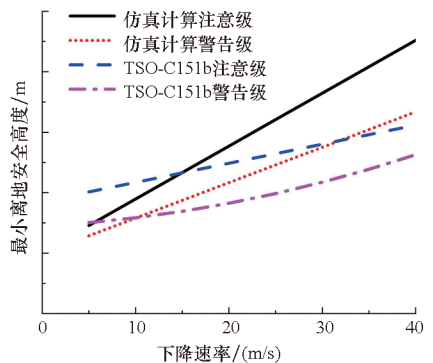


图12 告警包线仿真结果与标准的对比

Fig. 12 comparison between alarm envelope simulation results and standards

因此,基于安全的考虑,告警包线的绘制应按照本文中给出的计算方式,基于飞行仿真,结合飞

机飞行特性,给出合理可行的包线范围,既不过分严格,又能在飞机可达到的边界点告警,保证飞行安全的同时,达到近地后告警的目的。

### 4 结论

通过建立飞机的飞行运动模型和轨迹模型,仿真模拟飞机遇到危险时的动态响应及改出过程,高效地实现了近地告警包线的计算。通过实际试飞结果,验证模拟仿真的合理性和正确性。结合与 TSO-C151b 标准中计算方法对比,进一步说明了本文飞行仿真的必要性和精确性。为飞机的近地告警设备使用提供支撑,保证飞机遇到危险时及时规避危险,确保飞行安全。

### 参考文献 (References)

[1] 薛建良. 直升机近地告警与空中防撞综合仿真技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.  
XUE J L. Research on the integrated simulation of helicopter terrain awareness and traffic collision avoidance system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020. (in Chinese)

[2] 杨超. 地形感知和告警系统(TAWS)研究及仿真实现[D]. 上海: 上海交通大学, 2011.  
YANG C. Terrain awareness and warning system in civil aircraft and the simulation realization [D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2011. (in Chinese)

[3] 陈广永. 近地告警系统报警曲线算法模型与控制仿真研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.  
CHEN G Y. Research on the algorithm model of aircraft GPWS alarm threshold and control simulation[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)

[4] Department of Transportation Federal Aviation Administration. Technical standard order: TSO-C151b [S/OL]. [2019 - 03 - 05]. <https://www.seaerospace.com/documents/installs/tsoc151b.pdf>.

[5] 惠文婧, 董振宇, 陈韵秋. 近地告警系统仿真试验平台设计与实现[J]. 中国设备工程, 2020(1): 234 - 235.  
HUI W J, DONG Z Y, CHEN Y Q. Design and implementation of simulation test platform for near-earth warning system [J]. China Plant Engineering, 2020 (1): 234 - 235. (in Chinese)

[6] 吴秀芝, 马亮, 高胜林. 基于 SCADE 的近地告警系统软件设计及应用[J]. 航空电子技术, 2019, 50(2): 41 - 46, 52.  
WU X Z, MA L, GAO S L. Software design and application of GPWS based on SCADE platform [J]. Avionics Technology, 2019, 50(2): 41 - 46, 52. (in Chinese)

[7] 雷创. 基于系统性能的近地告警技术研究[J]. 现代导航, 2021, 12(4): 246 - 250.  
LEI C. Research of ground proximity warning based on system characteristic[J]. Modern Navigation, 2021, 12(4): 246 - 250. (in Chinese)

[8] 赵晓晴. 基于飞行仿真的近地告警验证系统的研究与实现[D]. 天津: 中国民航大学, 2015.

ZHAO X Q. Research and achieve of ground proximity warning verification system based on flight simulation [D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2015. (in Chinese)

[9] 周涛, 刘峰. 基于虚拟三维飞行环境的近地告警验证系统设计[C]//第八届民用飞机航电国际论坛论文集, 2019: 411 - 415.  
ZHOU T, LIU F. Design of ground proximity warning verification system based on virtual three-dimensional flight environment [C]//Proceedings of the 8th International Forum on Civil Aircraft Avionics, 2019: 411 - 415. (in Chinese)

[10] KUCCHAR J K. Markov model of terrain for evaluation of ground proximity warning system thresholds [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2001, 24 (3): 428 - 435.

[11] WIOLLAND K. Enhanced ground proximity warning system evolve, provide greater safety [J]. Avionics News, 2007: 38 - 40.

[12] 范峥, 刘庆念, 沈屹民. 飞行程序设计地形接近率与近地告警的关系 [J]. 中国民航飞行学院学报, 2019, 30(4): 29 - 31.  
FAN Z, LIU Q N, SHEN Y M. Relationship between terrain closure rate and ground proximity warning in flight procedure design [J]. Journal of Civil Aviation Flight University of China, 2019, 30(4): 29 - 31. (in Chinese)

[13] 钱云燕. “地形感知与告警系统”阈值研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2013.  
QIAN Y Y. Threshold study of terrain awareness and warning system [D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2013. (in Chinese)

[14] 郑晟, 江驹. 近地告警系统报警曲线阈值研究方法[J]. 计算机仿真, 2011, 28(2): 67 - 71.  
ZHENG S, JIANG J. A new approach for GPWS alarm threshold [J]. Computer Simulation, 2011, 28(2): 67 - 71. (in Chinese)

[15] 夏小春, 王键, 赵晓晴. 一种便携式近地告警测试设备的设计与实现[J]. 信息技术与网络安全, 2018, 37(10): 62 - 65.  
XIA X C, WANG J, ZHAO X Q. Design and implementation of a portable test equipment about ground proximity warning system [J]. Information Technology and Network Security, 2018, 37(10): 62 - 65. (in Chinese)

[16] 李素娟, 戢凤. 近地告警三维视景飞行仿真测试平台设计[J]. 电光与控制, 2020, 27(4): 108 - 112.  
LI S J, JI F. Design of a test platform for GPWS based on 3D scene and flight simulation [J]. Electronics Optics & Control, 2020, 27(4): 108 - 112. (in Chinese)

[17] 陈廷楠. 飞机飞行性能品质与控制[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.  
CHEN T N. Aircraft flight performance quality and control [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007. (in Chinese)

[18] 常兆龙. 基于 PowerPC 的增强型近地告警系统技术[D]. 成都: 电子科技大学, 2018.  
CHANG Z L. PowerPC-based enhanced ground proximity warning system technology [D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2018. (in Chinese)

[19] 杨剑, 曹红旗, 李靖. 近地告警系统飞行试验技术[J]. 航空电子技术, 2010, 41(3): 41 - 45, 50.  
YANG J, CAO H Q, LI J. GPWS flight test technology [J]. Avionics Technology, 2010, 41 (3): 41 - 45, 50. (in Chinese)