

民用飞机着陆灯安装角度分析方法

Analysis on Installation Angle of Landing Light in Civil Aircraft

王 佳/Wang Jia

(上海飞机设计研究院, 上海 200436)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 200436, China)

摘 要:

确定着陆灯安装角度是民用飞机着陆灯系统设计的重要环节, 提出一种以主起落架旋转点为参考基准的着陆灯安装角度分析方法, 并以某型号民用飞机为例, 推算最佳安装角度。通过仿真证明该分析方法思路清晰、计算简单、实用性强, 对民用飞机着陆灯系统设计具有一定参考价值。

关键词: 着陆灯; 安装; 角度

[Abstract] Determining the installation angle of each landing light is an important link of landing light system design. This paper proposes an analyzing method of landing light installation angle basing on main landing gear. And take a civil aircraft as an example analyzes the optimal installation angle. The simulation indicates that this method is characterized by clear thinking, simplified calculation and practicability for application. The research of this paper makes contributions to the design of landing light system.

[Keywords] Landing Light; Installation; Angle

0 引言

着陆灯 (Landing Light) 是民用飞机重要的外部照明设备, 为飞机夜间安全着陆提供足够的光线。飞机在夜间着陆时, 着陆灯照明着陆场地, 使飞行员能清晰地目测飞机与跑道的相对位置以及飞行高度, 安全地操纵飞机着陆与地面滑行, 确保飞机安全着陆。

民用飞机通常安装两个或两个以上的着陆灯, 一般安装在飞机的起落架支柱、机翼前缘或合适的整流罩上。着陆灯安装的水平角度通常朝向正前方, 俯仰角度需根据飞机的姿态确定。

确定着陆灯的安装角度是民用飞机着陆灯系统设计的重要环节, CCAR25部1383(a)(3)条款仅对着陆灯系统设计提出了定性的要求, 即为飞机夜间着陆提供足够的光线, 但未对照明区域、照明指标提出明确要求。因此, 作为着陆灯系统的设计要求, 1383(a)(3)条款显然不够明确。美国机动车工程师学会 (Society of Automotive Engineers) 编写的SAE-ARP693《着陆和滑行灯安装设计标准》(Landing and Taxi-Design Criteria for Installation) 为着陆灯系统设计提供了明确的建议指标, 本文将参考SAE-ARP693, 介绍一种以主起落架旋转点为参考基准的着陆灯安装角度分析方法, 并以某型号民用飞机为例, 推算最佳安装角度。通过仿真证明该分析方法思路清晰、计算简单、实用性强, 对

民用飞机着陆灯系统设计具有一定参考价值。

1 分析模型

1.1 着陆灯安装位置

着陆灯安装位置有多种选择, 可以安装在前起落架支柱上、主起落架支柱上、机翼前缘以及整流罩上等。本文将着陆灯安装在前起落架支柱和左、右翼根处为例, 介绍安装角度的分析方法。本方法同样适用于着陆灯安装在飞机其他位置的情况, 可进行类比、推导、计算。

1.2 着陆灯功能划分

根据SAE-ARP693, 可将飞机在进场、触地、滑行三种姿态下所需照明区域、照明指标作为着陆灯系统的设计要求。当单个着陆灯无法同时覆盖进场、触地、滑行三种姿态下所需照明区域时, 可以对着陆灯系统进行分工。本文假设飞机在进场、触地姿态下, 翼根着陆灯起主要照明作用; 在滑行姿态下前起着陆灯起主要照明作用。本方法对其他形式分工同样适用, 可类比对着陆灯系统进行其他形式分工设计。

1.3 点光源近似计算

当光源尺寸比光源到计算点之间的距离小得多时, 可将光源视为点光源。一般圆盘发光体的直径不大于照射距离的 $1/5$, 线状发光体的长度不大于照射距离的

1/4。按点光源进行照度计算时误差均小于5%，可采用距离平方反比定律及余弦定律计算点光源产生的点照度。飞机着陆灯体积通常较小，出光平面约 $\phi 200\text{mm}$ ，在驾驶员前方1200ft、400ft、300ft地面的照度完全可以通过将着陆灯近似成点光源进行简化计算。

1.4 灯罩损失

固定式着陆灯通常安装在机翼或整流罩内部，光线需透过灯罩照射到跑道上。灯罩的透射损失与灯罩的材料、形状等因素有关，本文将重点介绍着陆灯角度的计算，对投射损失不做详细分析，仅假设灯罩的透光率为 $a\%$ 作近似计算。

2 着陆灯安装角度分析

2.1 坐标转换

在进场-触地-滑行状态下，飞机的俯仰姿态角、高度是不断变化的。在这一过程中，驾驶员眼位以及各着陆灯相对飞机坐标系的位置可以认为是不变的，为简化计算，将驾驶员眼位和着陆灯投影到YOZ平面上，如图1所示。假设主起旋转点为原点，飞机航向为正方向，则各着陆灯的位置可以通过距原点的距离和与正方向的夹角来表示。

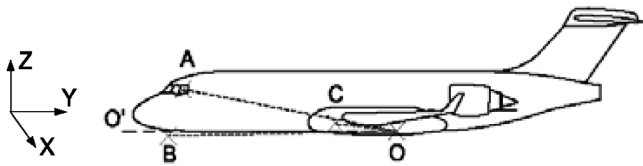


图1 驾驶员眼位和着陆灯在YOZ平面上投影

如图1所示，在飞机坐标系下：

主起旋转点O: (y_O, z_O) ;

驾驶员眼位A: (y_A, z_A) ;

前起着陆灯B: (y_B, z_B) ;

翼根着陆灯C: (y_C, z_C) 。

以主起旋转点O为原点，飞机航向 OO' 为正方向，O、A、B、C点可以用与原点的距离 ρ 和与正方向的夹角 θ 表示。

主起旋转点O: $(0, 0)$;

驾驶员眼位A: (ρ_A, θ_A) ;

前起着陆灯B: (ρ_B, θ_B) ;

翼根着陆灯C: (ρ_C, θ_C) 。

2.2 进场姿态

假设飞机进场时，主起旋转点O距地面高度为 h （参考SAE-ARP693， $h=100\text{ft}$ ），俯仰姿态角为 α ，翼根着陆灯起主要照明作用，如图2所示。

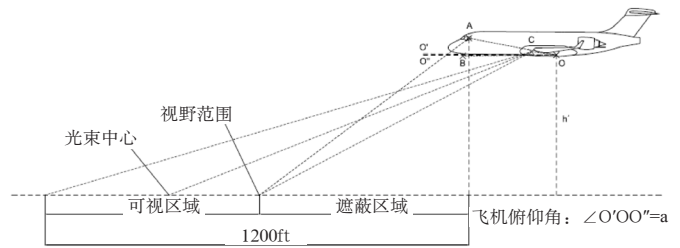


图2 进场姿态着陆灯照明

驾驶员眼位A距地面高度为：

$$h_A = \rho_A \sin(\theta_A + \alpha) + h \quad (1)$$

翼根着陆灯C距地面高度为：

$$h_C = \rho_C \sin(\theta_C + \alpha) + h \quad (2)$$

翼根着陆灯C与驾驶员眼位A的水平距离为：

$$d_{CA} = |\rho_C \cos(\theta_C + \alpha) - \rho_A \cos(\theta_A + \alpha)| \quad (3)$$

设驾驶员在垂直方向视野下眼角为 δ ，参考SAE-ARP693，驾驶员在跑道上的可视区域范围为：

$$l_{lim1} = h_A / \tan(\delta - \alpha) \quad (4)$$

$$l_{lim2} = 1200\text{ft}$$

设灯具的安装俯仰角度为 ε ，则驾驶员在跑道上的可视区域边界线与灯具出光角对应关系为：

$$\omega_{lim1} = a \tan\left(\frac{h_C}{l_{lim1} + d_{CA}}\right) - (\varepsilon - \alpha) \quad (5)$$

$$\omega_{lim2} = (\varepsilon - \alpha) - a \tan\left(\frac{h_C}{l_{lim2} + d_{CA}}\right)$$

根据灯具光强分布曲线，可知 ω_{lim1} 、 ω_{lim2} 角度对应的的光强分别为 I_{lim1} 、 I_{lim2} ，则可视区域边界线处照度值分别为：

$$E_{lim1} = \frac{I_{lim1}}{(l_{lim1} + d_{CA})^2 + h_C^2} \cos\left(a \tan \frac{h_C}{l_{lim1} + d_{CA}}\right) \quad (6)$$

$$E_{lim2} = \frac{I_{lim2}}{(l_{lim2} + d_{CA})^2 + h_C^2} \cos\left(a \tan \frac{h_C}{l_{lim2} + d_{CA}}\right)$$

即，飞机在进场姿态下，单个翼根着陆灯在驾驶员最近可视区域照度为 E_{lim1} ，驾驶员正前方1200ft照度为 E_{lim2} 。

2.3 触地姿态

假设飞机触地时俯仰姿态角为 α' ，主起旋转点O距地面高度 h' ，翼根着陆灯起主要照明作用，如图3所示。

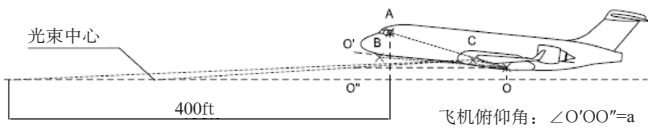


图3 触地姿态着陆灯照明

驾驶员眼位A距地面高度为:

$$h'_A = \rho_A \sin(\theta_A + \alpha') + h' \quad (7)$$

翼根着陆灯C距地面高度为:

$$h'_C = \rho_C \sin(\theta_C + \alpha') + h' \quad (8)$$

翼根着陆灯C与驾驶员眼位A的水平距离为:

$$d'_{CA} = |\rho_A \cos(\theta_A + \alpha') - \rho_C \cos(\theta_C + \alpha')| \quad (9)$$

则驾驶员正前方 l' 处 (参考SAE-ARP693, $l'=400\text{ft}$) 与着陆灯出光角对应关系为:

$$\omega_r = (\varepsilon - \alpha') - a \tan\left(\frac{h'_C}{l' + d'_{CA}}\right) \quad (10)$$

根据灯具光强分布曲线, ω_r 对应的光强为 I_r , 则该处照度值为:

$$E_r = \frac{I_r}{(l' + d'_{CA})^2 + h'^2_C} \cos\left(a \tan\frac{h'_C}{l' + d'_{CA}}\right) \quad (11)$$

即, 飞机在触地姿态下, 单个翼根着陆灯在驾驶员正前方400ft处照度为 E_r 。

2.4 滑行姿态

假设飞机滑行时俯仰姿态角可近似为 0° , 主起旋转折点O距地面高度同为 h' , 前起着陆灯起主要照明作用, 如图4所示。

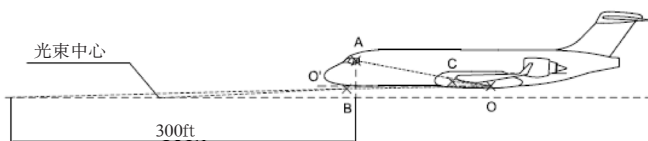


图4 滑行姿态着陆灯照明

驾驶员眼位A距地面高度为:

$$h''_A = \rho_A \sin(\theta_A) + h' \quad (12)$$

前起着陆灯B距地面高度为:

$$h''_B = \rho_B \sin(\theta_B) + h' \quad (13)$$

前起着陆灯B与驾驶员眼位A的水平距离为:

$$d''_{BA} = |\rho_B \cos(\theta_B) - \rho_A \cos(\theta_A)| \quad (14)$$

则驾驶员正前方 l'' 处 (参考SAE-ARP693, $l''=300\text{ft}$) 与着陆灯出光角对应关系为:

$$\omega_r = \varepsilon - a \tan\left(\frac{h''_B}{l'' + d''_{BA}}\right) \quad (15)$$

根据灯具光强分布曲线, ω_r 对应的光强为 I_r , 则该处照度值为:

$$E_r = \frac{I_r}{(l'' + d''_{BA})^2 + h''^2_B} \cos\left(a \tan\frac{h''_B}{l'' + d''_{BA}}\right) \quad (16)$$

即, 飞机在滑行姿态下, 前起着陆灯在驾驶员正前方300ft处照度为 E_r 。

3 数据处理

通过上述计算, 得到以下数据:

(1) 在进场姿态下, 单个翼根着陆灯在驾驶员最近可视区域照度为 E_{lim1} , 驾驶员正前方1200ft照度为 E_{lim2} 。

(2) 在触地姿态下, 单个翼根着陆灯在驾驶员正前方400ft处照度为 E_r 。

(3) 在滑行姿态下, 前起着陆灯在驾驶员正前方300ft处照度为 E_r 。

为使驾驶员获得清晰、舒适的视野, 着陆灯通常安装在靠近飞机中心线的位置 (如前起落架支柱上), 或左、右对称安装 (如左、右翼根处)。当着陆灯左、右对称安装时, 需要将左侧着陆灯和右侧着陆灯的照明效果进行叠加, 即:

(1) 在进场姿态下, 左、右翼根着陆灯在驾驶员最近可视区域照度为 $2a\%E_{lim1}$, 驾驶员正前方1200ft照度为 $2a\%E_{lim2}$ 。

(2) 在触地姿态下, 单个翼根着陆灯在驾驶员正前方400ft处照度为 $2a\%E_r$ 。

如果左、右对称安装的着陆灯相距较远, 则需要考虑灯具水平光分布的影响。

根据SAE-ARP693, 着陆灯的安装角度的设计需覆盖以下照明区域并满足相应照明指标:

(1) 在进场姿态下, 驾驶员最近可视区域至正前方1200ft区域内应有光线覆盖;

(2) 在触地姿态下, 保证驾驶员正前方400ft处最小照度为21.5lx;

(3) 在滑行姿态下, 保证驾驶员正前方300ft处最小照度为5.9lx。

4 计算及仿真

参照上述计算方法, 针对某70-90座级中短程支线客机的着陆灯安装角度进行计算分析, 得到着陆灯系统的最佳安装角度。

通过仿真可知,飞机在进场姿态下,驾驶员正前方1200ft处照度为4.5lx;在触地姿态下,驾驶员前方400ft处照度为35lx;在滑行姿态下,驾驶员前方300ft处照度为11lx。

5 结论

着陆灯角度的设计是民用飞机照明系统的重要设计环节,本文介绍的以主起落架旋转点为参考基准的着陆灯系统安装角度计算方法思路清晰、计算简单、实用性

强,对民用飞机照明设计具有一定参考价值。

参考文献:

- [1] SAE International Group. Landing and Taxiing Lights – Design Criteria for Installation. Rev C.
- [2] 北京照明学会照明设计专业委员会.照明设计手册[M].北京:中国电力出版社,2006:188-193.
- [3] 郑作棣.运输类飞机适航标准技术咨询手册[M].北京:航空工业出版社,1995:F56-F57.

(上接第12页)

表1 航电系统网络权衡的决策矩阵

因素	完整性		可用性		速率		总值
	Wt. =2.0		Wt. =1.0		Wt. =2.5		
	U	W	U	W	U	W	
可行方案							
网络方案1	0.8	1.6	0.7	0.7	0.6	1.5	3.8
网络方案2	0.7	1.4	0.9	0.9	0.4	1.0	3.3
网络方案3	0.6	1.2	0.7	0.7	0.8	2.0	3.9
网络方案4	0.5	1.0	0.5	0.5	0.9	2.25	3.75
U=效用值							
W=权重值							

4.3 灵敏度分析

表1也反映了效用曲线法存在的一个问题。在该方法中,效用曲线和决策矩阵中的权重因子都是可以变化的,有一定的随机性。表1中,三个网络方案1、3、4的评估分数都在3.8左右,即对于效用曲线或者决策矩阵中的权重因子,若有一点变化,可能导致最佳方案选择的变化。所以,类似于表1这种情况,应该进行灵敏度分析,研究随着效用曲线和权重因子的变化,最佳方案的选择是如何变化的。决策者应根据研究结果修改评估标准,消除评估标准对微小变化的敏感度。

针对表1中存在的问题,一种简单的解决办法就是将各个需要考虑的因素的权重因子进行再评估。再评估的标准是:权重因子相较以前更能为客户带来收益。比如,在实例中,客户更关心的是网络的传输速率,应将速率的权重值增大,则第四种方案将为最佳方案。

在开发或者修改效用曲线和决策矩阵的权重因子时,最关键的是要与客户和决策者进行沟通。很多需要灵敏度分析的问题,不会像表1所示的那样明显。在各可选方案的最终评估分数中,不应有明显的灵敏性。因此为了确保权衡研究的生存能力,在权衡研究中应坚持进行灵敏度分析,以检查权衡研究中所选方法是否正确。

5 结论

本文首先阐明了权衡研究在航电系统开发过程中的必要性和重要性;然后说明了权衡研究在航电系统开发过程各阶段中的作用;接着分析了开发权衡研究应遵循

的过程;最后将权衡研究分析方法中的效用曲线法应用到了航电系统的网络权衡中,并提出航电系统开发过程中如何进行权衡研究的一些建议。

通过上述分析和研究,表明权衡研究在航电系统开发过程中具有重要意义,是确保航电系统满足适航要求和用户需求、保证飞机型号成功的一种有效方法。

参考文献:

- [1] Ian Moir, Allan Seabridge. Civil Avionics System [M]. B. London and Bury St Edmunds, UK: Professional Engineering Publishing, 2003:xvi.
- [2] Ian Moir, Allan Seabridge. Civil Avionics System [M]. B. London and Bury St Edmunds, UK: Professional Engineering Publishing, 2003:33.
- [3] Mavris D N, DeLamaais D. An integrated approach to military aircraft selection and concept evaluation [R]. AIAA 953921,1995.
- [4] Raymer D P. Aircraft design: A concept approach [M]. AIAA Education Series, 1992.
- [5] 解建喜.飞行器顶层设计决策权权衡研究[C].中国航空学会青年科技论坛文集,1999.
- [6] Kirby M R, Mavris D N. A method for technology selection based on B benefit, available schedule and budget resource [R].SAE 2000-01-5563, 2000.
- [7] Cartagena M A, Rosorio, J E, Mavris D N. A method for technology identification, evaluation and selection of aircraft propulsion system[R]. AIAA-2000-3712,2000.
- [8] Toch B, German B, Mavris D. Adaptive selection engine technology solution sets from a large combinatorial space[R]. AIAA 2001-3208,2001.
- [9] Mavris D N, Mantis G, Kirby M R. Demonstration of a probabilistic technique for the determination of economic viability[R]. AIAA-97-5585.
- [10] Mavris D N, Delaurentis D A. A stochastic design approach for aircraft affordability [R]. ICAS Paper 98-6.1.3, 1998.
- [11] Mavris D N, Soban D S, Largent M C. An application of a technology impact forecasting method to an uninhabited combat serial vehicle[R]. SAE 99-01-5633,1999.
- [12] Hacker K. Comparison of design methodologies in the preliminary design of a passenger aircraft[R]. AIAA 99-0011, 1999.
- [13] Future aircraft technology enhancement[R]. A report by Boeing-Phantorn, 1997.