

舰载机着舰中灯光角度设置研究

陈胜杰*, 贾晓鹏, 刘静

中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089

摘要: 舰载机着舰过程中要求飞机轨迹控制非常精确, 菲涅尔光学助降系统作为高度控制重要参考因素, 能够为飞行员实时提供飞机高度所处位置及高度运动趋势。本文通过对菲涅尔灯光基准角度设置进行理论分析, 确定最有利设置方法, 对不同自然风及舰速下所需角度设置进行计算与分析, 并对角度设置对钩眼距影响进行研究。

关键词: 舰载机; 菲涅尔灯光系统; 灯光基准角; 钩眼距

中图分类号: V271.4+9 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2016) 10-0068-05

舰载机在着舰飞行中, 由于着舰甲板非常有限, 需要非常精确的控制飞机高度和方向才能安全、准确地完成最终着舰。着舰过程中, 方向控制主要通过副翼及垂尾操纵实现, 飞行员参照甲板跑道中心线, 使飞机轨迹尽可能保持在中心延长线上; 高度方面, 主要参照助光学助降系统 (目前最常用的为菲涅尔光学助降系统), 采用保持迎角不变、调节发动机油门来进行控制, 通过该系统飞行员能够看到飞机高度所处位置及运动趋势, 并进行修正。因此, 在飞行中, 对光学助降系统的准确性、可靠性有较高要求, 同时, 由于机型不同、风速、舰速影响等, 需根据不同情况进行角度设置, 本文主要对影响光学助降系统设置的因素进行分析。

1 着舰助降灯光角度设置模型分析

光学助降系统历经几十年的发展, 最早使用的是镜面光学助降系统^[1], 经过发展及改进, 目前使用较多的是菲涅尔光学助降系统 (Fresnel Lens Optical Landing System, FLOLS), 如图 1 所示, 该系统设在航母中部左舷的一个平台上, 一般由 4 组灯光组成, 包括绿色基准灯、红色复飞灯、蓝色切换灯及菲涅尔光学透镜灯箱, 中央竖排 5 个分段的灯箱, 通过菲涅尔透镜发出 5 层光束, 和海平面保持一定角度, 形成 5 层坡面, 飞行中飞行员看到是连续的球状灯光上下移动, 显示飞机当前是高了或是低了, 因此, 该灯光又称灯球或肉球。5 个灯室中间一个灯的光束离海平面的夹角称为灯光基准角度 β_0 , 根据着舰环境不同进行设置。

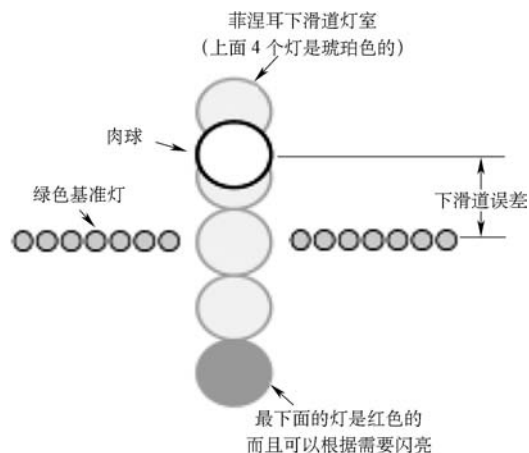


图 1 菲涅尔光学助降系统示意图
Fig.1 Diagram of FLOLS

飞机下滑过程中的运动几何关系^[2]如图 2 所示。船体坐标系下飞机以固定角度完成下滑着舰, 该角度称为灯光基准角 β_0 , 大地坐标系下飞机运动轨迹角相对 β_0 有所减小, 称为飞机实际下滑轨迹角 γ_0 , 下滑过程中飞机俯仰角为 θ ,

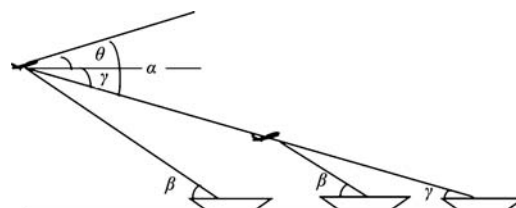


图 2 飞机着舰几何关系图
Fig.2 Diagram of aircraft landing geometry

收稿日期: 2016-07-18; 退修日期: 2016-07-27; 录用日期: 2016-09-06

* 通讯作者. Tel.: 029-86839465 E-mail: chen_3455253@163.com

引用格式: CHEN Shengjie, JIA Xiaopeng, LIU Jing. Research on setting of FLOLS angle in carrier aircraft landing [J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27 (10): 68-72. 陈胜杰, 贾晓鹏, 刘静. 舰载机着舰中灯光角度设置研究 [J]. 航空科学技术, 2016, 27 (10): 68-72.

迎角为 α , 空速为 V_t , 飞机下降率为 V_{up} , 与飞行方向相反风速 V_w (逆风为正), 舰速为 V_s 。公式推导中, 假定各高度层风向风速相同, 且不考虑夹板运动造成影响。

飞机相对母舰下滑角度 β_0 有如下关系式:

$$\tan \beta_0 = \frac{V_{up}}{V_t - V_w - V_s} = \frac{V_{up}}{V_t - V_{deck}} \quad (1)$$

飞机实际下滑角度 γ_0 有如下关系式:

$$\tan \gamma_0 = \frac{V_{up}}{V_t - V_w} = \frac{V_{up}}{V_g} \quad (2)$$

两式合并后得:

$$\tan \gamma_0 = \frac{V_t - V_w - V_s}{V_t - V_w} \times \tan \beta_0 \quad (3)$$

由于 β_0, γ_0 均为小量, 有:

$$\begin{cases} \cos \beta_0 \approx 1 \\ \cos \gamma_0 \approx 1 \\ \sin \beta_0 \approx \beta_0 \\ \sin \gamma_0 \approx \gamma_0 \end{cases} \quad (4)$$

将式 (3) 简化为:

$$\gamma_0 = \frac{V_t - V_w}{V_t - V_w - V_s} \beta_0 \quad (5)$$

由于着舰过程中飞机为匀速直线下滑, 则有如下动力学方程, 如图 3 所示。

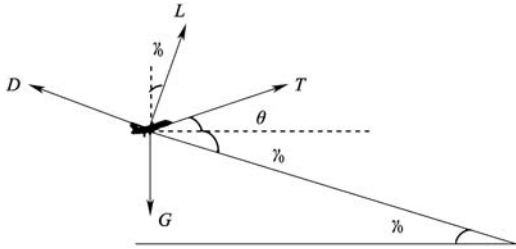


图 3 着舰过程中飞机受力

Fig.3 Force on aircraft during aircraft landing

$$\begin{cases} T \sin \theta + L \cos \gamma_0 + D \sin \gamma_0 = G \\ D \cos \gamma_0 = T \cos \theta + L \sin \gamma_0 \end{cases} \quad (6)$$

式中: T 为发动机推力; L 为升力; D 为空气阻力; G 为飞机重量。

由于迎角 α 为飞机纵轴与空气来流方向夹角, 俯仰角 θ 为飞机纵轴与水平面之间夹角, 实际下滑轨迹 γ_0 为空气来流与水平面夹角, 则有:

$$\theta = \alpha - \gamma_0 \quad (7)$$

将式 (7) 代入式 (6), 得:

$$\begin{cases} T \sin(\alpha - \gamma_0) + L \cos \gamma_0 + D \sin \gamma_0 = G \\ D \cos \gamma_0 = T \cos(\alpha - \gamma_0) + L \sin \gamma_0 \end{cases} \quad (8)$$

由于 γ_0 为小量, 则有:

$$\begin{cases} L = G - T \sin(\alpha - \gamma_0) - D \gamma_0 \\ D = T \cos(\alpha - \gamma_0) + L \gamma_0 \end{cases} \quad (9)$$

合并后得

$$\begin{cases} L = G - T \sin(\alpha - \gamma_0) - (T \cos(\alpha - \gamma_0) + L \gamma_0) \gamma_0 \\ = G - T \sin(\alpha - \gamma_0) - T \cos(\alpha - \gamma_0) \gamma_0 + L \gamma_0^2 \\ D = T \cos(\alpha - \gamma_0) + (G - T \sin(\alpha - \gamma_0) - D \gamma_0) \gamma_0 \\ = T \cos(\alpha - \gamma_0) + G \gamma_0 - T \sin(\alpha - \gamma_0) \gamma_0 - D \gamma_0^2 \end{cases} \quad (10)$$

略去二阶小量, 得

$$\begin{cases} L = G - T \sin(\alpha - \gamma_0) - T \cos(\alpha - \gamma_0) \gamma_0 \\ D = T \cos(\alpha - \gamma_0) + G \gamma_0 - T \sin(\alpha - \gamma_0) \gamma_0 \end{cases} \quad (11)$$

$$\begin{cases} L = \frac{1}{2} \rho V_t^2 S \times C_L \\ D = \frac{1}{2} \rho V_t^2 S \times C_D \end{cases} \quad (12)$$

式中: ρ 为空气密度; C_d 为阻力系数; C_L 为升力系数; S 为机翼面积。

$$\begin{cases} \frac{1}{2} \rho V_t^2 S \times C_L = G - T \sin(\alpha - \gamma_0) - T \cos(\alpha - \gamma_0) \gamma_0 \\ \frac{1}{2} \rho V_t^2 S \times C_D = T \cos(\alpha - \gamma_0) + G \gamma_0 - T \sin(\alpha - \gamma_0) \gamma_0 \end{cases} \quad (13)$$

式 (13) 中有 8 个变量 $\rho, V_t, S, C_L, C_d, G, T, \alpha, \gamma_0$ 。对同一型飞机, 下滑飞行过程中 S 为固定值, ρ 在一定时期内为固定值。

由舰载机操纵要求可知, 对同一型飞机, 着舰下滑过程中飞机保持最优迎角 α 不变^[3], 则 α 为固定值。

由升力系数及阻力系数公式可知:

$$\begin{cases} C_L = C_L^a \times (\alpha - \alpha_0) \\ C_D = C_{D0} + A C_L^2 \end{cases} \quad (14)$$

式中: C_L^a 为升力线斜率; α_0 为零升迎角; C_{D0} 为零升阻力; 对同一型飞机均为固定值, 则 C_L, C_d 为固定值。

则式 (13) 中仅剩 3 个变量: V_t, T, γ_0 。

由于发动机推力 T 的主要影响因素有温度、转速, 温度在一定时期内为固定值, 而着舰下滑中对发动机基础转速要求尽量固定, 一方面可以使飞行员通过不断训练熟悉油门控制, 形成肌肉记忆; 另一方面发动机转速与发动机响应密切相关, 进而影响到飞机轨迹修正能力^[4]。因此, 发动机推力 T 在一定时期内保持固定。

则 (13) 式中仅剩 2 个变量: V_t, γ_0 。2 个方程有 2 个变量, 则 V_t, γ_0 为固定值。

因此, 为保证飞机油门特性及飞行员操纵, 要求飞机实际下滑轨迹角 γ_0 为固定值。同时, 保持 γ_0 固定还有一项十分重要的原因。由于飞行员按照灯光引导完成下滑着舰, 飞

飞行员眼位轨迹与尾钩轨迹是两条平行下滑线,如图4所示,2条轨迹之间的垂直高度称为钩眼距 L_t ,实际操作中菲涅尔灯光落点在尾钩着舰点之前,并按照飞机钩眼距进行修正,以使尾钩落在理想点^[5]。

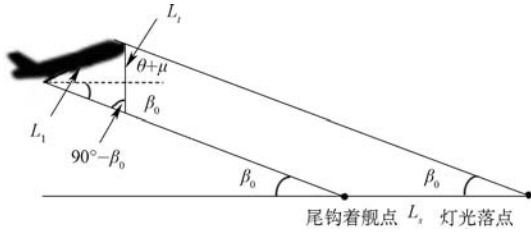


图4 着舰过程中钩眼距示意图

Fig.4 Diagram of hook-to-eye during aircraft landing

飞机眼位至尾钩距离为 L_1 ,尾钩至眼位与机身轴线夹角为 μ ,则由正弦定理得:

$$\frac{L_t}{\sin(\theta + \mu + \beta_0)} = \frac{L_1}{\sin(90^\circ - \beta_0)} \quad (15)$$

代入式(7)得:

$$L_t = \frac{L_1 \times \sin(\alpha - \gamma_0 + \mu + \beta_0)}{\cos \beta_0} \quad (16)$$

$$L_s = L_t / \tan \beta_0 \quad (17)$$

由式(17)可知,飞机钩眼距与 L_1 , α , μ , γ_0 飞机下滑迎角 α 、飞机眼位至尾钩距离 L_1 、尾钩至眼位与机身轴线夹角 μ 对相同飞机均是固定值,因此,钩眼距仅与飞机实际下滑轨迹角 γ_0 及灯光基准角 β_0 相关。飞行中可以在调整灯光基准角 β_0 时,对钩眼距及灯光落点进行调整,此时,如果实际下滑轨迹角存在变化,则钩眼距也产生变化,且通过灯光调整难度很大,从而会导致着舰点前移或后移,从而影响着舰成功率。由此要求下滑真实轨迹角 γ_0 为固定值。

由式(5)得:

$$\gamma_0 = \frac{V_t - V_w - V_s}{V_t - V_w} \beta_0 = \text{const} \quad (18)$$

2 算例分析

本文选取F18作为研究对象,飞机配平后速度为 $V_t=259\text{km/h}$,假设陆基时下滑灯光基准角 $\gamma_0=3.5^\circ$,下滑过程中迎角 $\alpha=8^\circ$,飞机眼位至尾钩距离 $L_1=15\text{m}$ 、尾钩至眼位与机身轴线夹角 $\mu=5^\circ$ 。分别研究自然风速对灯光角度设置影响、舰速对灯光角度设置影响、下滑实际轨迹角变化对尾钩落点位置影响。

2.1 自然风对灯光角度设置影响

首先,计算舰速 $V_s=0\text{m/s}$ 时(即陆基飞行中),自然风对

灯光角度设置的影响。

将 $V_s=0\text{m/s}$ 代入式(17)得:

$$\gamma_0 = \frac{V_t - V_w - 0}{V_t - V_w} \beta_0 = \beta_0 = 3.5^\circ \quad (19)$$

即陆基飞行中,灯光角度设置不变,可保证飞机实际下滑角度不变。

然后,计算舰速固定 $V_s=0\sim 20\text{m/s}$ 时(以 1m/s 为间隔),自然风 $V_w=0\sim 20\text{m/s}$ (以 1m/s 为间隔)对灯光角度设置的影响。

由图5可知,灯光角度随自然风增加而增加,但当舰速较小时,随着自然风速增加,灯光角度变化较小,当舰速较大时,灯光角度变化较大。

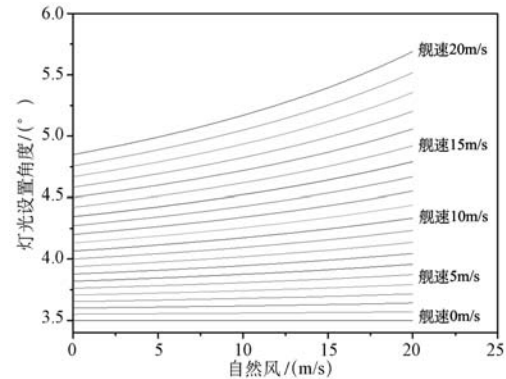


图5 灯光角度设置随风变化图

Fig.5 FLOLS angle setting with the wind changing

2.2 舰速对灯光角度设置影响

计算自然风速固定 $V_w=0\sim 20\text{m/s}$ (以 1m/s 为间隔),舰速 $V_s=0\sim 20\text{m/s}$ (以 1m/s 为间隔)对灯光角度设置的影响。

由图6可知,随舰速增加,灯光角度迅速增加,且随自然风增加,该幅度不断增加。

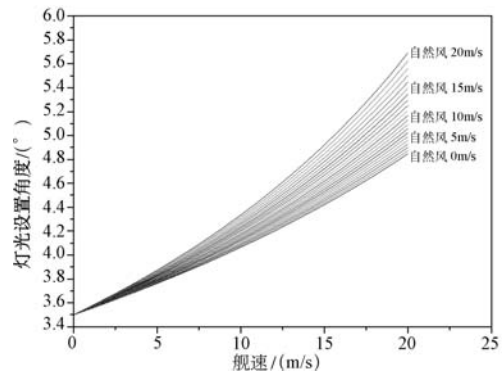


图6 灯光角度设置随舰速变化图

Fig.6 FLOLS angle setting with the ship speed changing

综上所述,舰速对灯光角度影响较自然风速对灯光角度影响明显,舰速由 0m/s 增加至 10m/s ,灯光角度由 3.5° 增

加至 4° , 自然风由 0m/s 增加至 10m/s (舰速为 10m/s), 灯光角度由 4.1° 增加至 4.2° 。可由图 5、图 6 对不同自然风、不同舰速下灯光需设置角度进行快速查询。

实际飞行中, 一般以甲板风进行气象测量, 为此, 可绘制灯光角度随甲板风变化曲线, 如图 7 所示, 为自然风固定、灯光角度随甲板风变化及舰速固定、灯光角度随甲板风变化曲线图, 实际飞行中可按照舰速及甲板风进行查询, 以满足飞机下滑要求。

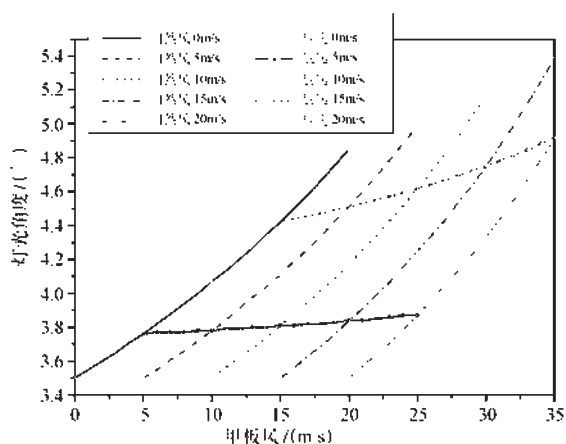


图 7 灯光角度设置随甲板风变化图

Fig.7 FLOLS angle setting with the deck speed changing

2.3 灯光角度对钩眼距及尾钩落点的影响

计算灯光基准角 $\beta_0=3.5^\circ\sim5^\circ$ (0.1° 为间隔)、实际下滑角为 3.5° 情况下, 钩眼距及尾钩着舰点与灯光落点变化情况。钩眼距随灯光角度变化如图 8 所示。

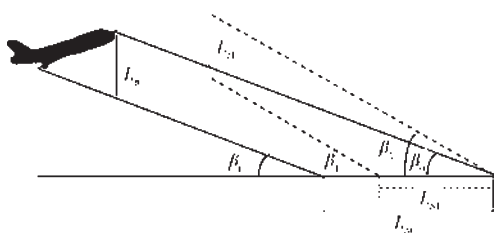


图 8 钩眼距随灯光角度变化示意图

Fig.8 Diagram of hook-to-eye changing with FLOLS angle setting

图 9 为灯光角度对钩眼距及着舰点影响示意图, 由图 9 中可知, 在实际下滑角度不变的情况下, 钩眼距随灯光角度增大而增大, 且基本成线性关系, 灯光角度增加 0.1° , 钩眼距增加约 0.026m ; 尾钩着舰点距灯光落点距离随灯光角度增加而减小, 灯光角度增加 0.1° , 距离减小约 1m 。

实际飞行中, 可根据此在调整灯光角度时, 对不同基准角下钩眼距及灯光落点进行相应调整, 以保证尾钩落在理想着舰点。

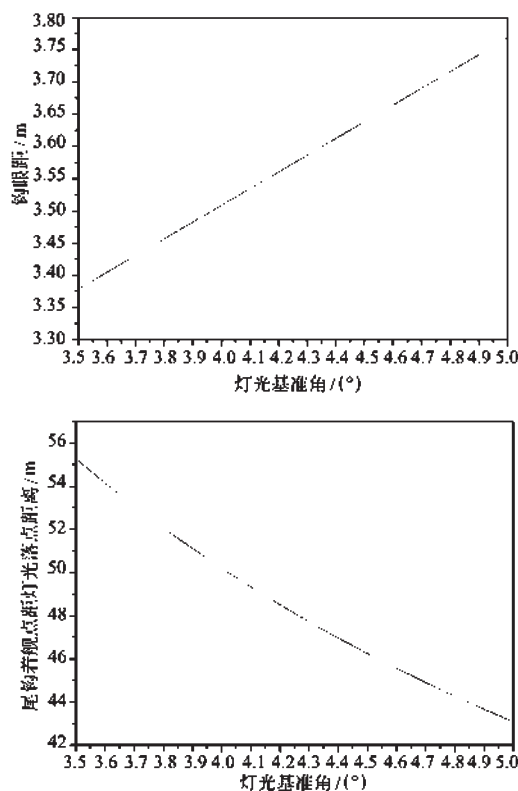


图 9 灯光角度对钩眼距及着舰点影响示意图

Fig.9 Diagram of FLOLS angle setting influence to hook-to-eye and landing point

3 结论

本文主要研究了舰载机着舰过程中, 菲涅尔灯光角度、飞机实际下滑角基本原理, 计算不同自然风及舰速下所需灯光角度设置, 并计算不同灯光角度设置下钩眼距及灯光落点变化, 因此, 可根据上述计算结果, 对不同舰速、风速下灯光所需角度及钩眼距等进行设置, 以满足着舰要求。

根据以上论述得出如下结论:

(1) 为保证下滑道基础转速及飞行员操纵, 飞机实际下滑轨迹角应保持不变, 需自然风及舰速情况进行灯光角度设置; 灯光角度随自然风增加而增加, 但在舰速较小时, 随着自然风速增加, 灯光角度变化较小, 舰速较大时, 灯光角度变化较大; 灯光角度随舰速增加而增加, 且相对自然风影响更明显, 舰速由 0m/s 增加至 10m/s , 灯光角度由 3.5° 增加至 4° , 自然风由 0m/s 增加至 10m/s (舰速为 10m/s), 灯光角度由 4.1° 增加至 4.2° , 实际飞行中可据此完成灯光角度设置。

(2) 在实际下滑角度不变的情况下, 钩眼距随灯光角度增大而增大, 灯光落点与尾钩着舰点之间距离随灯光角度增大而减小, 实际飞行中可据此完成不同飞机、不同舰速下钩

眼距设置,并进行尾钩落点修正。

AST

参考文献

- [1] 于谦益. 灯光引导系统动力学模型及补偿规律研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2009.
YU Qianyi. Research on FLOLS system dynamics model and compensation law [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2009. (in Chinese)
- [2] 方芬. 舰载机光学助降关键技术研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
FANG Fen. Research on key technologies of carrier aircraft optical landing [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [3] 杨一栋, 译. 舰载机进场着舰规范评估 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
YANG Yidong, Translated. Standard evaluation of carrier aircraft landing [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007. (in Chinese)
- [4] 杨一栋. 舰载机着舰飞行训练认证指南 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
YANG Yidong. Flight training certification guide of carrier

aircraft landing [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007. (in Chinese)

- [5] 郑峰婴. 舰载机着舰引导技术研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
ZHENG Fengying. Research on carrier aircraft landing guide technology [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2007. (in Chinese)

作者简介

陈胜杰 (1986—) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞机性能试飞。

Tel: 029-86839465

E-mail: chen_3455253@163.com

贾晓鹏 (1971—) 男, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 飞机性能、飞控试飞。

Tel: 029-86836154

E-mail: jiaxiaopeng01@163.com

刘静 (1985—) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞机性能试飞。

Tel: 029-86836154

E-mail: liujing112@163.com

Research on Setting of FLOLS Angle in Carrier Aircraft Landing

CHEN Shengjie*, JIA Xiaopeng, LIU Jing

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: During carrier aircraft landing, the flight path needs to be very accurate. As an important factor to control the height of the aircraft, the Fresnel Lens Optical Landing System (FLOLS) can be used to show the position and trend on height. In this paper, through the theoretical analysis on setting of FLOLS angle, the best setting method will be confirmed. The needful setting of FLOLS angle will be calculated and analyzed. Then the influence of angle setting on hook-to-eye will be researched.

Key Words: carrier aircraft; FLOLS; FLOLS angle; hook-to-eye

Received: 2016-07-18; Revised: 2016-07-27; Accepted: 2016-09-06

*Corresponding author. Tel.: 029-86839465 E-mail: chen_3455253@163.com