

定高功能最低使用高度研究

王维安*, 赵海, 戎永灵, 王贵

中航工业第一飞机设计研究院, 西安 710089

摘要: 研究了飞机最低使用高度、飞行安全性和飞控系统规范; 定义了按关键功能和非关键功能设计的自动驾驶仪定高功能的最低使用高度; 提出了工程上应以最严重故障发生后飞行员能够将飞机安全拉起且不超过载、不失速的高度损失乘以一定的安全系数, 作为按非关键功能设计的自动驾驶仪的最低使用高度; 给出了某飞机使用自动驾驶仪在海平面飞行的最低使用高度以及低空使用定高功能的注意事项。

关键词: 定高; 最低使用高度; 安全性; 高度损失; 风险评价; 自动飞行系统

中图分类号: V24 **文献标识码:** A **文章编号:** 1007-5453 (2014) 02-34-5

低空突防时由于地球曲率、地面杂波的作用, 飞机被敌方雷达、预警机发现的距离缩短, 地面高射武器要做好发射的准备时间不足, 突防至有效攻击距离的成功率大。但是随着飞行高度的降低坠毁率增加, 研究指出飞机在60~100m高度突防的生存率最大。长距离低空突防时飞行员既要观察战场态势, 又要操纵飞机保持低空、沿航向飞行, 工作强度很大^[1]。因此, 当长时间低空飞行时, 能否使用常规自动飞行系统定高功能、航向稳定或导航功能达到减轻飞行员负担的目的是一个非常现实的问题。常规的自动飞行系统是按照非关键系统来设计的, 当涉及安全性问题时, 一般认为只有在较高的高度才可接通定高功能, 但是有关最低接通高度具体数值的研究很少。本文从飞机最低使用高度和安全性规范分析入手, 探讨某军用飞机自动驾驶仪最低使用高度的确定方法。

1 民用飞机最低使用高度

民用飞机最低使用高度有明确的规定: 飞行速度小于250 km/h时, 距最高障碍物的真实距离不得低于100m; 飞行速度大于251km/h时, 按照机场区域内仪表飞行最低安全高度执行, 平原不得低于300m, 丘陵、山区不得低于600m^[2]。

对于农林喷洒作业的飞机: 在人口稠密区以外地区的上

空, 航空器不得低于离地高度150m。在开阔水面或人口稀少区的上空不受上述限制, 而要求航空器不得接近任何人员、船舶、车辆或建筑物至150m以内^[3]。

民用飞机最低使用高度的规定从两个方面考虑, 既要保护飞机的安全, 又要避免对地面人员的干扰。由于民用飞机定高、航向稳定和导航功能基本上在航线上使用, 自动飞行系统定高功能最低使用高度方面的论述较少。

2 低空使用定高功能安全性分析

2.1 定高功能使用高度与飞行安全等级的关系

安全性和可靠性是自动飞行系统最关键的性能要求。与该性能要求关系最大的是自动着陆系统, 这是因为着陆阶段是驾驶员最紧张的阶段, 飞机上发生人身伤亡事故一半以上出现在这个阶段^[4]。使用自动飞行定高功能进行低空突防, 其安全性问题不亚于着陆阶段。

规范^[5]要求: 发生任何妨碍飞机继续安全飞行与着陆的失效状态的概率为极不可能。对于民用飞机, 即为小于 1×10^{-9} , 且必须有余度, 仅有几种特殊情况允许飞机失效的概率小于 1×10^{-9} 但没有余度, 且均需得到适航当局批准, 而自动飞行系统不在这几种特殊情况之列。对于军用飞机, 极不可能概率为小于 $1 \times 10^{-7[6]}$ 。

收稿日期: 2013-12-15; 录用日期: 2014-01-06

*通讯作者. Tel.: 029-86832246 E-mail: 617560246@qq.com

引用格式: WANG Wei'an, ZHAO Hai, SHU Yongling, WANG Gui. An analysis of the minimum operating height in altitude hole mode [J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(02): 34-38. 王维安, 赵海, 戎永灵, 王贵. 定高功能最低使用高度研究[J]. 航空科学技术, 2014, 25(02): 34-38.

自动飞行系统的飞行安全等级关系与定高功能使用高度密切相关^[5]：

- 1) 在中、高空航路飞行中使用自动飞行系统，一般不影响飞行安全；
- 2) 当CAT II级进场时，使用高度降低到30~60m，自动飞行系统影响是重大的；
- 3) 当CAT III级进场着陆时，使用高度降低到0~30m，自动飞行系统的影响是灾难的，是飞行关键系统。

2.2 飞控系统功能关键性分类

飞控系统功能按关键性可分为关键功能、飞行阶段关键功能和非关键功能^[6]。

若飞行控制系统丧失此类功能而不影响飞行安全，或飞行控制系统工作状态不低于CAT III级，则此类功能称为非关键功能。CAT III级飞行控制系统工作状态是最低安全工作状态，可保证飞机安全着陆。

若飞行控制系统丧失此类功能，仅在特定的飞行阶段导致不安全状态，或不能维持CAT III级飞行控制系统工作状态，则此类功能称为飞行阶段关键功能。

若飞行控制系统丧失此类功能将导致不安全状态，或不能维持飞行控制系统CAT III级工作状态，则此类功能称为关键功能。

许多军用飞机的自动驾驶仪是按单余度、非关键功能设计的。但是低空长时间自动驾驶仪飞行后，定高功能由非关键功能转变为飞行阶段关键功能。这会增加飞行事故的概率，因此，对于按照非关键功能设计的定高功能，研究其最低使用高度非常重要。

2.3 采样周期与安全性的关系

目前飞控系统普遍采用数字计算机，对于电传飞控系统、控制增稳系统等与飞行安全密切相关的分系统，采样周期通常为10~20ms，需要飞控计算机快速响应。而自动飞行系统数字计算机的采样周期为40~80ms，有时又将自动飞行系统的姿态角保持、高度保持等与轨迹有关的功能分为较快速响应和慢速响应，比如姿态角保持的采样周期为40ms，而高度保持的采样周期为80ms。对自动飞行系统各模态按钮接通、状态接通、故障判断等需要进行8~10个连续采样周期的确认，自动驾驶仪模态的确认需要400~500ms。

一般认为自动驾驶仪的响应不需要太快，可以节省计算资源。自动驾驶仪被称作外回路设计，外回路的一个含义就是对时间不敏感^[7]。

因此对于没有按照快速响应来设计的自动飞行系统，其最低使用高度应该比人工操纵的最低使用高度值更高。

3 定高功能最低使用高度的基本值

本节只考虑自动飞行系统的低限自动拉起高度、定高功能的控制精度、海浪杂波、舰船影响等因素，并由这些因素确定定高功能最低使用高度的基本值。

3.1 低限自动拉起高度值

低限自动拉起高度是一项边界保护措施，在自动飞行过程中，当高度低于该值时，自动飞行系统使飞机自动拉起而无需飞行员干预，远离该高度低限值。一些飞机的高度低限值设计为50~100m。低限拉起高度值是飞机设计初期认定的人工操纵飞机最低安全高度值，在自动驾驶仪工作状态，应该与该值保持一定的间隔。

3.2 高度保持精度

民用飞机高度保持精度规范：当该航空器在无颠簸、无阵风的环境下进行直飞或平飞时，自动控制系统可以控制飞行高度在要求高度20m的偏差范围内^[3]。

军用飞机高度保持功能的最低可接受控制精度如表1所示^[6]。

表1 最低可接受的定高功能控制精度
Table 1 Minimum acceptable control accuracy in altitude hold mode

高度/m	倾斜角/°		
	0~1	1~30	30~60
9000~17000	±0.1%	±20m或 ±0.3%，	±30m 或±0.4%，
0~9000	±9m	取其大者	取其大者

从表1可以看出，飞机在接通高速保持模式时，当倾斜角1~1°之间，仍会有9m的误差；当飞机倾斜角为40°，高度保持的精度误差会达到30m。

因此，假如低限拉起高度值为50m，从纯理论角度，仅考虑高度保持功能的控制精度一项因素，军用飞机高度保持功能接通的最低值至少是80m。

3.2 海面舰船和海浪因素

考虑海面舰船和海浪因素，应保留20m的高度间隙。

综合考虑低限拉起高度值、定高精度、海面舰船和海浪因素，定高功能最低使用高度的基本值为100m。

4 故障后的高度损失及最低使用高度

对于按照单余度、时间不敏感、不影响飞行安全等因素设计的自动飞行系统，如出现故障，飞行员有一定的高度空间、足够的时间判断故障并能够将飞机安全拉起，不超过最大过载、不失速，则可以认为在该高度之上，高度保持功能不是关键功能和飞行阶段关键功能^[6]，该高度即为定高功能的最低使用高度。

4.1 故障模式分析

对自动飞行系统进行故障模式分析,单一故障中最严重的飞机纵向故障是平尾后缘偏转到自动飞行系统最大权限并卡死在该位置,飞机俯冲,有坠海危险。计算自动飞行故障后高度损失时,该单一故障模式可以覆盖全部纵向单一故障。经过故障模式分析计算,平尾后缘偏转到自动飞行系统最大权限并卡死的概率小于 1×10^{-11} 。

4.2 故障后飞行员响应时间分析

民航适航条例咨询通报AC25.1329-1A^[8]建议,进近着陆阶段自动驾驶仪发生故障后,飞行员发现故障并做出正确判断的时间按1s计算,正常爬升、巡航、下降使用时则为3s。GJB2874-1997中建议飞机故障与飞行员校正动作之间至少有1s的时间延迟^[9]。因此本文计算中低高度定高飞行时,分别采用飞机故障与飞行员校正动作之间有1s、3s的时间延迟。

发生最严重故障后,如飞行员有1s以上的操纵响应时间识别故障并开始纠正故障,将飞机驾驶至安全状态,这一过程的高度损失为脱离灾难性事故的最低使用高度,在此高度之上可以避免灾难性事故的发生。参照AC25.1329-1A,认定飞行员3s以上的操纵响应时间,能够非常从容地将飞机安全驾驶至安全状态,在这一过程的高度损失为脱离危险性事件的最低使用高度,在此高度之上可以避免危险事件的发生。

4.3 故障后剩余的人工操纵权限分析

对于通过复合摇臂将自动飞行系统和人工飞控系统的操纵动作混合在一起的大飞控系统,计算人工飞控系统修正动作时,既要减去自动飞行系统舵机卡死在极限位所占用的舵面偏度,还要考虑修正这部分舵面的偏度。舵面最大偏度会随着速压的增加而减小,并有机械限位,自动飞行系统操纵舵面的大小也会随着速压的增加而减小,但是没有机械限位。例如小速压时,某舵面的最大偏度为 20° ,自动飞行系统舵机最大舵面权限为15%,则自动飞行系统舵机最大可操纵舵面偏转 3° 。当大速压时,舵面最大偏度减小到 10° 并机械限位,但自动飞行系统舵机仍最大可操纵舵面偏转 3° ,此时如果自动飞行舵机卡死在极限位,人工飞控系统实际操纵的最大舵面偏度减小到 7° ,还有 3° 要抵消自动飞行舵机卡死,剩余 4° 舵面偏度权限足以保证飞行速度降低时的安全,速度降低后释放更多的舵面权限可将飞机安全降落。如果自动飞行系统舵机权限为25%,大速压时卡死在极限位,则人工飞控系统实际操纵的舵面偏度减小到 5° ,全部用来抵消自动飞行舵机卡死在极限位,不能保证在降低飞行速度、释放舵面权限过程中的飞行安全,低高度飞行时可能导致灾难性事故的发生。

因此,操纵权限较大的自动飞行系统发生极端故障后,可

能导致灾难性事故的发生。仅用可靠性分析并不能满足安全性的要求,而需要同时采用多余度设计以保证发生灾难性事故的概率为极不可能。

4.4 故障后的高度损失仿真

仿真条件:

- 1) 初始条件:某飞机自动飞行系统低空定高状态平飞;
- 2) 故障:平尾后缘偏转到最大权限,即 2.6° ;
- 3) 故障后飞行员正确处置时间:飞行员分别在1s和3s后开始将飞机拉起;
- 4) 过载限制:5g;
- 5) 迎角限制:不超过失速迎角;
- 6) 舵面偏转速率:0.1s偏转到最大权限。

仿真计算的飞机高度损失为理想的最少高度损失,实际操作中很难达到,考虑各种因素,对仿真的理想最少高度损失乘以1.5倍的安全系数,在其他型号计算中可以酌情考虑改变安全系数。绘制高度损失曲线如图1。

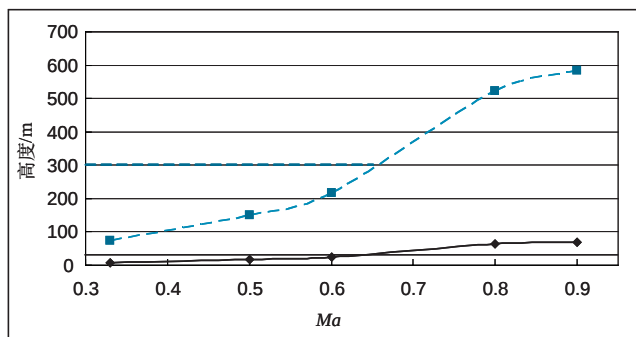


图1 最严重故障后的高度损失曲线

Fig. 1 Altitude loss curves after the most severe failure happened

图1中实曲线为飞行员识别故障并开始操纵延迟1s后飞机的高度损失,均小于定高功能最低使用高度的基本值为100m,因此取两者的大值,即为定高功能脱离灾难性故障的最低使用高度值为100m。

图1中虚曲线为飞行员识别故障并开始操纵延迟3s后飞机的高度损失,与平原机场区域内仪表飞行最低安全高度不得低于300m比较,并取两者的大值,即为定高功能脱离危险性事件的最低使用高度值, $Ma < 0.65$ 时等于300m, $Ma \geq 0.65$ 时取虚线的数值。

4.5 定高功能最低使用高度的危险评价等级

表2给出了危险的风险评价等级^[10],表3给出了其中风险评价等级的准则。经过故障模式分析,平尾后缘偏转到自动飞行系统最大权限并卡死的概率小于 1×10^{-11} ,发生危险的可能性等级为E,但对于单余度系统,除了几种已经明确批准的

表2 危险的风险评价
Table 2 Risk assessment of hazard

危险可能性 等级	风险评价价值			
	I (灾难)	II (严重)	III (轻度)	IV (较微)
A(频繁)	1	3	7	13
B(很可能)	2	5	9	16
C(有)	4	6	11	18
D(极少)	8	10	14	19
E(不可能)	12	15	17	20

表3 风险评价等级的准则
Table 3 Rule of Risk Assessment Level

危险的风险指数	建议的准则	风险等级
1~5	不可接受	高风险
6~9	不希望有的,需订购方决策	较高的中度风险
10~17	订购方评审即可接受	较低的中度风险
18~20	不评审即可接受	低风险

特例外,其他情况的危险可能性等级最高只能被认定为D。因此,根据表2可知,定高功能的最低使用高度值为100m时,危险严重性等级为II(严重的,或危险的),其危险的风险评价值为10。定高功能的最低使用高度值为300m($Ma<0.65$)及以上($Ma\geq0.65$)时,危险严重性等级为III(轻度的),其危险的风险评价值为14。定高功能最低使用高度提高后,风险评价价值由10降为14。虽然表3中危险得评价等级10、14均属于“较低的中度风险”一档,但同一档次中14比10更远离“较高的中度风险”。

4.6 低空长使用定高功能注意事项

- 长时间低空飞行使用定高功能时,应注意以下事项:
- 1) 密切关注高度变化^[11];
 - 2) 尽量减少飞机带坡度飞行,防止掉高度;
 - 3) 禁止放起落架,起落架放下时自动驾驶仪功能应设计为自动断开;
 - 4) 减少收油门操作,防止掉高度;
 - 5) 应急状态需断开自动飞行状态时,防止断开瞬态。

5 结论

- 1)综合利用飞机安全性、飞控系统设计等规范,摸索出一种计算低权限、单余度自动飞行系统定高功能的最低使用高度的定量方法;
- 2)两种最低使用高度的风险评价不同,应结合低空突防的效果和战场态势综合考虑。



参考文献

[1] 徐勇凌. 超低空飞行的祸与惑[J]. 世界军事,2010,(04): 26-31.

XU Yongling. Disaster and lure of very low altitude flight[J]. World Military, 2010, (04): 26-31. (in Chinese)

[2] 中国民用航空局.中国民用航空飞行规则[S]. 北京: 中国民用航空局,1990:5-6.

Civil Aviation Administration of China: Flight rules of China civil aviation[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 1990: 5-6. (in Chinese)

[3] 中国民用航空局.CCAR91:一般运行和飞行规则[S]. 北京:中国民用航空局,2004: 70-71.

Civil Aviation Administration of China.CCAR91: General operation and flight rules[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2004: 70-71. (in Chinese)

[4] 申安玉,申学仁,李云保.自动飞行控制系统[M]. 北京:国防工业出版社,2003: 2-3.

SHENG Anyu, SHENG Xueren, LI Yunbao. Auto flight control system[M]. Beijing: National Defense Industry, 2003: 2-3. (in Chinese)

[5] 郑作棣. 适航技术咨询手册[M].北京:航空工业出版社,1995: 10-11.

ZHENG Zuodi. Airworthiness advisory circular manual [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1995: 10-11. (in Chinese)

[6] 张忠孝,凌和生,唐庆权等. GJB2191-1994:有人驾驶飞机飞行控制系统通用规范[S]. 北京:国防科工委军标出版发行部,1994.12:2-3.

ZHANG Zhongxiao, LING Hesheng, TANG Qingquan, et al. GJB2191-1994: General specification for flight control system for piloted aircraft[S]. Beijing: Military Standard Publishing Department, State Commission of Science and Technology for National Defense Industry, 1994.12: 2-3. (in Chinese)

[7] Paul G. Fahlstrom, Thomas J. Gleason. 无人机系统导论(第二版)[M].北京:电子工业出版社,2003:90-91.

Paul G. Fahlstrom, Thomas J. Gleason. Introduction to UAV system (Second Edition) [M]. Beijing: Publishing House of Electronics, 2003: 90-91. (in Chinese)

[8] Department of Transportation, Federal Aviation Administration, USA. AC25.1329-1A: Autopilot Systems Approval, 1968.08: 1-3.

[9] 董庚寿,刘昶,何正忠等. GJB2874-1997:电传操纵系统飞机的飞行品质[S]. 北京:国防科工委军标出版发行部,1997:253-254.

DONG Gengshou, LI Chang, HE Zhengzhong, et al. GJB2874-1997: Flying qualities standard for airplane with fly-by-wire control system[S]. Beijing: Military Standard Publishing Department,

State Commission of Science and Technology for National Defense Industry, 1997:253–254. (in Chinese)

78. (in Chinese)

- [10] 张红春, 杨兆生, 王立群等. GJB900–1990: 系统安全性通用大纲[Z]. 北京: 国防科工委军标出版发行部出版, 1991: 22–23.
ZHANG Hongchun, YANG Zhaosheng, WANG Liqun, et al. GJB900–1990: General program for system safety[Z]. Beijing: Military Standard Publishing Department, State Commission of Science and Technology for National Defense Industry, 1991: 22–23. (in Chinese)
- [11] 傅百先, 朱玉兵, 赵维义. 轰六丁飞机低空突防飞行性能研究[J]. 飞行力学, 1997.12: 73–78.
FU Baixian, ZHU Hongbin, ZHAO Weiyi. Low altitude penetration performance of H–6D Bomber[J]. Flight Dynamics, 1997.12: 73–

作者简介

王维安(1968–) 男, 工学硕士, 研究员, 主要研究方向: 飞行控制系统设计。

Tel: 029–86832246

E-mail: 617560246@qq.com

赵海(1978–) 男, 工学硕士, 高级工程师, 主要研究方向: 飞行控制律。

戎永灵(1982–) 男, 工学学士, 工程师, 主要研究方向: 飞行控制系统设计。

王贵(1985–) 男, 工学学士, 工程师, 主要研究方向: 飞行控制系统设计。

Analysis of the Minimum Operating Height in Altitude Hold Mode

WANG Wei'an*, ZHAO Hai, SHU Yongling, WANG Gui
AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China

Abstract: A type of computing the minimum height of aircraft autopilot in altitude hold mode was introduced. According to the airplane specifications about minimum operating height, system safety and flight control system, this paper fixed the minimum operating height in altitude hold mode of aircraft autopilot which is designed by critical function and noncritical function, and put forward the height as the minimum height of autopilot designed in noncritical function when pilot could pull up the aircraft safely within overload and stall restriction after the most severe failure happened. Furthermore, this article gave an example to apply this method to an aircraft, researched the operating notes when use altitude hold mode in low height for a long time.

Key Words: altitude hold; minimum operating height; safety; altitude loss; risk assessment; auto flight system

Received: 2013-12-15; Accepted: 2014-01-06

* Corresponding author. Tel.: 029-86832246 E-mail: 617560246@qq.com