

单发飞机空中起动试飞航线建立方法

申世才

(中国飞行试验研究院 发动机所, 西安 710089)

摘 要: 为化解单发飞机空中起动试飞的高风险,在停车迫降航线的基础上,融入空中起动试飞过程,提出了空中起动试飞航线总体设计方法、关键参数确定和修正方法、关键点确定方法以及安全裕度设置方法,形成了空中起动试飞航线建立方法。飞行试验验证表明:形成的单发飞机空中起动试飞航线建立方法合理、可行,所建立的空中起动试飞航线可操作性强、安全裕度高,能有效化解空中起动试飞存在的高风险,保障试飞安全。本研究可为单发飞机试飞安全控制和部队训练使用提供重要参考。

关键词: 空中起动航线;安全控制;关键参数;空滑比;安全裕度;单发飞机;飞行试验

中图分类号: V217 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-2620 (2020) 06-0056-05

Design of the flight course in air-start flight of an aircraft with single engine

SHEN Shi-cai

(Engine Department of Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: To decrease the risk of the air-start flight test of the aircraft with single engine, a method to design the flight course was introduced, which considered the features of air-start flight test, and the methods to calculate the key parameters plus the safety margin and to design the key flight altitudes were also introduced. The results of flight tests indicate that the methods above are feasible and reasonable, and the designed flight course is practical and promises a high safety margin which decreases the risk of the air-start flight test and guarantees the safety of air-start flight test. The research can provide the reference for security control of flight tests, training and employment of aircrafts with single engine.

Key words: flight course of air-start; security control; key parameters; glide ratio; safety margin; aircraft with single engine; flight test

1 引言

飞行试验是在真实大气条件下对航空装备进行科学研究和产品试验,具有高风险的突出特点^[1]。尤其是在新型飞机或新型发动机的飞行试验阶段,探索和研究新技术、暴露和验证飞机及发动机设计缺陷的同时,伴随着巨大的安全风险,不仅可能导致巨额的财产损失,严重时甚至威胁参试人员的生命安全。如苏-27战斗机研制阶段在飞行试验验证过程坠毁了多架原型机,一度导致研制进程中断^[2]。因此,飞行试验的安全控制一直是飞行试验设计和实

施阶段关注的重点。

双发或多发飞机进行发动机空中起动试飞,即使被试发动机起动失败,依靠陪试发动机的正常工作,依然能够安全返场降落,安全系数较高。然而对于单发飞机,一旦空中起动失败,只能依靠飞机的空滑性能滑翔返场。根据 GJB 626A-2006^[3]《军用固定翼飞机和旋翼机科研试飞风险科目》规定,发动机配装单发飞机的空中起动试飞科目一般为 I 类,风险最高。为保证单发飞机空中起动试飞的安全,必须对空中起动试飞全过程进行安全控制,以保证即使

发动机空中起动失败,飞机仍能安全返场降落。

单发飞机空中出现发动机意外停车后,若再起
动失败,通常按照飞机使用手册给出的停车迫降航
线进行返场降落。文献[4]给出了波音 767 飞机无动
力着陆的最远距离研究;文献[5]给出了应急着陆轨
迹设计;文献[6]给出了停车迫降时飞机的动力学方
程和运动方程,计算得出了停车迫降时的大、小航
线,为飞行部队处理停车迫降问题提供了参考;文献
[7]依据发动机配装飞机空中起动试验,研究了模拟
空滑迫降的必要性,并提出了应急动力装置工作
时间和发动机风车转速的估算方法;文献[8-10]对转
弯掉高度、最有利下滑速度进行了理论分析;文献
[11]对战斗机空滑迫降技术进行了研究,提出了下
滑速度、最佳空滑比、180°转弯高度损失等空滑迫降
关键参数的确定方法,并设计、验证了两种迫降航
线。

停车迫降航线主要应用于单发飞机出现发动
机意外停车后无动力下滑返场降落的场景,可有效
缓解飞机迫降风险,同时也为单发飞机空中起动
的安全控制提供了重要参考。不同于意外停车迫
降的被动过程,单发飞机空中起动过程是主动熄
火停车,需考虑发动机停车、起动过程以及再起
动失败后停车迫降过程等关键点或过程的控制,
必须将全过程串联以实现对空中起动试飞全过
程的安全控制。为此,本文在停车迫降航线的基
础上,开展了单发飞机空中起动航线建立方法研
究,并在某单发飞机空中起动飞行试验中进行了
验证和应用,可为单发飞机试飞安全控制和部
队训练使用提供重要参考。

2 空中起动航线建立方法

2.1 航线总体设计

对于单发飞机空中发动机意外停车后无动力
迫降,应确定直线下滑段最有利下滑速度和最佳
空滑比及转弯下滑段最小高度损失,以确保飞机
尽可能滑至机场降落^[9]。而对于空中起动试飞,
还应确定不同空中起动试验点速度下飞机的空
滑比和下降率,并将发动机的停车点、起动点及
其他关键点嵌入航线,建立空中起动航线,保证
飞机飞行高度及与机场距离的精确控制。

空域的使用具有严格的限制,必须依据试飞
机场及其空域的分布情况开展空中起动航线的
设计。以某机场为例,其使用空域主要分布在
机场的东部和西南部区域。一般情况下,飞机
沿机场跑道由西

至东起飞,由东至西经过三转弯、四转弯在机
场跑道西头降落。特殊情况下,也可直接由机
场东直线进场降落。因此,空中起动航线设计
分为直线下滑转弯降落和直线下滑直线降落
两种形式。如图 1 所示,1 号和 3 号航线为直
线下滑转弯降落航线,2 号航线为直线下滑直
线降落航线。

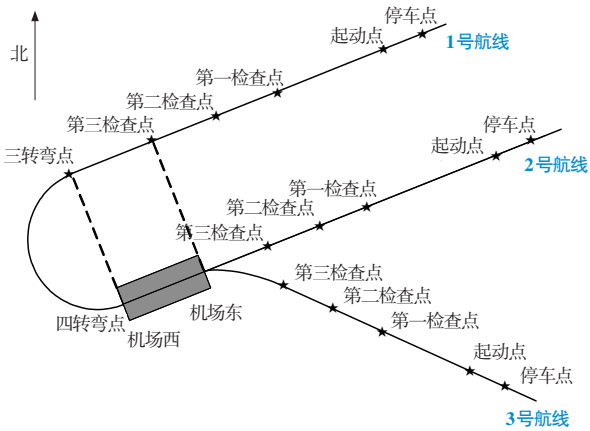


图 1 单发飞机空中起动航线示意图

Fig.1 The flight course of air-start of the aircrafts with single engine

从建立飞行员信心和操作熟悉程度角度考虑,
选择 1 号航线作为空中起动航线较为有利,2 号
和 3 号航线可作为备份航线。

2.2 关键参数确定

以飞机直线下滑转弯降落形式为例,如图 2
所示,飞机直线下滑转弯降落的全过程可分为
直线下滑和压坡度转弯两个典型阶段。

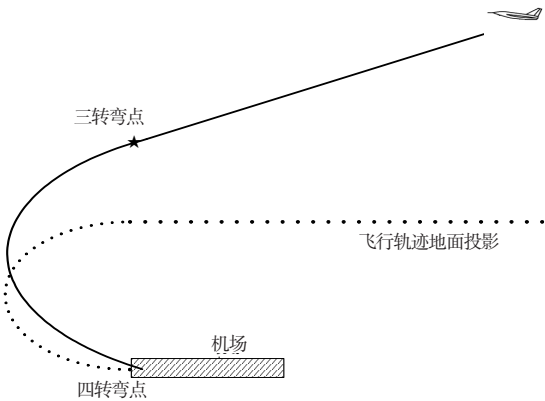


图 2 飞机无动力下滑转弯降落

Fig.2 The glide and turn land of aircrafts with power-off

假设飞机无动力直线下滑的起点经纬度为(a,
b),终点经纬度为(c,e),如图 3 所示,则飞机
直线下滑水平距离为:

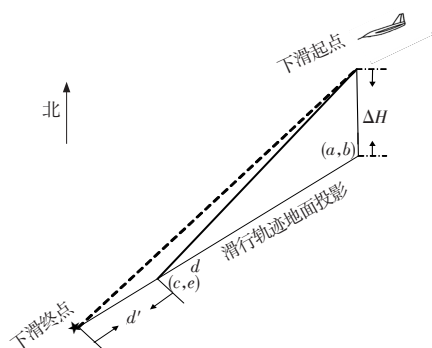


图3 无动力直线下滑轨迹示意图

Fig.3 The straight glide path of aircrafts with power-off

$$d = \sqrt{900(b-e)^2 + 625(a-c)^2} \quad (1)$$

式中:经纬度单位为s,水平距离单位为m。

也可由机载惯性导航数据获取飞机直线下滑水平距离:

$$d = \int_{t_1}^{t_2} dV_G \quad (2)$$

式中: t_1, t_2 分别为飞机下滑的起、止时间, V_G 为地速。

飞机空滑比为:

$$K = \frac{d}{\Delta H} \quad (3)$$

式中: ΔH 为飞机下滑过程的高度损失,单位为m。

飞机无动力直线下滑过程,最大的升阻比(升力与阻力之比)意味着最小的下滑角和最远的滑翔距离,即最大的空滑比^[12]。因此,飞机以最大空滑比 $K_{\max}$ 下滑时的下滑速度即为最有利下滑速度。最有利下滑速度和下降率分别为:

$$V_T = \sqrt{\frac{2W}{\rho SC_R}} \quad (4)$$

$$v_v = -\frac{DV_T}{W} \quad (5)$$

式中: V_T 为最有利下滑真空速, D 为飞机阻力, ρ 为空气密度, S 为机翼面积, C_R 为空气动力系数, v_v 为最有利下滑速度下的飞机下降率, W 为飞机重力。

飞机无动力转弯过程的转弯半径 R 为:

$$R = \frac{V_T^2 \cos \gamma}{g \tan \beta} \quad (6)$$

式中: β 为坡度, γ 为下滑角。

转弯过程高度损失为:

$$\Delta H_z = \frac{4W\pi \cos^2 \gamma}{C_L \rho S g K \sin 2\beta} \quad (7)$$

式中: C_L 为升力系数。

转弯过程中,如果保持下滑角 γ 、翼载荷 W/S 不变,空滑比为 $K_{\max}$,那么当坡度 $\beta=45^\circ$ 时转弯的高度

损失最小。

2.3 关键参数修正

飞机顺风时无动力下滑的距离远,逆风时下滑的距离短。因此需要定量分析风速对空滑比的影响。如图3所示,风速对下滑距离的影响为:

$$d' = \int_{t_1}^{t_2} d(V_T - V_G) \quad (8)$$

风速对空滑比的影响为:

$$K' = \frac{\int_{t_1}^{t_2} d(V_T - V_G)}{\Delta H} \quad (9)$$

以某单发飞机为例,下降率为20 m/s,每下降1 000 m高度,1 m/s的逆风使得无动力直线下滑距离缩短50 m,空滑比减小0.05。

由公式(4)可知,飞机的重力、机翼面积、空气动力系数影响最有利下滑速度。另,在空中起动试验中,飞机油量不断消耗(一个架次会进行多次起动),因此也需要考虑飞机重力变化对最有利下滑速度的影响。实际操作过程中,通常保持等表速直线下滑,因此对表速微分,可以获得飞机重力变化对飞行表速的影响系数:

$$dV_i = \frac{dW}{\sqrt{2W\rho_0 SC_R}} \quad (10)$$

以某单发飞机基本构型为例,每消耗燃油500 kg,最有利下滑表速减小约8 km/h。

2.4 关键点确定方法

空中起动试飞航线上每一关键点,均由该点的高度和距离两方面信息确定其空间位置:三转弯点空间位置由转弯高度损失和转弯半径确定;各检查点空间位置,以三转弯点空间位置为参考点,按照等高度或等距离原则,结合空滑比确定;起动点高度由试验任务大纲确定,其距离(即起动点和三转弯点在地面投影的距离)为

$$d_q = K(H_q - H_{\text{三转弯}}) \quad (11)$$

式中: H_q 为起动点高度, $H_{\text{三转弯}}$ 为三转弯点高度。

停车点高度、距离分别为:

$$H_t = H_q + v_v t_j \quad (12)$$

$$d_t = K(H_t - H_{\text{三转弯}}) \quad (13)$$

式中: t_j 为发动机转子降至起动转速的时间,由发动机降转特性给出。

2.5 安全裕度设置

飞机无动力下滑返场降落,在应急动力系统工作的有限时间段内,必须保证飞机安全降落在机场

跑道。因此,在实际操作过程中需设置足够的安全裕度。

首先,风速风向、飞行员的驾驶技术等诸多因素影响飞机的空滑性能,且在试验过程中,一旦飞机高度过低、无法返回机场,将造成严重的事故。因此,给定空滑比时要留有足够的裕度,并通过在航线上设置的检查点实时修正飞机的飞行高度,以达到严格控制三转弯点飞行高度的目的。

其次,若三转弯点飞行高度一旦低于最低安全高度,则必须采取机动动作往机场方向作航线内切,减小转弯半径,同时增加转弯坡度。另外,根据应急动力系统试验结果,直线下滑过程应急动力燃料消耗较少,而机动动作消耗较大。因此,要避免进行较大机动动作,将1号航线三转弯点后移0.5~1.0倍跑道长度,从而保证飞机在三转弯点和第四检查点之间转弯,如图4所示。

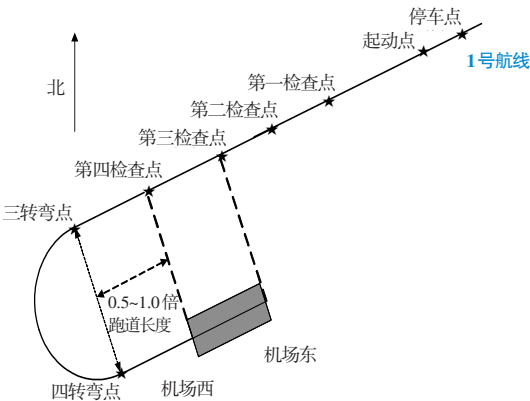


图4 1号航线改进示意图
Fig.4 The improved No.1 flight course

最后,飞机下滑降落在跑道长度1/8~1/4范围内,避免降落至跑道外。

3 飞行试验验证

3.1 模拟空滑迫降

在进行空中起动试飞前,必须对飞机无动力下滑性能进行摸底。因此,首先需进行飞机无动力下滑模拟试验。为保证模拟试验的安全性,发动机一般工作在慢车或节流小推力状态,以飞机构型产生的阻力平衡发动机的推力。通常,采取放减速板平衡发动机慢车或稍高于慢车状态的推力,如阻力不能平衡发动机推力,也可采取挂副油箱或增挂模拟弹的方式。某单发飞机无动力下滑性能模拟试验结果如表1所示。表中, $\bar{V}_i$ 为飞机下滑表速与最有利下

表1 某单发飞机无动力下滑模拟试验结果
Table 1 The simulated results of glide with power off

H/km	$\bar{V}_i$	$n_H/\%$	$\bar{K}$	$v_i/(\text{m/s})$	$\Delta H_i/\text{km}$
8~9	1.02	81.1	1.07	21.8	—
7~8	1.02	80.8	1.23	18.1	—
6~7	1.00	81.1	1.04	20.2	—
5~6	1.00	81.2	1.06	18.2	—
4~5	1.02	81.4	0.93	20.5	—
1~3	—	—	—	—	1.5~1.8

滑表速(飞机使用手册提供值)的相对值, $\bar{K}$ 为飞机空滑比与最佳空滑比(飞机使用手册提供值)的相对值, n_H 为发动机高压转子相对转速。

必须说明的是,飞机的气动特性和构型是飞机无动力空滑性能模拟试验结果的决定性因素,但飞行员的驾驶技术、气象条件(主要是大气温度影响发动机推力)、放起落架时机等也是不可忽视的影响因素。

3.2 空中起动试飞验证

某发动机配装在某单发飞机上进行空中起动试验。根据发动机空中起动试验点飞机速度分布,若起动试验点飞机速度大于飞机最有利下滑速度,起动失败后飞机应先平飞减速至最有利下滑速度,然后再沿航线直线下滑(图5紫色航线);若起动试验点飞机速度小于飞机最有利下滑速度,起动失败后应操纵飞机俯冲加速至最有利下滑速度,然后再沿航线直线下滑,但俯冲不应损失过多的高度(图5蓝色航线)。

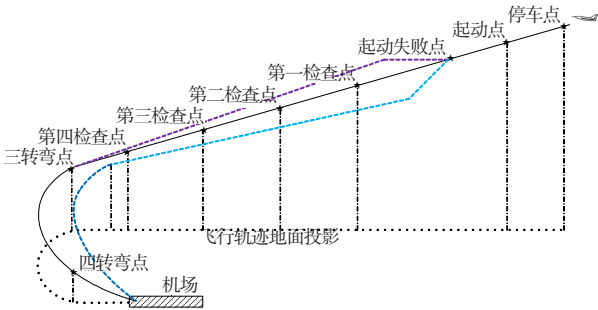


图5 单发飞机空中起动航线
Fig.5 The flight course of air-start of an aircraft with single engine

采用图5所示的空中起动航线,若取该单发飞机起落架收上状态最有利空滑比为7,起落架放下状态最有利空滑比为4,进行高度7 km、最有利下滑表速下的空中起动试验,则空中起动试飞航线各关键点的位置如表2所示。多次空中起动试飞结

表2 某单发飞机空中起动试飞航线各关键点信息
Table 2 The parameter at the key points of the flight course of
air-start of an aircraft

关键点	距离/km	高度/m	备注
四转弯点	3.2	800	距降落点距离
三转弯点	0.0	2 600	距三转弯点距离
第四检查点	3.2	3 057	距三转弯点距离
第三检查点	6.8	3 571	距三转弯点距离
第二检查点	10.4	4 085	距三转弯点距离
第一检查点	14.0	4 599	距三转弯点距离
起动点	30.8	7 000	距三转弯点距离
停车点	37.8	8 000	降转时间50 s

果表明,飞机实际无动力下滑空滑比比使用手册给定的最佳空滑比大3%~26%。说明飞机能够无动力滑翔的距离更远,为飞机在空中起动航线各检查点的操纵留有较大空间,即使发动机空中起动失败沿航线下滑,也能保证飞机安全降落。

4 结论

在单发飞机空中起动试飞安全控制的需求上,基于停车迫降航线,提出了发动机空中起动航线建立方法,给出了空中起动试飞航线关键参数确定和修正方法,以及安全裕度设置方法。经飞行试验验证,该方法合理、可行,能提高空中起动试飞安全控制的精度和裕度,实现对单发飞机空中起动试飞全过程的安全控制,有效化解空中起动试飞的高风险,保障试飞安全,并可为部队训练使用提供参考,具有

重要的实际应用价值。

参考文献：

[1] 马明明,高扬,申世才. 航空动力装置试飞[M].北京:航空工业出版社,2018.

[2] 李志. 苏-27的研制历程[J]. 航空世界,2010,(7):50—53.

[3] GJB 626A—2006,军用固定翼飞机和旋翼机科研试飞风险科目[S].

[4] Franco A, Rivas D, Valenzuela A. Optimization of unpowered descents of commercial aircraft in altitude-dependent wind[J]. Journal of Aircraft, 2012, 49(5): 1460—1470.

[5] 王宏伦,裴云峰,倪少波,等. 飞行器无动力应急着陆域和着陆轨迹设计[J]. 航空学报, 2014, 35(5): 1404—1415.

[6] 许维进,凌政国. 现代歼击机停车迫降航线的研究和确定[J]. 飞行力学, 1985, (4): 100—113.

[7] 王小峰,程德金. 带应急动力装置单发电传飞机发动机空中起动[R]. 西安:中国飞行试验研究院,2002.

[8] 张立彬,李连禹. 停车转弯掉高度问题的探讨[J]. 飞行力学, 1998, 12(4): 72—75.

[9] 戴陪基,王学文. 教八飞机停车迫降的模拟飞行[J]. 江苏航空, 2005, (3): 26—27.

[10] 邓烈勇,程仲刚,孙海东. 初教机无功率迫降最佳下滑速度的确定[J]. 中国民航飞行学院学报, 2000, (3): 20—21.

[11] 崔益华,韩意新,王启. 战斗机空滑迫降技术研究[J]. 飞行力学, 2013, 31(6): 449—552.

[12] 方振平,陈万春,张曙光,等. 航空飞行器动力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005.

(上接第27页)

参考文献：

[1] 方宝瑞. 飞机气动布局设计[M]. 北京:航空工业出版社, 1997.

[2] 宋国磊. 飞翼布局无人机双S弯进气道设计及流动控制技术应用研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2016.

[3] Fiola C, Agarwal R K. Simulation of secondary and separated flow in diffusing S-ducts[R]. AIAA 2014-0561, 2014.

[4] Seddon J J, Goldsmith E L. Intake aerodynamics[M]. London:London Blackwell Science, 1999.

[5] Wellborn S, Reichert B, Okiishi T. An experimental investigation of the flow in a diffusing S-duct[R]. AIAA 92-3622, 1992.

[6] 李茂义,袁巍,陆亚钧,等. 进气畸变对跨声速轴流压气机气动影响的机理研究[J]. 航空动力学报, 2014, 29(2): 374—383.

[7] Little B H, Trimboli W S. An experimental investigation of S-duct diffusers for high-speed propfans[R]. AIAA 82-1123, 1982.

[8] Abdellatif O E. Experimental study of turbulent flow characteristics inside a rectangular S-shaped diffusing duct [R]. AIAA 2006-1501, 2006.

[9] Berrier B L, Allan B G. Experimental and computational evaluation of flush-mounted, S-duct inlets (invited) [R]. AIAA 2004-0764, 2004.

[10] Berrier B L, Carter M B, Allan B G. High Reynolds number investigation of a flush-mounted, S-duct inlet with large amounts boundary layer ingestion[R]. NASA-TP-2005-213766, 2005.

[11] 余远安,郭荣伟,孙姝,等. 一种隐身外形弹体下埋入式进气道的进气机理与低速实验研究[J]. 空气动力学报, 2003, 21(2): 182—188.