

某型尾吊高平尾飞机失速 特性试飞方法研究

Research on Flight Test Methods of Stall Characteristics of a Rear-Mount Engine and High Horizontal Tail Civil Airplane

邹灿东 王育平 徐南波 付琳 / Zou Candong Wang Yuping Xu Nanbo Fu Lin

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘要:

某型尾吊高平尾飞机通过安装失速保护系统改善失速特性,满足了适航条例的要求。介绍了失速保护系统的设计,从保障试飞安全的失速试飞准备工作、失速保护系统研制试飞与失速特性验证试飞三个方面研究了安装失速保护系统飞机的失速试飞方法。

关键词:尾吊高平尾飞机;失速特性;失速保护系统;试飞方法

[Abstract] Stall characteristics of a rear-mount engine and high horizontal tail civil airplane are improved and the airworthiness requirements are met by implementing stall protection system. The design of stall protection system is presented. Stall characteristics flight test methods of airplane with stall protection system are studied, including preparations for the flight test safety before stall flight test, stall protection system development flight test and airworthiness certification test.

[Key words] Rear-Mount Engine and High Horizontal Tail Airplane; Stall Characteristics; Stall Protection System; Flight Test Methods

0 引言

飞机的失速特性对飞行安全、飞行品质与飞机性能都有着至关重要的影响,研究失速特性主要是对失速期间飞机的气动特性与操纵品质进行研究,以获得较小的意外失速概率以及安全迅速的失速改出特性,同时良好的失速特性也是较小失速速度的前提。本文研究的某型尾吊高平尾飞机是按照中国民航适航规章(CCAR25)与联邦航空条例(FAR25)要求设计的。

尾吊高平尾飞机(简称T尾布局)容易在大迎角时进入“深失速”状态,对飞行安全有不利影响,一般采用失速保护系统(自动推杆器)保证飞机在大迎角下的飞行安全性,国内对安装有失速保护系统飞机的失速试飞经验较少。本文对安装有失速保护系统的T尾布局飞机的失速试飞方法进行了

研究。

1 失速保护推杆与失速警告工作迎角研究

T尾飞机的平尾安装在垂尾的梢部,既可起到垂尾端板的作用,减小垂尾面积,又因垂尾的后掠可使平尾获得较长的尾臂,减小平尾的面积。但是,该类布局飞机失速特性存在某些“天生”缺陷,由于失速时尾翼处于机翼、机身以及发动机吊挂和短舱的尾涡区内,容易在大迎角时发生“深失速”,出现飞机被锁定不易改出的安全性问题,英国的BAC1-11飞机就曾因此失事,这也一直是T尾布局飞机安全性的关键问题。

某型T尾飞机采用的失速保护系统包括失速警告系统与自动推杆器。失速警告系统在飞机迎角达到其工作迎角时,给出振杆、目视和音响警告

信号,以弥补其不能提供 § 25. 207 中失速警告要求的清晰可辨的自然失速警告的不足;如果飞机迎角进一步增大到自动推杆器工作迎角,失速保护系统发出推杆指令,推杆器自动操纵驾驶杆向前运动,使飞机低头,从而改出失速状态,避免飞机进入“深失速”。

失速保护系统设计的关键问题之一是确定工作迎角,包括自动推杆和失速警告工作迎角。自动推杆工作迎角的选取与飞机的失速特性有关,一般在设计阶段通过风洞试验升力与俯仰力矩特性曲线来判断飞机失速特性的好坏,从而确定自动推杆点是前置推杆还是后置推杆。如图 1 所示,最大升力系数 A 点对应迎角为 α_A ,俯仰力矩“失稳点”B 点对应迎角为 α_B ,如果 $\alpha_B - \alpha_A < 5^\circ$,表明飞机失速特性不好,自动推杆器工作迎角必须设置在 A 点之前(前置推杆,图 1 中 C 点);如果 $\alpha_B - \alpha_A \geq 5^\circ$,表明飞机失速特性良好,自动推杆器工作迎角可以设置在 A 点之后(后置推杆,图 1 中 D 点)。考虑自动推杆器工作后迎角变化存在过冲现象,自动推杆器工作迎角与 A 点之间需考虑一定的余量,该余量可设定为固定值或根据迎角变化率等参数确定。根据 FAR25-108 修正案的要求,抖杆工作迎角应使得失速警告速度比自动推杆器工作速度大 5 节或 5% (取大者)。

本文研究的某型 T 尾飞机采用前置推杆,推杆器工作迎角通过失速试飞最终确定。

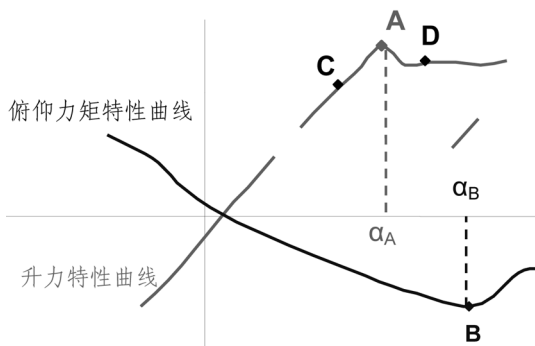


图 1 自动推杆器工作迎角选取示意图

2 失速试飞方法研究

失速特性与适航条款的符合性需通过试飞进行验证,针对失速试飞科目高风险、高难度,以及失速保护系统的特点,从失速试飞准备工作、研制试飞及验证试飞三个阶段对失速特性试飞方法进行阐述。

2.1 失速试飞前准备工作

为保证失速试飞的安全,失速试飞前应完成相关科目试飞及采取必要的安全措施,包括:

(1) 完成大迎角、大侧滑角、大俯仰角、大滚转角与负过载等条件下试飞,确保这些状态下飞机操纵特性、发动机与各系统工作正常。

(2) 完成发动机与辅助动力系统空中启动试飞,制定详细的空中启动程序;完成单发失效后飞机响应特性与操纵特性及双发失效后滑翔特性试飞。

(3) 专门加装失速改出伞系统,飞机进入失控或“深失速”状态不能正常改出失速时,机组可通过改出伞改出,并在失速试飞前完成地面与空中改出伞开伞试验。

(4) 制定详细的失速试飞风险预案与程序,包括单发停车、双发停车与进入“深失速”等特殊情况的处置程序与方案。

2.2 失速保护系统研制试飞

失速保护系统的工作特性对飞机的失速特性有很大影响,在研制试飞阶段完成风标迎角特性、失速保护系统功能以及工作迎角调定试飞,冻结失速保护系统软硬件构型,为最终的失速特性验证试飞奠定基础。

(1) 风标迎角特性试飞:确定风标迎角(当地迎角)与机身迎角的校线关系,判断风标是否受其它部件的严重影响。一般来说风标迎角随飞机迎角应是单调变化的,若两者存在严重非线性或反向则需考虑调整风标传感器位置;判断风标迎角是否与侧滑角有很大的敏感性,若敏感性过高,需考虑侧滑角对风标迎角的修正或调整风标传感器位置。

(2) 失速保护系统功能试飞:在初步设定的失速保护系统参数下,按规定的飞机构型与状态完成直至失速警告系统与自动推杆器工作的检查试飞,检查失速保护系统各项功能是否正常工作,是否满足飞机的失速保护需要,包括自动推杆速率、杆力、信号滤波、时间延迟等。

(3) 失速保护系统工作迎角确定试飞:按照适航要求,进行自动推杆器断开后的自然失速试飞,重新对失速保护系统工作迎角进行设置(包括相关参数对工作迎角的修正关系)。

2.3 失速特性验证试飞

飞机的失速特性是否符合适航条例要求需通过试飞验证,通过对条例要求进行分析,对失速试

飞形态、试飞程序与判据进行说明。

2.3.1 试飞形态

(1)对正常使用所批准的所有形态,在有动力和无动力情况下,在机翼水平和 30° 坡度转弯飞行中研究失速特性。

(2)失速特性的试验形态应该包括所有襟翼位置所使用的减速装置,除非施加限制,在特定襟翼位置不使用这些装置。

(3)对于任何可能改变飞机失速特性的系统或装置,在使其处于正常工作模式时研究失速特性,如偏航阻尼器等。

(4)在后重心进行失速特性试飞,如果在前重心失速试飞表明在前重心可能存在临界的失速改出特性,那么须在临界情况下进行试飞来表明符合性。

(5)在起落架和襟翼收起状态、直到批准的最大使用高度上演示失速,以确定是否存在对失速特性的任何不利的压缩性影响。

失速特性试飞要求考虑最不利容差情况,舵面极限偏度应按制造容差下限进行设置,但如果能表明失速特性试飞时所使用的舵面偏度远小于其设计极限偏度,则认为可以采用名义值进行设置;按照最临界的情况设置失速保护系统容差;同时考虑最大允许的不对称燃油装载。

2.3.2 试飞程序与判据

(1)在相应的形态与推力下,在 $1.2V_s \sim 1.4V_s$ 速度配平飞机至松杆飞行,然后,仅使用纵向主操纵机构建立和保持与§25.201所规定的相一致的减速率,直到飞机失速。在整个失速和改出过程中,发动机推力和驾驶员所选定的配平位置应保持不变。

(2)在飞机迎角达到自动推杆器工作迎角,自动推杆器工作且强烈而有效的制止进一步减速时,认为飞机达到完全失速。

(3)在接近失速过程中,从配平速度到比失速速度大10%左右的速度,随着速度减小,纵向拉杆力应连续增加,小于 $1.1V_s$ 的速度,如果纵向拉杆力变化不是突然的或过分的,那么纵向拉杆力有些减小是可接受的。

(4)对于机翼水平失速,须满足§25.203(b)规定的“在失速和完成改出期间发生的滚转不得超过大约 20° ”;对于 30° 坡度转弯失速,须满足§25.203(c)规定的“飞机失速后的运动不得过于剧烈或幅

度过大,以至难以用正常的驾驶技巧迅速改出并恢复对飞机的操纵”,并根据不同减速率分别满足“在原转弯方向大约 60° ,或相反方向大约 30° ”(减速率 $\leq 1\text{kn/s}$)与“在原转弯方向大约 90° ,或相反方向大约 60° ”(减速率 $> 1\text{kn/s}$)。

(5)直到认为飞机已失速那一点,正常使用横向操纵必须产生(或修正)相应方向上的滚转,正常使用航向操纵必须产生(或修正)相应方向上的偏航。正常使用操纵机构必须能够防止失速或从失速中改出。

(6)失速警告必须是可辨的、适时的、一致的。失速警告应该在不小于比推杆器工作速度大5节或5%(取大者)的速度上开始,失速警告余量必须足以允许驾驶员在失速警告开始之后不小于1s开始改出。必须对所有形态都提供人工失速警告,并且在整个失速过程中连续警告,直到迎角减小到开始警告的迎角左右。

2.3.3 典型失速特性试飞结果

图2给出了某型T尾飞机一次机翼水平失速试飞的时间历程曲线,试飞形态为后重心、起飞构型,减速率为 1kn/s 。直到飞机完全失速(自动推杆器工作),纵向操纵杆力连续增加,失速和完成改出过程可有效地进行横向操纵,飞机倾斜角不大于 5° 。失速警告约在比推杆器工作速度大7%的速度开始,且失速过程持续警告,直到迎角减小到小于开始警告的迎角。此次机翼水平失速特性满足相关适航条例要求。

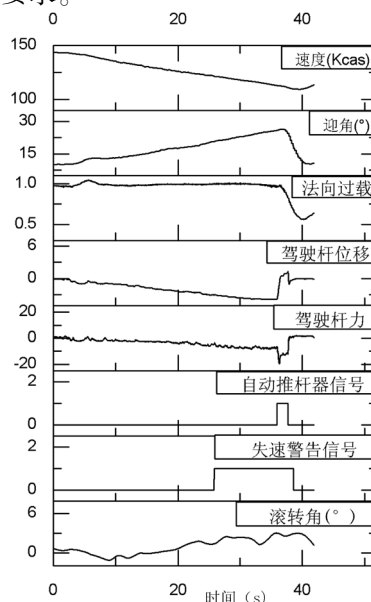


图2 典型失速特性试飞时间历程图

3 结论

该型 T 尾飞机为避免进入“深失速”,保证飞机进入失速后的安全性,安装了失速保护系统,本文针对失速试飞高风险、高难度及失速保护系统的特点,结合适航验证要求,对失速试飞方法进行了研究,为相似布局飞机的设计及失速试飞方法提供参考。

(上接第 18 页)

到摩擦系数和污染物阻力的影响,且使用反推力。对于污染跑道,应在计算空中段距离时假设从 50ft 高度到跑道上接地之间存在 7s 的时间差。在缺乏试飞数据证实存在更低的值时,接地速度假定为入口速度的 93%^[3]。地面减速段距离的计算方法和起飞加速停止距离的计算类似。根据 EASA 和 CAAC 的规定,在污染跑道上所需的着陆距离为湿跑道上所需的着陆距离和污染跑道上实际着陆距离的 1.15 倍中的较大者,如式(19)所示:

$$RLD_{污染} = \text{MAX}(RLD_{湿}, 1.15ALD_{污染}) \quad (19)$$

表 3 为 CAAC 规定的在指定道面条件的距离数据不可用时用于评估的距离换算表,同时表 3 中的系数是基于使用最大人工刹车、使用自动扰流板(如果装备)以及反推工作前提下得到的。对于无反推的运行(或不能使用反推),表 3 中的计算结果还要再乘以 1.2。表 3 中的系数不能用于评估自动刹车条件下的着陆距离要求。在 FAA 的 SAFO 06012 中也有相同的表格^[13]。

表 3 指定道面条件的距离数据不可用时用于评估的距离换算表

道面条件	报告的刹车效应	干跑道所需着陆距离的换算系[注]
湿道面和干雪	好	0.9
压紧的雪	中	1.2
湿雪,融雪,积水,冰	差	1.6
湿冰	劣	禁止着陆

注:干跑道所需着陆距离乘以换算系数所得数值相当于指定道面条件实际着陆距离加上 15% 的余量。

4 结论

污染跑道上飞机的起飞着陆性能计算在滑水速度公式的表达方式、EASA 和 CAAC 关于污染物的厚度范围存在差异、如何定义各种污染物的厚度

参考文献:

- [1] 中国民用航空总局. CCAR-25, 中国民用航空规章第 25 部[S]. 北京:中国民用航空总局,2001.
- [2] 李勤红,屈玉池,赵杰,等. 运输类飞机合格审定飞行指南[M]. 西安:中国飞行试验研究院,2003.

以及如何对计算出的污染跑道性能数据进行验证等方面有待进一步完善。本文通过对 FAA、EASA 和 CAAC 以及相关资料的研究,整理了用于计算污染跑道上起降性能的方法,对于性能分析工作具有一定的指导意义。

参考文献

- [1] Boeing Commercial Airplanes, Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents, 2011.
- [2] AC91-6A, Water, Slush, and Snow on the Runway, FAA,1978.
- [3] CS-25, Certification Specifications for Large Aeroplanes, Amendment 11, EASA, 2011.
- [4] AC-121-FS-2009-33. 航空承运人湿跑道和污染跑道运行管理规定. 中国民用航空局飞行标准司,2009.
- [5] Walter B. Horne and Robert C. Dreber, “Phenomena of Pneumatic Tire Hydroplaning”, NASA, 1963.
- [6] G. W. H. van Es. Hydroplaning of modern aircraft tires, NLR-TP-2001-242, 2001.
- [7] ESDU Data Item 90035. Frictional and Retarding Forces on Aircraft Tyres. Part V; Estimation of Fluid Drag Forces. November 1990, with Amendment A,1992.
- [8] Van Es, G. W. H. . Method for Predicting the Rolling Resistance of Aircraft Tires in Dry Snow. AIAA Journal of Aircraft, 1999.
- [9] Van Es, G. W. H. . Rolling Resistance of Aircraft Tires in Dry Snow. National Aerospace Laboratory NLR, Technical Report TR-98165, 1998.
- [10] ESDU Memorandum No. 95. Impact Forces Resulting From Wheel Generated Spray; Re - Assessment Of Existing Data, 1997.
- [11] ESDU Data Item 98001. Estimation of Airframe Skin-Friction Drag due to Impingement of Tyre Spray,1998.
- [12] J. H. M. Gooden. CRsray-Impingement drag calculation of aircraft on water-contaminated runways. National Aerospace Laboratory NLR, NLR-TP-2001-204, 2001.
- [13] FAA SAFO 06012 Landing Performance Assessments at Time of Arrival (Turbojets),2006.