民用飞机失速保护系统工作逻辑确定试飞技术

张海妮*，成婷婷
中国飞行试验研究院，陕西 西安 710089

摘　要：对于安装失速保护系统的民用飞机，失速保护系统工作逻辑确定是进行试飞工作的前提，也是试飞工作中的一大难点。结合 ARJ21-700 飞机的失速试飞，全面总结了以推杆器为核心的失速保护系统的工作逻辑确定试飞和验证试飞技术，基于试飞数据深入分析了验证试飞中暴露的问题，提出改进方案，并通过试飞对所给出的改进方案进行了验证。试验证明，所提出的解决方案有效可行。研究结果可为国内其他有失速保护系统飞机的失速试飞提供重要参考。

关键词：民用飞机；失速；失速保护系统；推杆器；飞行试验

中图法分类号：V217.31；　**文献标志码**：A　DOI：10.19452/j.issn1007-5453.2018.02.015

失速问题一直是民用飞机型号研制的热点、焦点和难点问题，是飞行安全至关重要的影响因素之一，因此受到工业方、适航当局和客户的密切关注。出于安全考虑，航空规章对于失速速度、失速特性、失速保护装置，以及失速验证都有明确的要求[1]。为了阻止飞机进入大迎角状态进而防止其失速，并帮助飞机获得良好的失速特性，一些飞机会安装失速保护系统[2]。对于安装失速保护系统的飞机来说，失速试飞的难点除了失速速度试飞方法、失速特性预测和改出方法研究外，还有失速保护系统工作逻辑的确定。失速保护系统工作逻辑的确定是进行失速试飞的前提，是推动失速试飞历程的关键。

失速保护系统的工作逻辑必须通过试飞确定。在 ARJ21-700 飞机研制之前，国内并未研制过以推杆器为核心的失速保护系统，也未进行过失速保护系统的工作逻辑确定试飞。ARJ21-700 飞机型号合格审定失速试飞的开展，成功地解决了以推杆器为核心的失速保护系统的工作逻辑确定问题，破解了失速试飞中的一大难题。本文结合该型飞机失速试飞，全面系统地总结了 ARJ21-700 飞机失速保护系统工作点，确定及验证试飞技术以及试飞中出现的问题和解决方案，可为后续相关机型提供参考。

1 ARJ21-700 飞机失速保护系统

失速保护系统的目的是阻止飞机进入大迎角状态进而防止其失速。ARJ21-700 飞机的失速保护功能由两个阶段执行：第一个阶段为抖杆，第二个阶段为推杆。该失速保护系统包括两套综合有失速保护计算机（Stall Protection Computer，SPC）的迎角传感器、两套抖杆器和一套推杆器。SPC 对迎角传感器测量的迎角信号进行处理和逻辑计算，通过总线将触发逻辑信号分别传输到航电系统、抖杆器、俯仰伺服等部件，从而实现失速保护警告、失速推杆等功能。

SPC 对迎角传感器测量迎角信号进行处理和逻辑计算，具体处理逻辑如下：当飞机迎角达到抖杆门限值，相应的一侧 SPC 发出抖杆信号，出现单侧声音、灯光告警以及两侧驾驶杆均抖杆；当两侧修正后的迎角均达到抖杆门限值，两侧 SPC 均发出抖杆信号，并且两侧声音、灯光告警和两侧驾驶杆均抖杆。当两侧 SPC 均发出抖杆信号，左右迎角的平均值将作为推杆使用，一旦平均值达到推杆门限，两侧 SPC 发出推杆指令，俯仰伺服执行推杆动作。当机身迎角小于抖杆迎角 0.5°，抖杆解除；推杆解除逻辑为：当机身迎角小于推杆迎角减去 0.8° 或者法向过载小于 0.5（以先到者为主）后，推杆解除。

2 失速保护系统工作逻辑确定试飞

失速保护系统的抖杆器和推杆器在达到预先设定的门限值时，才会执行相应的失速保护功能。因此，必须首先通

收稿日期：2017-10-12　退修日期：2017-11-09；　录用日期：2018-01-04
* 通信作者 .Tel.：13468850247　E-mail：heny-2004@163.com
引用格式：Zhang Haini, Cheng Tingting. Working logic determination flight test technology for civil aircraft stall protection system [J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (02): 15-19. 张海妮，成婷婷 . 民用飞机失速保护系统工作逻辑确定试飞技术 [J]. 航空科学技术，2018, 29 (02): 15-19.

过自然失速试飞确定失速保护系统的工作点，才能确保失速保护系统正常工作。失速保护系统工作点确定试飞的核心是确定推杆器的工作点，在推杆器的工作点确定之后，再根据失速警告裕度的要求确定抖杆器的工作点。

根据《中国民用航空规章》第 25 部（CCAR-25）的要求，试验中选择在发动机慢车和 $1.5V_{SR}$（V_{SR} 为参考失速速度）平飞所需功率条件下进行机翼水平和 30° 坡度转弯失速机动。对于试验条件，为了将试验风险降至最低，遵循先飞较低风险的试验状态，后飞较高风险的试验状态的原则，最终设计的试验步骤如下：(1) 中等重量（质量）、前重心、发动机慢车和 $1.5V_{SR}$ 平飞所需功率条件下的机翼水平失速（中低空）和转弯失速试飞；(2) 中等重量、前重心、发动机慢车条件下的机翼水平失速试飞（高空），考虑高空失速的马赫数效应影响；(3) 大重量、前重心、发动机慢车和 $1.5V_{SR}$ 平飞所需功率条件下的机翼水平失速和转弯失速试飞。

按照以上步骤进行试飞并对试飞数据进行分析，最终确定飞机各构型下的自然失速迎角和失速特性，见表 1。根据自然失速试飞结果，设计部门综合考虑后初步设置了 SPC 的推杆器工作点。

表 1 ARJ21-700 飞机自然失速迎角和失速特性

Table1 Natural stall angle of attack and stall characteristics of ARJ21-700 aircraft

序号	襟缝翼构型	失速迎角 / (°)	失速特性
1	巡航	13.5~14.0	强烈抖振
2	起飞	21.5~22.0	滚转
3	进近	19.0~20.0	滚转和不明显的迎角上仰
4	着陆	18.5~19.0（机翼水平失速）	机翼急失速，同时出现迎角上仰

3 失速保护系统工作逻辑验证试飞

3.1 推杆器工作点验证试飞步骤

为确保推杆器工作点设置的合理性，在推杆器接通条件下进行试飞验证。试验设计环节遵循从较低风险的试验状态向较高风险的试验状态过渡的原则，最终设计的试验步骤如下：(1) 中等重量、前重心、发动机慢车和 $1.5V_{SR}$ 平飞所需功率条件下的转弯失速试飞；(2) 中等重量、中等重心、发动机慢车和 $1.5V_{SR}$ 平飞所需功率条件下的机翼水平失速和转弯失速试飞；(3) 中等重量、后重心、发动机慢车和 $1.5V_{SR}$ 平飞所需功率条件下的机翼水平失速和转弯失速试飞；(4) 轻重量、后重心、发动机慢车和 $1.5V_{SR}$ 平飞所需功率条件下的机翼水平失速和转弯失速试飞（最严重的失速特性）。

3.2 试飞中发现的问题分析及解决

3.2.1 推杆器工作前飞机滚转失速

试飞结果表明，在着陆构型条件下，飞机的失速特性主要受滚转失速影响，具体表现为：飞机在达到最大升力系数之前出现不可接受的滚转、进入失速过程中副翼操纵效率降低较快、减速率比较大时滚转程度加剧。

针对该问题，最直接的解决方案是减小推杆器工作点以保证飞机良好的失速特性。但是计算结果表明，由于推杆器工作点减小所引起的失速速度增加将导致 V_{REF}（V_{REF} 为参考着陆速度）增加（规章要求 $V_{REF} \geqslant 1.23V_{SR}$），从而导致飞机无法满足性能指标。当推杆器工作点减小后，飞机的 V_{REF} 将处于 D 类飞机的速度范围之内，而 ARJ21-700 飞机申请的飞机类型为 C 类，见表 2。

表 2 飞机审定类型分类

Table 2 Classification of aircraft approval types

飞机类型	速度范围 / (m/s)
A	V_{REF}<46.81
B	46.81<V_{REF}<62.25
C	62.25<V_{REF}<72.54
D	72.54<V_{REF}<85.40
E	85.40<V_{REF}<108.55

为了解决该问题，对着陆构型条件下的试飞数据进行计算分析，得出不同减速率对应的滚转失速迎角及应急过冲（迎角变化率）情况，如图 1 和图 2 所示。

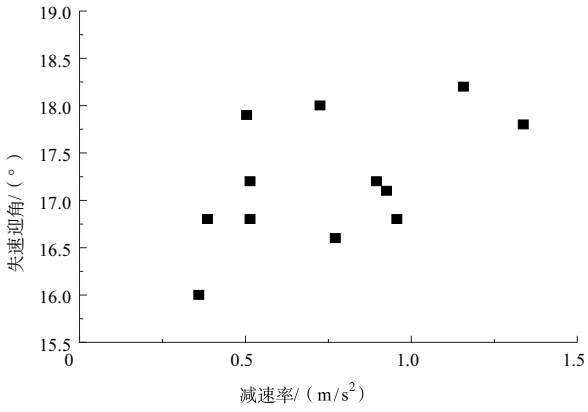

图 1 不同减速率对应的滚转失速迎角

Fig.1 Angle of attack of roll stall at different deceleration ratios

如图 1 和图 2 所示，减速率较小时（约为 0.51m/s²），对应的滚转失速迎角较大且迎角过冲情况较缓。由此可知，在着陆构型条件下，飞机失速特性在小减速率范围内受滚转影响较小。同时，飞机的失速速度是在小减速率条件下确定，因此可以提出如下的解决思路：在推杆器工作迎角中增加

负的迎角修正量，该修正量的值在大减速率（较大的迎角变化率）范围内较大，而在小减速率（较小的迎角变化率）范围内较小。这样，相当于主要在大减速率范围内减小了推杆器工作迎角，既可以保证飞机的性能指标不受影响，又可以保证飞机良好的失速特性。绘制失速过程中迎角过冲与迎角变化量之间的关系，如图 3 所示。综合考虑后制定了最终的迎角修正量，修正曲线如图 3 所示。

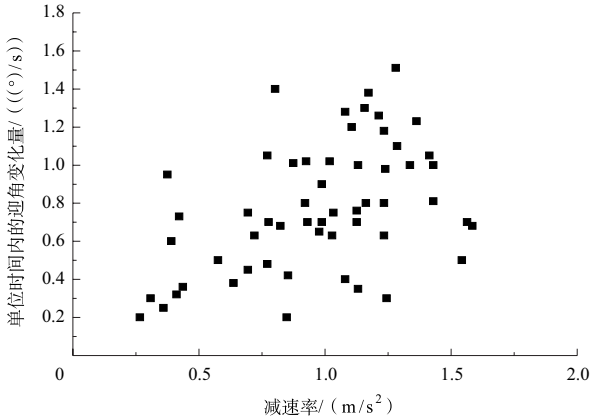

图 2　不同减速率对应的迎角过冲情况

Fig.2　Overshoot of angle of attack at different deceleration ratios

试验证明，该方案可有效解决着陆构型条件下飞机的滚转失速问题。

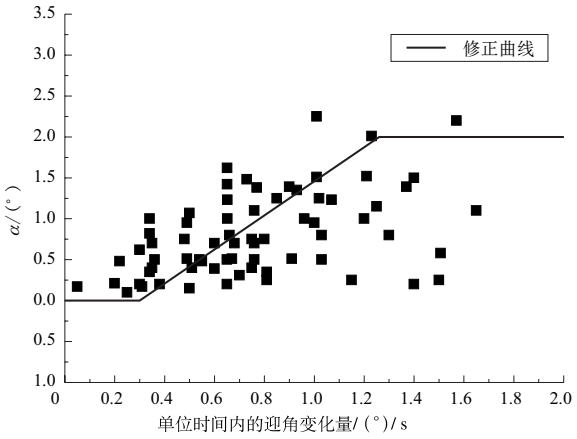

图 3　迎角修正量与迎角变化率的关系

Fig.3　Relationship between correction and change rate of angle of attack

3.2.2 侧滑导致失速警告不同时

ARJ21-700 飞机的左右空速及迎角受侧滑影响很大，在微小侧滑中，飞机左右迎角即有 1.5° ~ 2° 的差别；在极限侧滑下，差别可能达到 6°~7°，如图 4 所示。

小量的侧滑可能导致两侧迎角指示存在明显差异，左右两侧失速警告不同时，这对失速警告裕度判断存在一定的影响；同时，由于 ARJ21-700 飞机左右两侧失速保护计算机都发出推杆指令时才能进行推杆操纵。因此，小量侧滑的存在可能导致大迎角情况下推杆器不能推杆。如图 5 所示，给出了 ARJ21-700 飞机失速过程中小量侧滑引起的左右迎角差异和左右推杆器信号不同步现象，图中左右迎角差异导致的左右推杆器信号不同步可达到 3s。

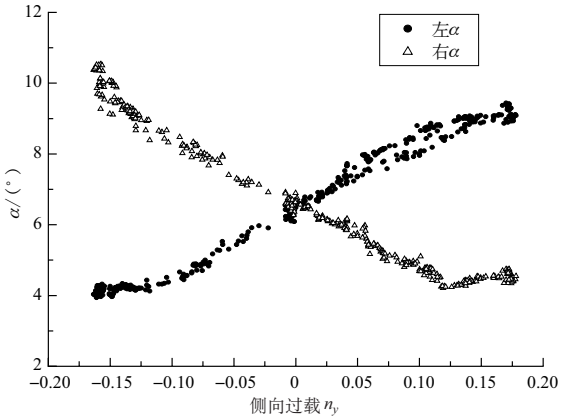

图 4　侧滑情况下飞机左右迎角的差异

Fig.4　Difference between angle of attack in left and right side of aircraft under sideslip condition

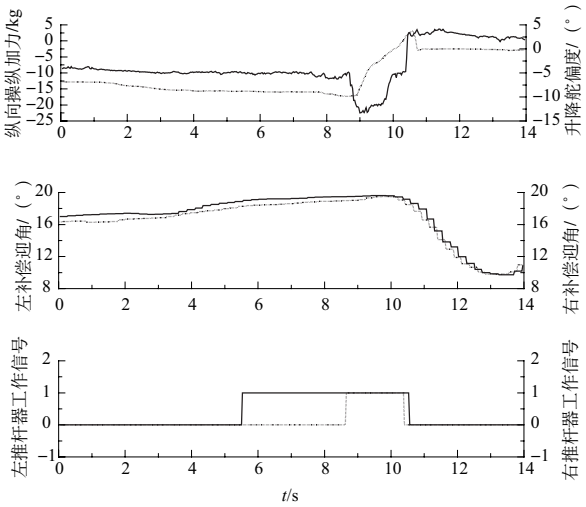

图 5　两侧迎角差异在小侧滑状态下对失速特性的影响

Fig.5　Influence of angle of attack difference in both sides on stall characteristics under small sideslip conditions

为了消除侧滑对失速保护系统工作特性的影响，提出引入 n_y（侧向过载）修正的方案，即利用 n_y 对输入失速保护系统的局部迎角信号进行修正。经过反复试验验证，最终确定了如下的 n_y 修正逻辑：(1) 当左右风标局部迎角相差小于 2.5° 时，不使用 n_y 对局部迎角进行修正；(2) 当左右风标局部迎角相差大于 2.5° 时，采用 n_y 对局部迎角进行修正。并且当 n_y 绝对值大于 0.15 时，采用 n_y 绝对值等于 0.15 对应的修正量。n_y 修正公式如下：

$$\Delta\alpha_{\mathrm{LOCAL}}=\left(\mathrm{CY}_2\times n_y^2\right)+\left(\mathrm{CY}_1\times n_y\right)+\mathrm{CY}_0 \tag{1}$$

式中：CY_2，CY_1，CY_0 为修正系数。修正后的左右风标局部迎角分别为 $\alpha_{\mathrm{LOCAL_L}}-\Delta\alpha_{\mathrm{LOCAL_L}}$，$\alpha_{\mathrm{LOCAL_R}}-\Delta\alpha_{\mathrm{LOCAL_R}}$。

针对侧滑的影响，对抖杆器和推杆器的触发逻辑也做了相应的更改，更改后的抖杆器和推杆器触发逻辑为：当任何一侧 SPC 机身迎角（经过 n_y 修正后）达到抖杆迎角之后，即触发抖杆逻辑；当两侧 SPC 均触发抖杆后，对左右迎角进行均值，然后输入失速保护系统触发推杆逻辑。

3.2.3 失速改出过程中出现负过载

在推杆器工作点验证试飞中发现一个比较突出的问题是：当推杆器工作启动后，在试飞员不干预的情况下，巡航构型失速改出法向过载多次达到负值。基于试飞数据对试飞过程中巡航构型出现负过载的次数进行统计：飞机共进入失速 68 次，其中法向过载小于 0 的次数为 38 次，占总失速的 58.5%，如图 6 所示。

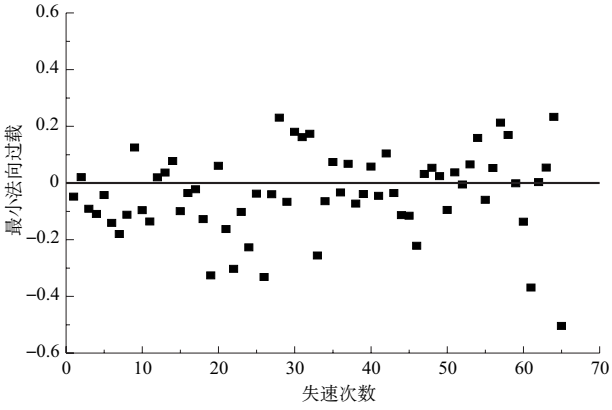

图 6 失速改出过程中法向过载统计结果

Fig.6 Statistical results of normal overload during stall modification

当假定失速推杆改出速率均为 11.3（°）/s，巡航构型表现出来的失速改出特点是推杆过猛，法向过载减小过多；着陆构型表现出来的失速改出特点则是改出特性良好，可以快速有利地改出失速。通过对比分析，认为出现这种现象的原因有以下几点：

(1) 从气动角度讲，同样是失速后推杆到底改出，升降舵偏转角度一致。但由于巡航构型失速速度大于着陆构型失速速度，因此升降舵效率较高，而且巡航构型单位过载的升降舵能力要高于着陆构型。因此，当以同样的升降舵偏度改出时，巡航构型的法向过载要远远小于着陆构型的法向过载，从而造成巡航构型改出法向过载小于 0。

(2)SPC 内使用的迎角与飞机的实际迎角存在一定的时间滞后。失速改出时，由于迎角变化率较快（俯仰角速率最小可达到 −19.54（°）/s），推杆解除时迎角要明显晚于设计值，这对失速改出法向过载小于 0 有一定的影响。

为了解决该问题，通过失速特性试飞研究了推杆行程对法向过载的影响。试验中由试飞员对不同的推杆行程进行了试飞演示，试飞结果分析如图 7 所示。试飞结果表明，推杆行程过大是造成巡航构型负过载问题的主要原因之一，因此建议减小推杆行程以解决该问题。经过调整推杆器工作行程，最终确定推杆器工作逻辑由推杆到底更改为从当前位置前推 6°。如图 8 所示，给出了推杆器工作行程 6° 下进行失速试验时的最小过载。从数据中可以看出，该推杆逻辑在失速改出时可以限制升降舵运动行程，能够较好地解决巡航构型负过载问题。

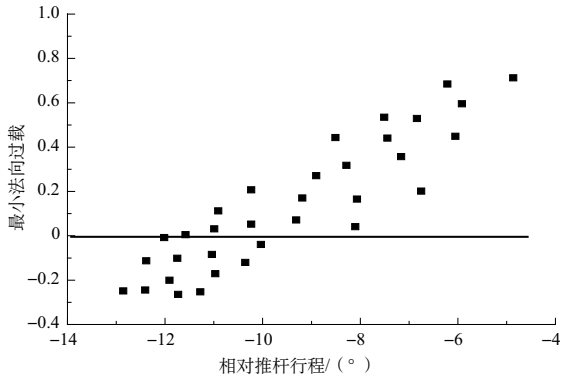

图 7 巡航构型不同推杆行程与最小法向过载的关系

Fig.7 Relationship between different relative control stick distance and minimum normal overload for cruise configuration

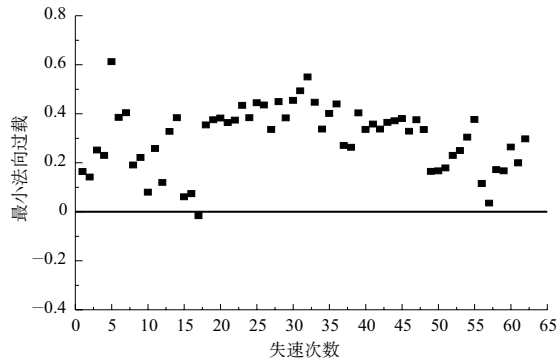

图 8 推杆行程 6° 时失速改出过程中法向过载统计结果

Fig.8 Statistical results of normal overload during stall modification when the relative control stick distance is 6 degree

4 试飞要点

在 ARJ21-700 飞机的失速保护系统工作逻辑确定试飞中，曾多次出现失速改出过程中产生负过载的问题，由于审查方严格要求申请人解决该问题，申请人最终通过多架次数据分析研究、多轮试飞验证解决了该问题。事实上，从航空规章的要求来

看，CCAR-25 部中与失速试飞相关的条款针对失速改出过程中的法向过载并没有具体要求，只是在咨询通告 AC25-7C 的人工失速警告和识别系统的设计和功能章节中有如下要求：失速识别系统正常工作时不应使飞机总的法向过载为负值[3]。针对该问题，国外专家认为，AC25-7C 的要求只是表明符合性的一种方法，并非强制要求。它对法向过载不能为负的要求不一定要满足，但如果试飞员认为该现象不可接受，那么就必须解决该问题。因此，在后续的研究中，可以由多名试飞员通过试飞演示明确试验飞机在失速改出过程中出现负过载的现象是否可以接受。

5 结束语

失速保护系统的安装使得其工作逻辑确定试飞成为失速试飞中的一大难点。针对 ARJ21-700 飞机，提出了推杆器工作点确定试飞和验证试飞方案，通过试飞设计成功地解决了验证试飞中暴露的问题，最终确定了失速保护系统的工作点。在后续研究中，有必要针对失速改出过程中出现负过载的问题开展进一步研究，明确在失速改出过程中出现负过载是否可以接受，以完善本文的研究成果为其他同类飞机提供参考。 AST

参考文献

[1] 中国民用航空局 . CCAR-25-R4 运输类飞机适航标准 [S]. 北京：中国民用航空局，2011.
Civil Aviation Administration of China.CCAR-25-R4 Airworthiness standard for transport aircraft[S]. Beijing：Civil Aviation Administration of China，2011.（in Chinese）

[2] 吴广阔 . 运输机预防失速技术研究 [D]. 西安：西北工业大学，2014.
Wu Guangkuo. Research on stall prevention technology of transport aircraft[D].Xi'an：Northwestern Polytechnical University，2014.（in Chinese）

[3] Federal Aviation Administration. AC25-7C Flight test guide for certification of transport category airplanes[S].USA：Federal Aviation Administration，2012.

（责任编辑 樊丹丹）

作者简介

张海妮（1985- ）女，硕士，工程师。主要研究方向：飞机飞行品质试飞技术。
Tel：13468850247 E-mail：heny-2004@163.com

Working Logic Determination Flight Test Technology for Civil Aircraft Stall Protection System

Zhang Haini*, Cheng Tingting
Aircraft Flight Test Technology Institute, Xi'an 710089, China

Abstract: For aircraft equipped with stall protection system, determination of working logic of the stall protection system is both a prerequisite and a difficult point in flight test. Based on the stall flight test of ARJ21-700, this paper gave a complete summary of the flight test technology of determination of working logic of the stall protection system represented by stick pusher, analyzed problems exposed in the validation test thoroughly based on the test data, and proposed improved solutions which were than validated by flight test. The results show that the proposed solutions were effective and feasible. The result of this paper can provide an important reference for other domestic aircrafts equipped with stall protection system.

Key Words: civil aircraft；stall；stall protection system；stick pusher；flight test

Received: 2017-10-12; **Revised:** 2017-11-09; **Accepted:** 2018-01-04

***Corresponding author.Tel.:** 13468850247 **E-mail:** heny-2004@163.com