

民用飞机纵向力矩特性研究

Pitching Moment Characteristics Study of Civil Aircraft

王继明 周 星 / Wang Jiming Zhou Xing

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

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

摘 要:

纵向力矩特性的优劣影响失速攻角及最大升力系数的使用,对飞机的安全性及经济性起着重要作用。国内外飞机设计规范及适航条例对飞机的操稳及失速特性作了明确的规定和要求。从 CCAR-25 运输类飞机适航条例对失速特性要求的角度出发,研究民机的纵向力矩特性,并从理论上推导俯仰力矩允许的上仰幅度公式,从风洞试验数据分析俯仰力矩上仰的原因。结论表明为满足适航要求的减速率及杆力为正,俯仰力矩可以允许一定量值的上仰,但幅度不可过大;平尾当地动压的减小使得其对俯仰力矩贡献减小;平尾对纵向力矩贡献的减小是俯仰力矩上仰的主要因素。

关键词: 上仰;失速特性;操纵性;俯仰力矩

中图分类号: V212.12

文献标识码: A

[Abstract] The quality of civil aircraft pitching moment characteristics affects the stall angle and the maximum coefficient of lift. It plays an important role in aircraft's safety and economy performance. Aircraft maneuverability/stability and stall characteristics are strictly required by design specifications and airworthiness standards home and abroad. This paper gave a theoretical deduction of the allowable 'pitch up' magnitude and analyzed the cause of 'pitch up' by wind tunnel data. The results show that to meet the airworthiness requirements of deceleration rate and positive stick force, 'pitch up' is allowed but the magnitude is restricted. The decrease of local dynamic pressure of horizontal tail makes the pitching moment contribution decrease. The decrease of pitching moment contribution of horizontal tail is the primary cause to 'pitch up'.

[Key words] pitch up; stall characteristics; maneuverability; pitching moment

0 引言

民用飞机纵向力矩特性的优劣影响失速特性及最大升力系数的使用,事关失速速度的确定和失速特性试飞的成败。中国民用航空规章 CCAR-25R4 在第 25.201 条失速演示、第 25.203 条失速特性及第 25.207 条失速警告条例中对失速的进入及操纵等有着明确的规定。为满足这些操纵要求或达到完成后的状态,飞机本身的气动特性须满足一定的要求,如升力特性及纵向力矩特性等。

从升力特性研究失速,国内外开展的研究较多,如日本的 Hiroyuki Kato 等学者^[1-4]研究了发房导流片对改善内翼分离从而提高失速攻角及最大

升力系数,并取得了明显成效。但关于从纵向力矩特性研究失速的相关研究较少。

1 力矩上仰理论分析

通常民机良好的失速特性是力矩无上仰或上仰出现在攻角达到最大升力系数以后(这对中等后掠角的飞机有一定的困难),并且失速后要有良好的力矩特性以利于改出。所以波音公司对此有一工程判断准则,认为力矩上仰量值在某一范围内是允许的,如图 1 所示。而波音准则^[5]对于波音型号系列是适用的,其定性结论可以参考但若将其定量结果应用到国内民用飞机型号上须慎重。故有必要从理论上对失速特性进行分析,本文将从适航条

例对失速特性的要求出发,对影响失速特性的纵向力矩因素进行分析研究。

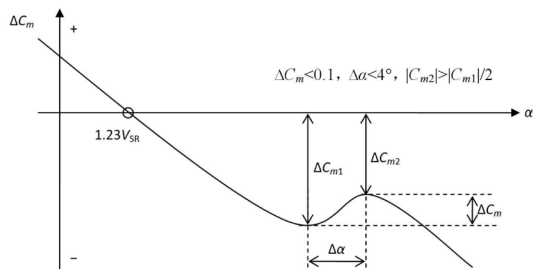


图1 波音力矩上仰判据示意图

根据 CCAR25 部中对失速演示及失速特性的要求,飞机在 1.23VSR 配平,重心在最不利位置,通过升降舵控制其以不大于 1knot/s 减速直至失速,纵向控制力始终为正(即一直保持拉杆直至失速)。

从适航条款可以看出:首先飞机是配平的,然后通过缓慢拉杆直至飞机失速。由此可得知,研究飞机失速须分析飞机从配平状态点直至拉杆到失速对应的力矩曲线簇,而并非仅仅通常的平尾偏度为零的单一曲线。拉杆至失速一直保持杆力为正,这就对力矩上仰幅度提出了要求,如果上仰幅度过大,则不必拉杆就使得减速速率超过 1knot/s,如运七飞机^[6-7]起飞和着陆状态的纵向杆力特性不能满足整个失速过程中始终为拉力的要求。

$$C_L \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 \cdot A_{\text{ref}} = G \quad (1)$$

式中, C_L 为全机升力系数, ρ 为空气密度, V 为真空速, A_{ref} 为机翼参考面积, G 为飞机重量。

通过对式(1)两边对时间 t 求导,不考虑发动机慢车时飞机重量的变化,可得式(2):

$$\frac{d\alpha}{dt} = -\frac{2C_L}{C_{L\alpha}} \frac{dV}{Vdt} \quad (2)$$

式中, α 为攻角, $C_{L\alpha}$ 为升力线斜率。

当减速率恒定时,由式(2)可得式(3):

$$\frac{d^2\alpha}{dt^2} = -\frac{2}{V} \frac{dV}{dt} \frac{d\alpha}{dt} + \frac{2C_L}{C_{L\alpha}} \frac{1}{V^2} \left(\frac{dV}{dt} \right)^2 \quad (3)$$

从式(3)可以看出当飞机以不超过 1knot/s 减速时,要想保证直线飞行,对攻角变化率是有要求的。由于拉至失速过程中,俯仰角和攻角都在变化,故拉杆过程中不仅有俯仰阻尼还有时差导数存在,由于俯仰阻尼、时差导数及俯仰二阶导数的存在,为保证稳定的减速率,力矩上仰 ΔC_m 须满足:

$$\left[\Delta C_m + (C_{mq}q + C_{ma}\dot{\alpha}) \frac{b_A}{2V180} \right] Q A_{\text{ref}} b_A = I_y \frac{d^2\theta}{dt^2} \quad (4)$$

式中, q 为俯仰角速度, b_A 为平均气动弦长, C_{mq} 为俯仰阻尼导数, C_{ma} 为洗流时差导数, Q 为动压, I_y 为俯仰转动惯量,指向右为正, θ 为俯仰角。

对于直线平飞,有 $q = \dot{\alpha}$, $\frac{d^2\theta}{dt^2} = \frac{d^2\alpha}{dt^2}$,联立式(1)、(2)、(3)和(4)可得力矩允许上仰量值:

$$\Delta C_m = \underbrace{(C_{mq} + C_{ma}) \frac{\rho A_{\text{ref}} b_A C_L^2}{G C_{L\alpha}} \frac{dV}{dt} \frac{\pi}{360}}_{\text{一阶减速率所需的}\Delta C_{m1}} + \underbrace{\frac{I_y C_L}{G b_A} \frac{\pi}{180} \left[-\sqrt{\frac{2\rho C_L A_{\text{ref}}}{G} \frac{dV}{dt} \frac{d\alpha}{dt} + \frac{\rho A_{\text{ref}} C_L^2}{G C_{L\alpha}} \left(\frac{dV}{dt} \right)^2} \right]}_{\text{俯仰角加速度所需的}\Delta C_{m2}} \quad (5)$$

故拉杆过程中瞬时力矩值须小于由式(5)所确定的 ΔC_m 值,如图2及图3中虚线所示。当力矩上仰幅度过大时(如图2)则须推杆方可维持减速率要求,从这一点上看是不满足 CCAR25 对失速特性的要求。图3所示力矩虽有微弱上仰,但在允许值之下,故维持减速率尚需拉杆,满足 CCAR25 关于杆力始终为正的要求。

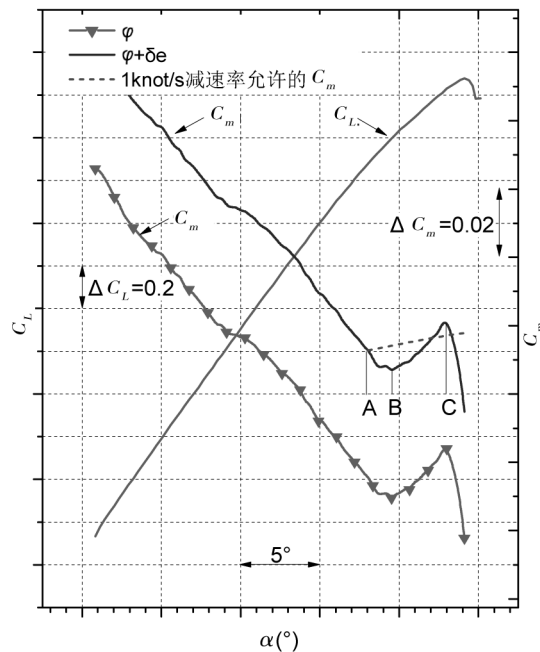


图2 力矩上仰超过允许值

2 力矩上仰原因分析

从对力矩贡献的量级来看,机翼及平尾的贡献占主导,通常机翼对力矩的贡献是不安定的,平尾为安定的。对机翼进行分析:当机翼上内翼面分离时,由于其在力矩参考点之前,其分离引起的升力下降导致产生一个附加低头力矩;当机翼外翼面或翼梢处分离时,由于其在力矩参考点之后,其分离

引起的升力下降导致产生一个附加抬头力矩。对平尾进行分析:平尾贡献的是安定力矩,当平尾有分离时其提供的静安定力矩减小,引起上仰;另外,由于平尾处在机翼的下游,故当内翼(包括襟缝翼)及发房挂架的尾流掠过平尾时会使得当地动压减小,从而使得平尾对力矩的贡献减小,如德国 Varun Nallapula^[8]等一些学者研究了平尾当地的流场,结果表明平尾处在机翼及发房部件的复杂组合涡流中,而涡流影响了平尾对力矩的贡献。

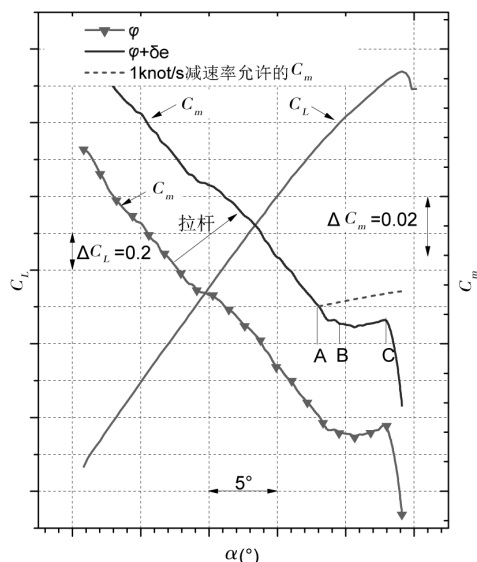


图3 力矩上仰满足允许值

通过对比全机及平尾对力矩的贡献的试验结果(某飞机雷诺数640万试验所得,如图4所示)可以看出,平尾偏离线性的攻角和全机偏离线性攻角两者一致。图4表明全机力矩上仰很有可能是因为机翼及发房部件的尾流影响到了平尾,使得当地动压减小,从而减小了平尾对力矩的贡献。若要证实这个可能,还需分析平尾区的动压分布。

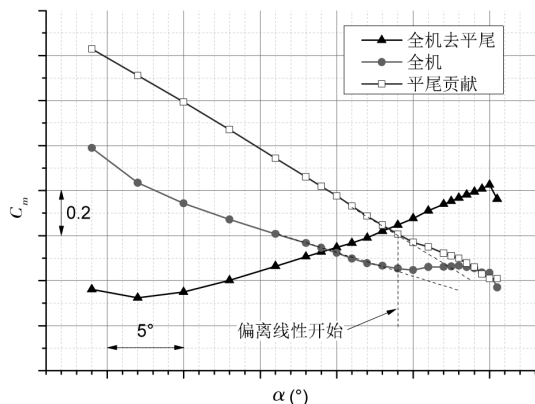


图4 全机、全机去平尾及平尾部件力矩曲线(FL-9, $Re=6.4 \text{ mil}$)

3 平尾区展向动压分析

为分析机翼、发房及挂架等对下游区平尾的影响,通过七孔探针对平尾展向动压分布进行了低速高雷诺数风洞试验,图5所示为平尾区展向检测展位示意。

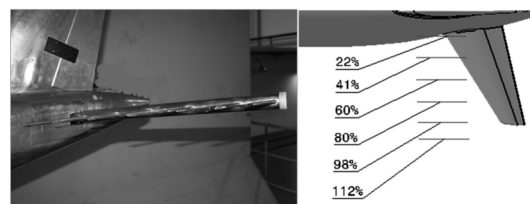


图5 平尾展向七孔探针检测展位示意图

试验结果如图6所示,纵坐标为平尾当地动压与来流动压之比,曲线簇代表不同平尾展向展位,为清晰对比,图6中加入了平尾对俯仰力矩的贡献(右侧纵坐标)。

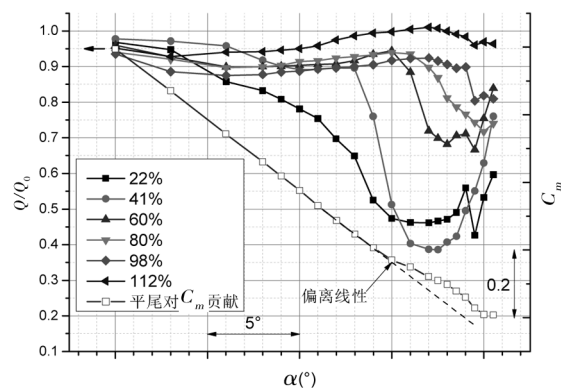


图6 平尾展向动压及平尾对力矩的贡献

随着攻角的增加,平尾对力矩的贡献增加,低头力矩增大;从动压分布来看,攻角达到一定程度时,动压比下降,动压降低的区域主要集中在中内侧(60%内),这使得平尾本身的升力减小从而其对力矩的贡献也随之减小。从图6可以看出平尾中内侧动压下降较多,动压比最小值接近0.45,下降一半多,靠近平尾梢部(98%,112%站位)区域下降较小。

由平尾展向动压分布可以看出,当攻角在某一范围内,上游区的机翼、发房及挂架的尾流在机翼下洗流的作用下会掠过平尾,影响平尾中内侧区域,使得平尾对力矩的贡献减小,引起力矩上仰。小于该攻角范围尾流未达到平尾区,大于该攻角范围尾流超过并在平尾上方区域,从而都对平尾影响较小。

(下转第72页)



(a) 功能试验



(b) 抗火焰烧穿试验

图8 泄压装置的相关试验

5 结论

在飞机增压区各独立舱体间设置压差快速泄压装置是为了保证飞机因为各种意外引起的快速泄压时,能够快速平衡各舱室间的压力差,防止过大压差损伤结构部件,进一步造成电路、管路损坏,引发飞机灾难性事故。通过货舱快速泄压装置设计方法在实际型号中的应用可知,快速泄压装置的设计是一项涉及多专业的系统工程,不仅需要考虑泄压装置自身结构形式的设计,还需要考虑其他系统设备的需求。

参考文献:

- [1] 中国民用航空局. CCAR-25-R4 中国民用航空规章第25部:运输类飞机适航标准[S]. 北京:中国民用航空局,2011.
- [2] 郑作棣. 运输类飞机适航标准技术咨询手册[S]. 北京:航空工业出版社,1995.
- [3] Federal Aviation Administration. Transport Airplane Cabin Interiors Crashworthiness Handbook[Z]. No: 25-17A. 2009. 05. 18.

(上接第15页)

4 结论

飞机的失速判断不仅和升力特性相关也和力矩特性有关,良好的失速特性应是最大升力系数之后有一低头力矩以有利于改出。但是当俯仰力矩上仰出现在最大升力系数之前且上仰量值超过某一允许值时,由适航条例判断其进入失速。升力线在达到最大升力系数之前越平坦缓和则允许的力矩上仰量值越大,故对于不同失速特性的飞机其允许的力矩上仰量值是不同的,使用波音准则时须慎重。

平尾对力矩的贡献降低是力矩上仰主要因素,原因是机翼、发房及挂架的尾流影响了平尾区流动且降低了平尾当地的动压,使得平尾的力矩贡献减小。

参考文献:

- [1] Hiroyuki Kato, etc. PIV Investigation of Nacelle Chine Effects on High-Lift System Performance[J]. 46th AIAA Aero-

- space Sciences Meeting and Exhibit Nevada. AIAA-2008-240.
- [2] Yasushi Ito, etc. Efficient CFD Evaluation of Small Device Locations with Automatic Local Remeshing[J]. 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Nevada. AIAA - 2008 -240.
- [3] Masahiro Kanazaki, etc. Efficient Design Exploration of Nacelle Chine Installation in Wind Tunnel Testing[J]. 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference Hawaii. AIAA-2008-7180.
- [4] Yuzuru Yokokawa, etc. Investigation and Improvement of High-lift Aerodynamic Performances in Lowspeed Wind Tunnel Testing[J]. 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Nevada. AIAA-2008-155.
- [5] 方宝瑞. 飞机气动布局设计[M]. 北京:航空工业出版社,1997:1169-1170.
- [6] 李元文,王玉琴,等. 运七飞机失速特性[M]. 北京:航空工业出版社,1996:155-173.
- [7] 凌茂芙,等. 民用飞机失速和深失速特性研究文集[M]. 北京:航空工业出版社,1993:21-24.
- [8] Varun Nallapula, etc. Simulation of the Horizontal Tail Plane Stall of a Transport Aircraft[J]. 42nd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit Louisiana. AIAA-2012-3142.