

民用飞机失速特性研究

Stall Characteristic Investigation of Civil Aircraft

周 涛 李亚林 鲁岱晓 毛 俊/Zhou Tao Li Yalin Lu Daixiao Mao Jun
(上海飞机设计研究院, 上海 200235)
(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 200235, China)

摘 要:

民用飞机失速特性和失稳特性的优劣直接影响飞机的安全性。从平尾修形、外侧缝翼缝道参数、内侧缝翼分离面等几个方面考虑,深入研究了失速特性和失稳特性的影响因素。本研究结果,为一般民用飞机失速特性设计提供切实有效的措施。

关键词: 民用飞机; 增升装置; 失速; 失稳

[Abstract] Stall characteristic and stability are vital for the security of civil aircraft. To detect factors of affect Stall characteristic and stability of aircraft, modifying aerofoil and area of the horizontal tail, slot parameter of outboard slat, separation face of inboard slat and fuselage are investigated. Based on research results, practicality and effective measurements are taken to improve aerodynamics characteristic of aircraft.

[Keywords] Civil Aircraft; High Lift Device; Stall; Stability

0 引言

现代民用航空市场竞争日益激烈,飞机的安全性、经济性、舒适性以及环保性这四性指标对民机制造商提出了更高的要求。其中,安全性指标是决定民机研制成败的首要因素。在飞机设计过程中如何满足安全性要求需要考虑多方面因素的影响,其中飞机低速起降气动特性是最为关键的影响因素之一。因此,增升装置设计成为民机研制中至关重要的一项艰巨任务。如何实现气动与结构、部件与全机的综合,如何满足设计点与非设计点、高速与低速、气动力与力矩等的良好匹配,都是在增升装置设计时需要解决的难点。

开展增升装置设计工作,首先需要满足低速设计要求,即飞机在起飞和着陆时尽可能降低飞行速度,缩短滑跑距离,达到场域性能要求。这就意味着飞机在着陆时要有较高的最大升力系数;在起飞时除了要有较高的最大升力系数之外,同时还要有较高的升阻比。可见,增升装置设计是一项十分复杂的任务。通常情况下,增升装置设计都是在未配平情况下追求高的最大升力系数,而忽略了纵向力矩特性要求。由于增升装置偏转所带来的低头力矩变化量要靠平尾向上偏转产生的抬头力矩增量来平衡,而平尾上偏产生的负升力增量又部分抵消了由增升装置偏转带来的升力增量。这个升力增量的损失是相当可观的,据统计,有的飞机升力增量的损失可达到30%。因此,在增升装置设计中,应使其偏转产生的低头力矩变化量尽可能小。除此之外,力矩特性直接影响飞机的稳定性和安全性。因此,在全机低速构型

下一定要避免力矩上仰情况。对于常规布局的飞机,增升装置偏转会使得平尾处气流产生下洗,降低平尾效率。因此,如何使平尾和增升装置达到最优匹配,是低速设计需考虑的一项重要因素。

在许多型号低速设计初期,都会遇到着陆最大升力系数不够、起飞升阻比不高,尤其是纵向力矩上仰等问题。本文从平尾翼型、面积、内缝翼根部形状、外缝翼缝道参数等各方面,对民机低速气动特性的影响因素进行了深入研究。

1 计算评估方法

本文采用WiseCFD软件,该软件是我国自主研发的CFD计算软件,控制方程是Navier-Stokes方程,集成一方、两方程等多种湍流模型,同时具有超强的并行计算功能,可大大提高计算评估的效率。经多种国际公开的标模和真实型号的验证,完全达到计算精度要求。

NASA高升力标准模型如图1所示,专用以检验CFD软件。采用WiseCFD软件计算评估结果和试验结果吻合较好,如图2和图3。



图1 NASA高升力标准模型

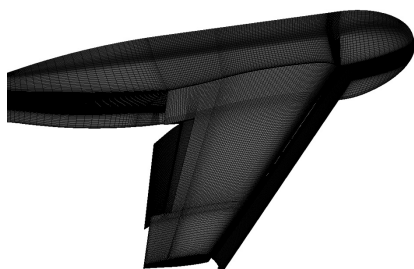


图2 NASA高升力标准模型计算网格

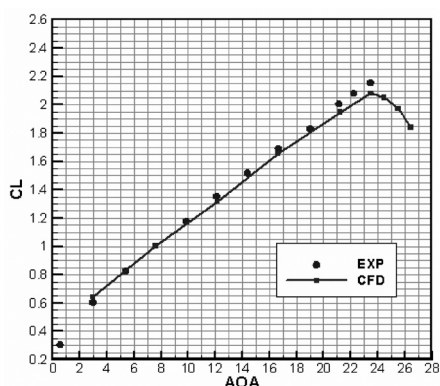


图3 NASA高升力标准模型计算对比验证

为了使评估结果可靠有效,本文计算评估采用统一的结构网格、拓扑结构和网格规模,半模网格节点达到3 000万个左右。

本文研究的是低速气动问题,计算条件统一为: $M=0.2$, $AOA=0\sim$ 失速角, $Re=2.0\times 10^7$ 。空间离散格式为:无粘通量采用Roe格式,粘性通量采用三阶迎风格式。湍流模型采用SST两方程模型。

2 失速影响因素研究

2.1 平尾影响

常规布局的飞机其纵向力矩平衡需要靠平尾来实现。因此,对平尾的设计首先必须与总体布局相协调,其次需要设计合理的翼型和平面形状,以使飞机在中小迎角下能配平纵向力矩,大迎角下能改出深失速的能力。同时,为了尽可能减小飞机结构重量和减小飞机阻力,要尽量减小平尾的浸润面积,因此平尾的尾力臂相对后重心要尽可能大。对于尾吊发动机短舱的布局,可采用T型平尾,并加大垂尾后掠角,以增大尾力臂。但是,对于翼吊发动机短舱布局的飞机,通常采用下平尾的气动布局形式。这样在结构允许的情况下尽可能将平尾安装位置向机身尾段后方移动,以增加尾力臂。

本文从平尾翼型、平尾平面形状以及平尾安装位置几个方面,详细研究了其对失速特性和失稳特性的影响。

为了提高巡航效率,现代运输类飞机机翼通常采用超临界机翼。而平尾的作用是纵向配平和俯仰操纵,为

了使平尾在上下两个方向均能提供升力,大部分平尾采用对称翼型。但时,有些飞机为了延缓失速攻角,改善失速特性,平尾也采用反弯翼型,如图4所示。图4中, $Z=2\ 000$ 和 $Z=5\ 000$ 分别表示全机坐标系下平尾展向为2 000mm和5 000mm时的站位。

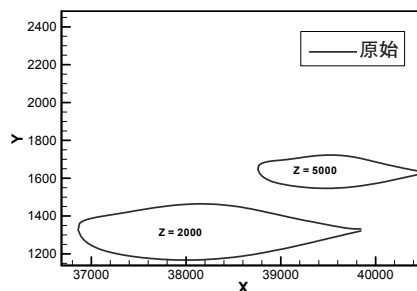


图4 原始平尾两站位翼型

首先,采用CFD对两个站位的翼型进行计算分析,计算结果如图5和图6所示。

对于 $Z=2\ 000$ 翼型:在 $\alpha=7^\circ$ 时开始出现分离;在 $\alpha=8.5^\circ$ 时升力达到最大值,失速迎角偏小。纵向力矩在 $\alpha=4^\circ$ 时开始偏离直线,在 $\alpha=5.5^\circ$ 时出现平台,在 $\alpha=6.5^\circ$ 时纵向力矩反向,形成“勺”形。

对于 $Z=5\ 000$ 翼型:在 $\alpha=8.5^\circ$ 时气流已完全分离,失速迎角偏小。纵向力矩在 $\alpha=4.5^\circ\sim 8.5^\circ$ 间产生“勺”形。

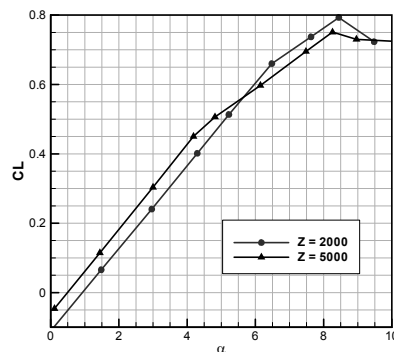


图5 原始平尾两站位翼型升力特性

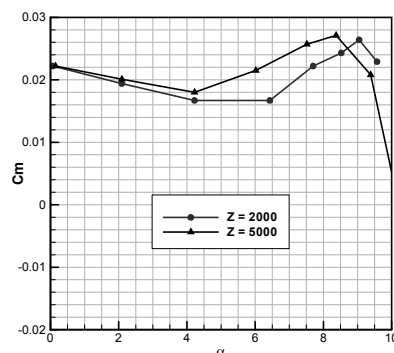


图6 原始平尾两站位翼型纵向力矩特性

为了改善平尾翼型的失速特性和力矩特性,需要对平尾翼型进行修形。具体措施为:头部半径增大;最大厚度位置前移;最大弯度改变不大;最大厚度大小不变。修形结果如图7所示。

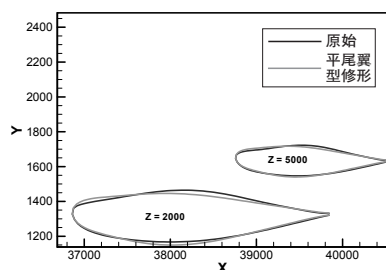


图7 平尾翼型修形前后对比

采用同样的计算方法和计算条件,对修形后翼型进行计算评估,评估结果为:失速迎角从 8.5° 提高至 16° ,而且翼型力矩特性平稳变化到 14° ,如图8和图9所示。

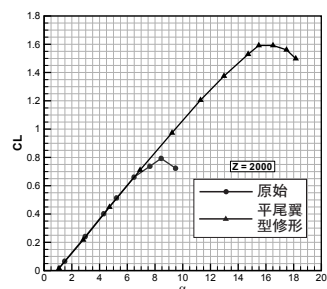


图8 平尾翼型修形前后升力特性对比

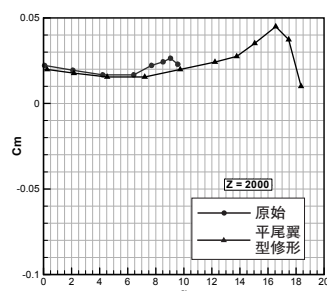


图9 平尾翼型修形前后力矩特性对比

为了进一步验证平尾修形后失速特性的改进效果,采用N-S方程,对比计算了修形前后全机气动特性,如图10和图11所示。结果显示: CL_{max} 增加0.025,失速攻角基本无变化,维持在 19° 。而纵向力矩特性的形态变化不大,对于原始平尾, 14° 时开始出现上仰,直至失速攻角 19° ;对于改进后平尾, 14° 时开始出现平台,同样直至失速攻角 19° 。平尾翼型修形前后平尾表面分离特性如图12所示,当攻角为 14° 、 16° 时,修形后平尾上表面分离较修形前弱,产生正升力,提供低头力矩增量。因此, 14° 时力矩特性开始出现改善。

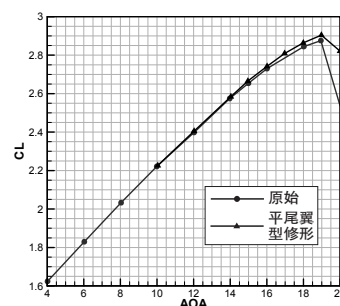


图10 平尾修形前后全机升力特性对比

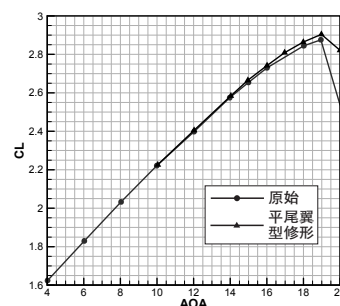
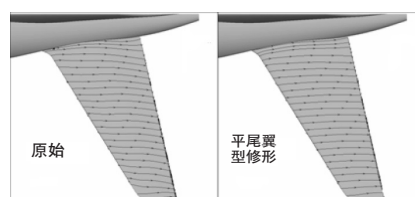
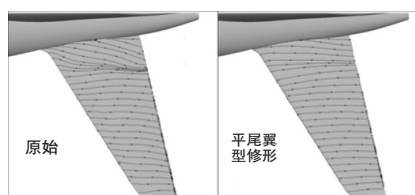


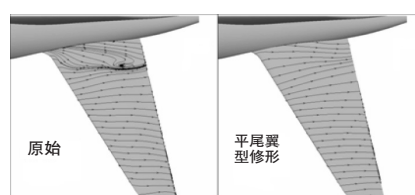
图11 平尾修形前后全机纵向力矩特性对比



(1) AOA=12



(2) AOA=14



(3) AOA=16

图12 平尾翼型修形前后平尾表面分离特性对比

通过平尾翼型修形,升力和失速攻角基本维持不变,力矩稍有改善,但效果并不明显。为了进一步改善效果,现将修形后的平尾面积再放大10%,平面形状维持不变,如图13所示。平尾放大后,维持平尾后缘线位置不变,即平尾前缘线前移,如图14所示。

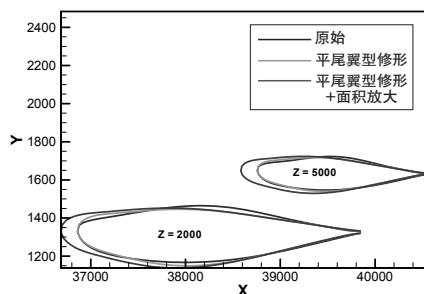


图13 平尾放大前后剖面形状对比

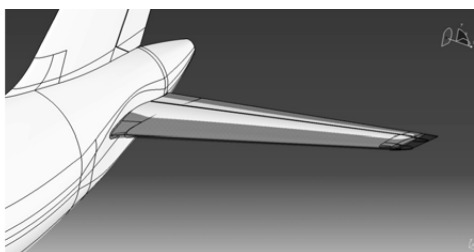


图14 平尾放大前后三维效果对比

相对于高升力构型机翼，平尾产生的升力作用较小。因此，当平尾面积放大后，升力特性几乎不变，而纵向力矩特性明显改善。如图15和图16所示。

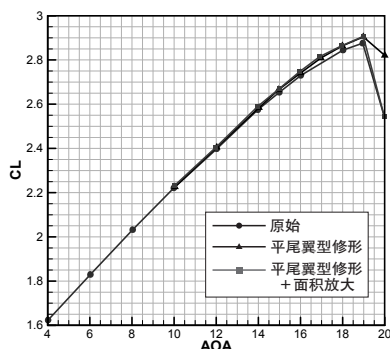


图15 平尾放大前后全机升力特性对比

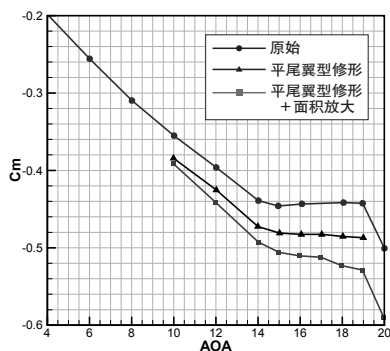


图16 平尾放大前后全机纵向力矩特性对比

通过平尾面积放大10%，力矩特性得到明显改善。但是，同时会带来结构重量的增加。该措施是否可行，需要各相关专业权衡方可作出决定。

2.2 外侧缝翼

对于前缘增升装置的设计，除了要求获得最大升力增量外，还应考虑由于偏转对上仰的影响。前缘增升装置的弦长、偏角过大，都会产生较大的抬头力矩，其缝道参数对上仰的影响尤其敏感。

在大展弦比后掠机翼上，由于受到展向压力梯度的作用，翼根处的边界层会向翼尖处移动，使翼尖处的边界层加厚，在大迎角时会在翼尖处先发生气流分离，从而导致飞机失速而出现上仰。

采用外侧前缘缝翼是改善后掠翼飞机气动特性的一种很有效手段，前缘缝翼能增大机翼的无分离区域，同时使翼尖分离能延迟到更大的迎角，增加了失速攻角和 CL_{max} 值，并使 $C_m \sim \alpha$ 曲线在更大攻角下具有有利的特征。

本文通过分析外侧前缘缝翼以及对应的外侧缝翼缝道参数，对外侧缝翼进行优化。主要措施是：尽量减小外侧缝翼与翼梢小翼之间的展向间隙，同时减小外缝翼的偏度，优化缝道参数沿展向的分布规律。优化目标是：减弱翼尖分离，延迟失速。

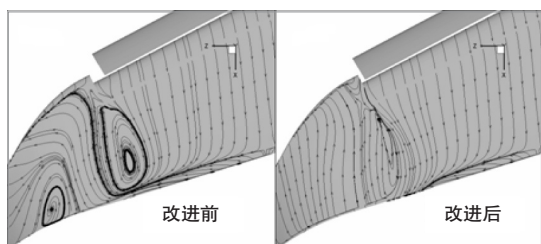
通过理论分析和经验支持，经多轮N-S方程优化后，翼尖流动明显改善，如图17所示。同时，图18~图20分别给出了优化前后升力、力矩和静安定性对比。结果表明，线性段升力有所下降，失速攻角延迟 2° ， CL_{max} 相应增大0.08左右。纵向力矩 C_m 上仰点由之前的 14° 延迟到 16° ，可用升力延迟到 19° 。由静安定性曲线可知，在升力系数为2.4时，两条曲线相交；之后，改进后的曲线斜率更大，静安定性显著提高，直至升力系数为2.7左右时，才出现上仰。

2.3 内侧缝翼根部耳片

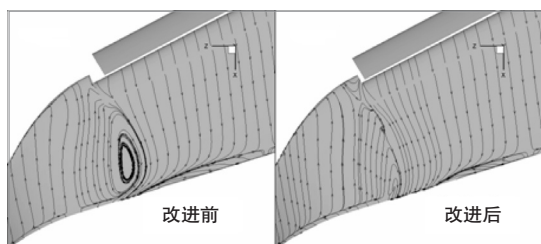
对于大多数民用运输机，为了降低巡航阻力，都采用后掠机翼。然而，前缘后掠会给前缘缝翼的设计带来一定的困难，势必会降低前缘缝翼的效率。前缘缝翼内端端面通常与机翼前缘垂直，当缝翼放下时，翼根处将留有较大间隙，导致气流在根部发生紊乱，从而使主翼流动严重分离，大大降低增升效率。为了避免产生这一情况，翼根前缘可采用一个缝翼填角块，在缝翼收上位置与此填角块相接，当缝翼放下时，缝翼与机身之间形成最小的间隙，这样可使 CL_{max} 损失降至最小，MD-82飞机即采用如此设计，如图21所示。

然而，为了降低飞机在巡航状态时的全机阻力，大多数飞机机翼根部与翼身整流鼓包处都经过鼓包修形，使翼身鼓包光滑地过渡到机翼前缘。无论缝翼和主机翼分离面是沿哪个方向，缝翼放下后间隙大小相差不大。但是，应该考虑分离面的整流修形和分离面的方向是否对流动有所影响。为此，本文给出了三种缝翼根部处理方式的影响，分别是翼根带耳片且鼓包整流、翼根带耳

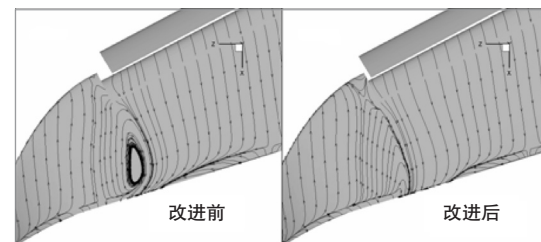
片且鼓包不作整流、翼根不带耳片且鼓包不作整流，如图22所示。缝翼根部处理方式特点如表1所示。



(1) AOA=12°



(2) AOA=14°



(3) AOA=16°

图17 外侧缝翼优化前后翼尖流动对比

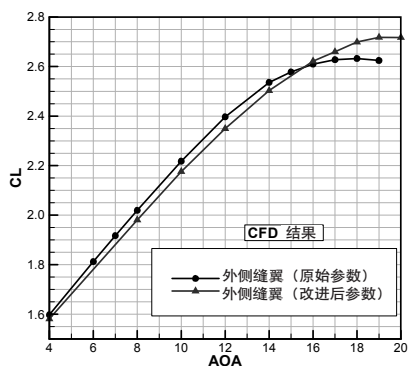


图18 外侧缝翼优化前后升力特性对比

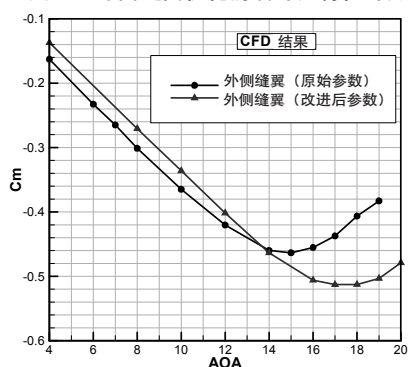


图19 外侧缝翼优化前后纵向力矩特性对比

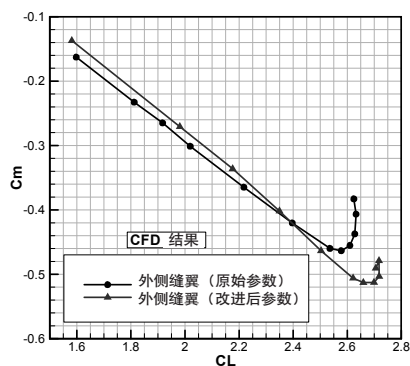


图20 外侧缝翼优化前后纵向静稳定性对比

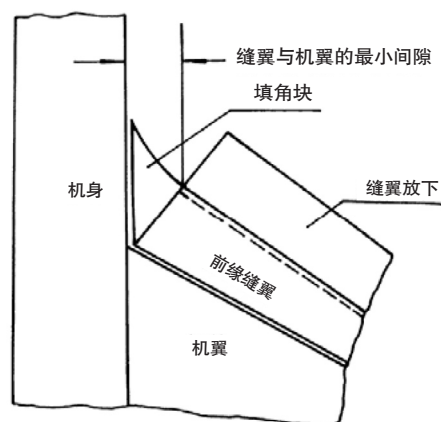


图21 MD-82飞机缝翼根部处理方式

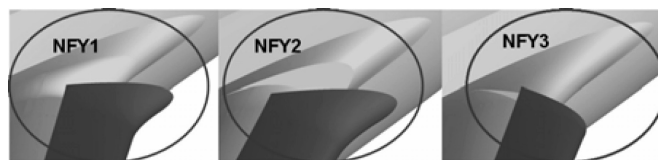


图22 机翼根部处理方式三种方案

表1 缝翼根部处理方式特点

模型名称	模型特点
NF1	耳片、鼓包整流
NF2	耳片、鼓包未整流
NF3	无耳片、鼓包未整流

对比计算分析后发现，在攻角为18°时，对于内缝翼NF1，翼根分离面积最小，而对于内缝翼NF3，翼根分离面积最大，如图23所示。在升力特性上，NF1的CLmax最大，NF3的CLmax最小，但是，NF3的力矩特性相对最优。如图24和图25所示。

可见，采用缝翼根部鼓包整流有利于提高CLmax，分离面垂直前缘有利于改善纵向力矩特性。

2.4 综合改进

通过对以上各种措施的研究表明，平尾修形对民用飞机失稳特性的改善有一定的效果，但是加大平尾面积

会带来结构重量的增加，需要权衡后才能确定。而选择缝道参数优化，既不影响结构重量增加，也不影响总体布局更改，兼顾失速特性和失稳特性。本文综合应用外侧缝翼缝道优化和内侧缝翼根部修形NF3方案两种措施，对飞机的低速构型进行改进。

对翼载变化较大的机型，其起飞阶段对升力要求较高，因为飞机起飞时翼载较大，导致单位载荷所需的升力较高；而着陆时飞机翼载要比起飞时小得多，升力也较容易满足。对翼载变化较小且有较大功率动力装置的机型，其着陆阶段对升力要求较高，因为飞机着陆时翼载较大，而起飞阶段由于有较大功率的动力装置，升力比较容易满足。对于民用飞机，从起飞到着陆整个飞行阶段，翼载变化相对较小。因此，选择着陆构型作为目标状态加以改进。待运动轨迹实现后，在满足轨迹约束的条件下，优选起飞和复飞状态进行校核计算。

改进后着陆构型CFD校核计算结果如图26~图28所示。从图中可见，升力特性和力矩特性明显改善，静安定性满足操稳要求。

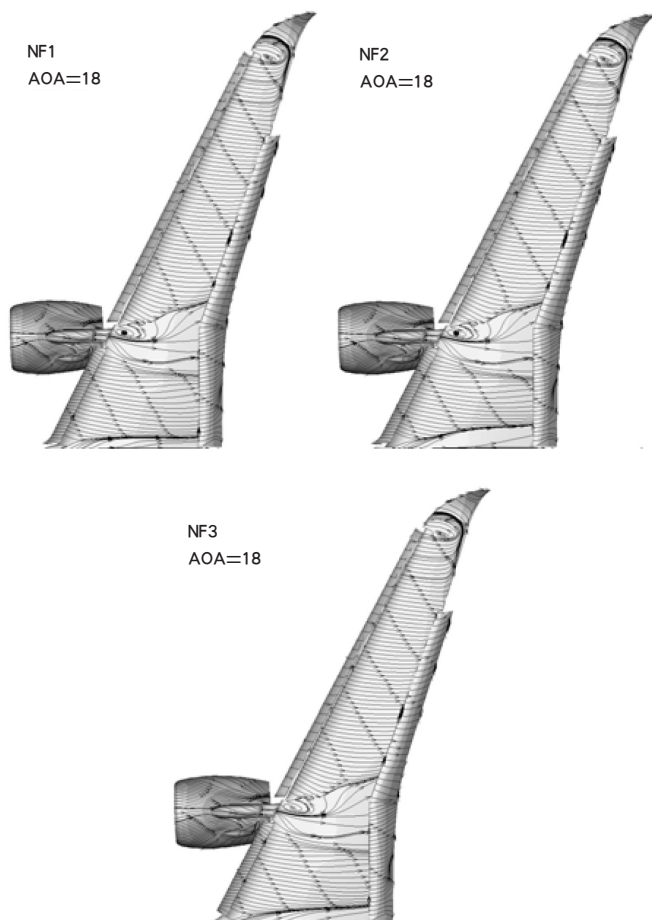


图23 翼根处流动

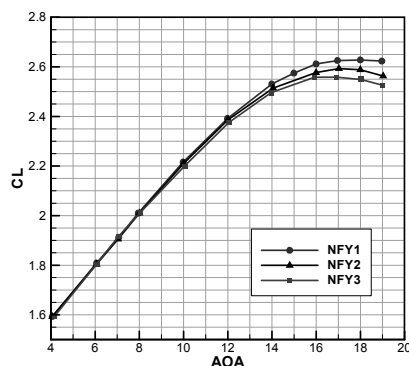


图24 缝翼根部三种方案升力特性对比

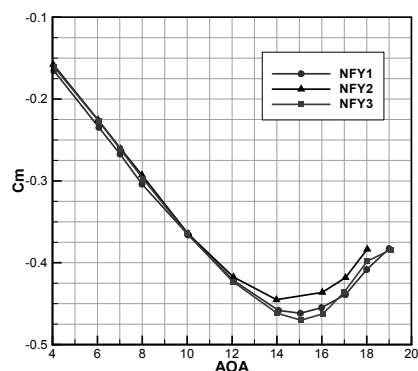


图25 缝翼根部三种方案纵向力矩特性对比

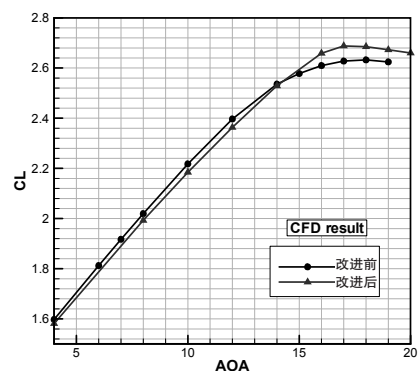


图26 改进前后着陆构型升力特性对比

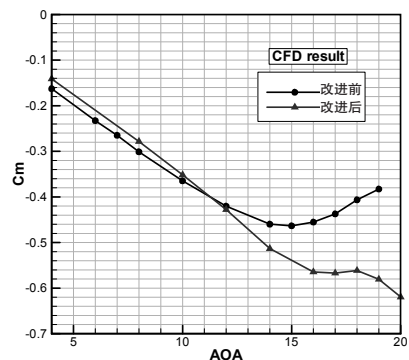


图27 改进前后着陆构型力矩特性对比

(下转第39页)

(上接第34页)

(2) TAWS在飞机起飞和进近阶段依然依赖无线电高度表提供的高度数据。这样,机场附近的建筑物,或者地形的起伏都会影响TAWS告警的准确性;而如果使用气压高度或者GPS高度作为TAWS的高度源,精度又达不到TAWS的要求。

(3) TAWS过分依赖地形数据库。对于地形数据库不准确或者缺少的区域以及地形发生了变化的区域,TAWS的安全性受到极大的限制。特别是在数据库中没的机场进行起降的情况下,TAWS无法发挥正常的作用。如果在这样的区域飞机偏离航道,将会使飞机处于一种十分危险的情况中。

在系统设计上,需要充分考虑TAWS的这些弊端,不仅要系统本身的设计上来解决,更重要的是将这些情况进行充分的考虑,在相关的手册中需要针对这些情况给出合理适用的解决方案。充分发挥飞行员的作用同样是飞机设计的一个不可缺少的思想。

3 TAWS的发展趋势

GPWS的出现和发展,大大减少了可控飞行撞地事故的发生,为世界航空界的发展做出了巨大贡献,并将随着科学技术的发展以及航空经验的积累,不断推陈出新。

近年来,随着智能跑道(Smart Runway)、智能着陆(Smart Landing)、合成视景、地形剖面 and 三维地形显示等新型近地警告功能的发展,TAWS的功能不断增强,系统间的融合不断加深。

考虑到系统功能上的相似性,安全等级以及输入输出的通用性等特点,为了减重及降低成本,工业界趋于将地形提示和警告系统(TAWS)、交通防撞告警系统(TCAS)、S模式应答机(XPDR)以及气象雷达(WXR)综合在一起,设计一种综合的告警系统。

未来TAWS必将朝着模块化的方向发展,集成更多的功能。在功能方面,TAWS将寻求一种更可靠,精度更高的高度源来弥补使用无线电高度表、GPS高度和气压高度带来的弊端。在地形数据方面,需要找到一种解决方案来解决TAWS地形数据库不全、不准确的问题。TAWS进一步发展,以及更强大的适用功能的开发都依赖于更先进的飞机感知能力。

考虑到现代航空的发展历史,经验教训的积累来之不易。在很长的一段时间内,大部分传统的设计还将主导着民用航空,科学的发展一直并且会不断推动技术的革新,但从技术的革新到主导民用航空还需要经过时间的考验。

参考文献:

- [1] Donald L. Rigglin. AC25-23 Airworthiness Criteria for the Installation Approval of a Terrain Awareness and Warning System (TAWS) for Part 25 Airplanes. U.S.Department of Transportation Federal Aviation Administration 5/22/00
- [2] TSO-C151a - TERRAIN AWARENESS AND WARNING SYSTEM U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration Aircraft Certification Service Washington, DC 11/29/99.

(上接第26页)

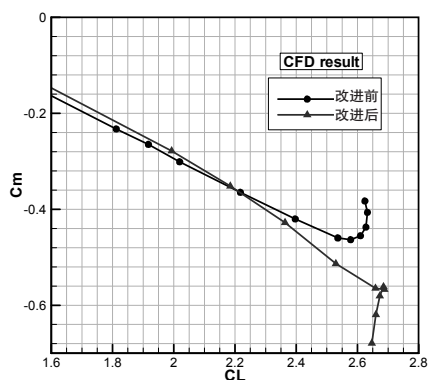


图28 改进前后着陆构型静安定性对比

3 结论

本文通过对民用飞机平尾修形、外侧缝翼缝道参数、内侧缝翼分离面等几个方面的深入研究,为一般民用

运输机就低速气动设计时如何避免力矩上仰指明了方向。

参考文献:

- [1] Ray Whitford, Evolution of the Airliner. 唐长红译. 民用客机发展演变[M]., 2010.07.
- [2] W. E. Milholen, G.S. Jones, C.M. Cagle. NASA High-Reynolds Number Circulation Control Research - Overview of CFD and Planned Experiments[R]. AIAA 2010-344.
- [3] Claudio Marongiu, Renato Tognaccini. Simulation of the Dynamic Stall at Low Reynolds Number[R]. AIAA 2010-513.
- [4] Miguel R. Visbal. Numerical Investigation of Deep Dynamic Stall of a Plunging Airfoil[R]. AIAA 2010-4458.
- [5] Romain Merat. Study of a Direct Lift Control System Based on the A380 Aircraft[R]. AIAA 2008-1432.
- [6] Ryo Nakayama Kisa Matsushima, Kazuhiro Nakahashi. CFD Validation about High Lift Configuration of Civil Transport Aircraft[R]. AIAA 2008-410.
- [7] Mitsuhiro Murayama, Yuzuru Yokokawa, Kazuomi Yamamoto. CFD Validation Study for a High-Lift Configuration of a Civil Aircraft Model[R]. AIAA 2007-3924.