

# 商用飞机翼尖装置减阻机理及其发展与应用<sup>\*</sup>

## Introduction to Winglet Drag Reduction Mechanism of Commercial Aircraft and Its Development & Application

北京航空航天大学航空科学与工程学院 仇翥辰 邱志平 陈贤佳  
北京科技大学计算机与通信工程学院 郭京

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2015.15.120

**[摘要]** 推导了商用飞机诱导阻力公式,给出经典的诱导阻力表达式。对翼尖装置发展和演变历史进行了梳理,分析了翼梢小翼的减阻机理。从端板作用、耗散翼尖涡等5个方面分析了翼梢小翼对商用飞机飞行性能的影响,在此基础上提出了翼梢小翼的设计参数和设计原则。最后研究了应用于不同型号商用飞机的翼梢小翼的特点和最新进展。研究结果表明,商用飞机使用翼梢小翼能够显著降低诱导阻力,增加升阻比并提高燃油经济性。同时,商用飞机翼梢小翼正向着智能变形结构方向发展,以实现不同飞行任务阶段的性能最优化。

**关键词:** 商用飞机 翼梢小翼 诱导阻力 设计参数 可变形结构

**[ABSTRACT]** The induced drag formula for commercial aircraft is deduced. Additionally, the classical expression of induced drag is given. A thorough investigation into the development and evolution of winglets is carried out. The drag reduction mechanism of the wingtip device is analyzed and generalized. From several different respects, the effects of wingtip devices on the performance of commercial aircraft is analyzed. Furthermore, the design principle and design parameter of winglets is proposed. Lastly, the features and the latest development of winglets applied to different types of commercial aircraft are studied. The research indicates that the wingtip device enjoys a remarkable capacity in decreasing the induced drag, in increasing the lift-to-drag ratio and in increasing the efficiency of fuel consumption. Meanwhile, the commercial aircraft's winglets are gradually evolving to an intelligent morphing structure in order to achieve the best performance in the whole flight mission.

**Keywords:** Commercial aircraft Winglet Induced drag Design parameter Morphing structure

<sup>\*</sup> 中航工业 2012 产学研项目 (cxy2012BH07); 国防基础科研项目 (A2120110001, B2120110011); 国家自然科学基金 (10872017, 90816024, 10876100); “111” 计划项目 (B07009); 中国商飞未来民机产品研究项目。

飞行阻力是对商用飞机飞行品质、经济性以及气动性能起决定性作用的因素之一。飞行阻力包括几个不同的组成部分,其中影响比较大的3个分别是诱导阻力、形状阻力以及激波阻力。对于目前亚音速飞行的民用飞机,形状阻力和诱导阻力是仅有的2种阻力形式,其中诱导阻力占较大部分。对于跨音速与超音速飞行,激波阻力成为了最主要的组成部分。

商用飞机在亚音速巡航时,诱导阻力占喷气式运输机总阻力的40%左右<sup>[1]</sup>,在较大迎角飞行时所占比例更大。诱导阻力减小1%可使巡航升阻比增加0.4%,同时增加的低速爬升性能可使飞机起飞重量增加1%<sup>[2]</sup>,诱导阻力的减少还能有效增加飞机的航程<sup>[3]</sup>。因此,研究如何能够减小飞机的诱导阻力,对节约油耗、降低飞机的运行成本和提高飞机的经济性具有重要而迫切的现实意义<sup>[4]</sup>。

商用飞机加装翼梢小翼能够显著降低诱导阻力,进而提高飞机的燃油经济性和航程,目前已经成为业界争相研究的热点。翼梢小翼的构思源于人类向大型鸟类的学习,这些鸟类在飞行中展开翅膀并向上偏折翼尖羽毛以减小阻力,使其能以很小的高度损失而做远距离滑翔<sup>[5]</sup>。翼梢小翼在本质上讲就是一种翼尖装置,空气动力学家对于翼尖装置的研究已有百余年的历史。英国著名空气动力学专家 Frederick William Lanchester (1868~1946) 在他早期的研究中就非常关注机翼翼尖的流动情况,并在1897年取得了被描述为在机翼末端装有两个“封口翼”的飞机专利权<sup>[6]</sup>。Lanchester对机翼翼尖装置的设计思想后来演变为20世纪20年代有名的“端板”概念<sup>[7-8]</sup>。20世纪70年代,由美国NASA兰利研究中心的空气动力学专家 R. T. 惠特科姆提出的翼梢小翼概念在应用上取得了真正意义上的突破<sup>[9]</sup>。从此,翼梢小翼技术陆续进入公务机和旅客机领域,被广泛应用于现代民机机翼的设计中。

本文对商用飞机诱导阻力的产生进行了理论推导,研究了翼尖装置的减阻机理及其对飞机飞行性能的影响。

响,系统梳理了国内外各种商用飞机装配的翼梢小翼和相应的技术特点,跟踪研究先进翼尖装置的最新进展,提出未来商用飞机翼尖装置的可能发展方向和技术优势,为下一代民机翼尖装置研究和发展提供参考。

## 1 商用飞机诱导阻力推导

整个机翼的升力等于局部升力的展向积分:

$$L = \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} l(y)dy = \frac{b}{2} \int_{-1}^1 l(y)d\left(\frac{y}{\frac{b}{2}}\right) \quad (1)$$

其中,  $L$  表示升力,  $b$  为展长。令无因次展向站位:

$$\eta = y/\frac{b}{2} \quad (2)$$

并利用局部升力系数方程:

$$C_l(y) = \frac{l(y)}{q_c} = \int_0^1 (c_{p_l} - c_{p_u})d\left(\frac{x}{c}\right) = \Delta c_p \quad (3)$$

将式(3)带入式(1)可得:

$$L = \frac{b}{2} \int_{-1}^1 q c c_l d\eta = qb \int_0^1 (c_l c) d\eta \quad (4)$$

式中,  $c$  为机翼弦长。而升力系数:

$$C_L = \frac{L}{qS} = \frac{L}{qbc_m} = \frac{qb \int_0^1 (c_l c) d\eta}{qbc_m} = \frac{1}{c_m} \int_0^1 (c_l c) d\eta \quad (5)$$

又因为升力是由机翼拖出的马蹄涡产生的,涡的强度用环量  $\Gamma$  表示为:

$$\Gamma = \frac{L}{\rho v_\infty b} \quad (6)$$

故诱导阻力的最后结果为:

$$D_i = \frac{\rho}{4\pi} \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} \Gamma(y) \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} \frac{d\Gamma}{dy'} \frac{dy'}{y-y'} dy \quad (7)$$

其中,  $D_i$  为诱导阻力,  $v_\infty$  是自由流速度,  $y$  是展向尺寸,  $\rho$  是空气密度,  $\Gamma(y)$  是局部环量。式(7)中的二重积分代表在  $y$  点的漩涡变化影响着  $y'$  处的环量和下洗<sup>[10]</sup>。

另一方面,下洗速度为:

$$W(y) = \frac{1}{4\pi} \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} \frac{d\Gamma}{dy'} \frac{dy'}{y-y'} = \frac{1}{4\pi} \int_0^\pi \frac{\frac{d\Gamma}{d\theta'} d\theta'}{-\frac{b}{2}(\cos\theta - \cos\theta')}, \quad (8)$$

这里令  $y = -\frac{b}{2} \cos\theta$ ,  $y' = -\frac{b}{2} \cos\theta'$ 。这样式(7)就变成:

$$\begin{aligned} D_i &= \frac{\rho}{4\pi} \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} \Gamma(y) \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} \frac{d\Gamma}{dy'} \frac{dy'}{y-y'} dy = \frac{1}{v_\infty} \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} L(y)W(y)dy \\ &= \frac{W}{v_\infty} \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} L(y)dy = L \frac{W}{v_\infty} = \frac{L^2}{\pi q_\infty b^2} = \frac{1}{\pi q_\infty} \left(\frac{L}{b}\right)^2 \end{aligned} \quad (9)$$

式中,  $q_\infty$  为动压。对于实际飞机的情况,式(9)更一般

的形式为:

$$D_i = \frac{1}{\pi q_\infty e} \left(\frac{L}{b}\right)^2 \quad (10)$$

式中,  $e$  是相对于载荷为椭圆分布的气动力效率因子<sup>[11]</sup>(或称诱导阻力效率因子)。图1表明了机翼翼尖集中涡束的产生过程。

由式(9)可以看出诱导阻力仅取决于升力、翼展和

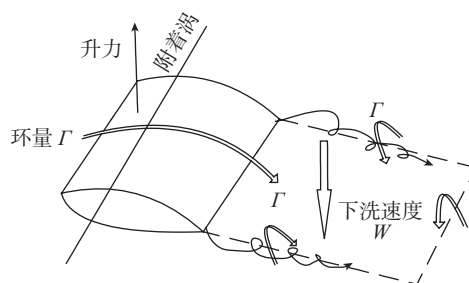


图1 机翼翼尖产生的集中涡束

Fig.1 Centralized vortex bundle produced by wing tip

动压。值得一提的是,在诱导阻力中,展弦比不再是影响因素。也就是说,在给定飞机重量和高度的情况下,增加翼展将减少诱导阻力。但是由于实际生产过程和机场停机库的限制,不可能一味增加翼展。因此,翼梢小翼的出现能够基本上不增加机翼的实际翼展,而达到和增加展长同样的气动力效果。

## 2 翼梢小翼减阻机理和作用

翼梢小翼是一种装在飞机机翼两端的垂直小机翼,飞机在飞行中,由于机翼上下表面压力差的作用,流过机翼上下表面的气流不仅会在机翼翼梢卷起1个逆时针方向旋转的翼梢涡,而且会在机翼后缘汇合成1个向后顺流方向拖出的旋涡面。这个旋涡面和翼梢涡在机翼后方组合成了飞机的尾涡,并在机翼附近产生1个向下的诱导速度(一般称其为下洗流)。正是这种下洗流的作用,使流向机翼的气流方向发生了1个向下的改变,从而使作用在机翼上的气动力的合力矢量后倾。合力矢量在垂直方向的分量就是升力,在水平方向的分量被称作诱导阻力。显然,如果能设法削弱尾涡的强度,就可以减轻下洗流和减小诱导阻力<sup>[12]</sup>。

如果在机翼端部装上一个翼梢小翼后,它首先可起到阻挡机翼下表面气流向上表面绕流(一般称其为“端板效应”)的作用,也就削弱了翼梢涡和尾涡的强度,增加了在翼梢区的升力,降低了诱导阻力。从理论上讲,如果平面机翼的升力呈椭圆分布,则沿机翼展向的涡流效应最小,对诱导阻力而言最有利,翼梢小翼也可改善沿机翼展向的升力分布,从而进一步减小诱导阻力<sup>[13]</sup>。机翼剖面的诱导阻力如图2所示。

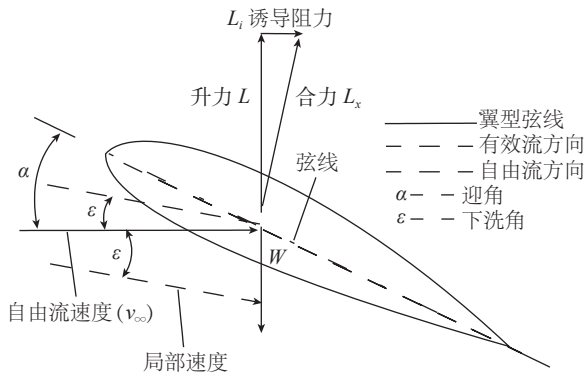


图2 机翼剖面的诱导阻力示意图  
Fig.2 Diagram of introduced drag in aerofoil

数据显示,大型亚声速民用客机巡航状态的诱导阻力占总阻力的 35%~40%。加装翼梢小翼的首要作用是减小飞机的诱导阻力,这对于降低飞行油耗、提高飞行经济性和环保性具有重要意义。此外,翼梢小翼也能加速翼尖涡的耗散,产生附加升力和向前推力,延迟翼尖气流分离,增大飞机失速迎角。翼梢小翼对民机性能影响有以下几点:

(1) 端板作用。翼梢小翼具有翼尖端板的效用,有利于阻挡机翼下表面气流向上表面气流的绕流,即削弱了翼尖涡强度,从而增大了机翼有效展弦比。同时可在不增加机翼实际翼展的情况下达到满意气动效果。

(2) 耗散翼尖涡。翼梢小翼能削弱机翼的翼尖涡,如图 3 所示,将翼尖集中涡破碎成许多小线涡,同时翼梢小翼本身的环流可抵抗机翼翼尖周围的气流流动,并在黏性耗散作用下减小下洗角。

(3) 增加机翼升力和提供向前推力。翼梢小翼可利用机翼翼尖的畸变流场产生向内的侧向力,该力可分解为向上升力和向前推力 2 项,这也是翼梢小翼区别于端板的重要标志,有利于增加机翼的升阻比,提高飞机起落性能,缩短起飞滑跑距离,并缓解地面噪声。

(4) 推迟机翼翼尖气流过早分离,提高失速迎角。

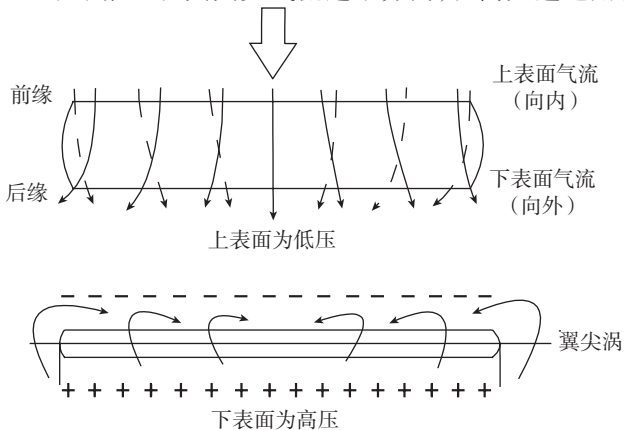


图3 机翼周围翼尖涡示意图  
Fig.3 Diagram of vortex around wing tip

安装有翼梢小翼的机翼翼尖逆压场与翼梢小翼的顺压场相对应,使机翼翼尖区压力分布不再尖而陡,而是变得更加丰满,可减小逆压梯度,延迟机翼翼尖气流分离,提高飞机失速迎角和抖振升力系数。

(5) 减弱大型客机的尾涡系,提高机场附近飞行安全和机场使用率,缩短飞机放飞和着陆时间间隔<sup>[14-15]</sup>。

加装翼梢小翼也可能会给民机性能带来一些不利影响,如使滚转力矩增加,对飞机的“荷兰滚”震荡特性产生不利影响;使机翼根部弯矩增大,进而增加机翼结构配重;使飞机颤振速度降低等。因此,翼梢小翼设计是涉及气动、结构、飞行性能和颤振特性的权衡过程。

### 3 翼梢小翼主要设计参数与设计原则

设计翼梢小翼的主要目的是减小飞机诱导阻力,翼梢小翼的翼展(即高度)、倾斜角和载荷是影响诱导阻力的重要参数;翼梢小翼的平面形状和翼型形状是影响黏性阻力和可压缩性阻力的重要参数;而翼梢小翼与机翼之间的干扰阻力是马赫数、翼梢小翼的倾斜角、载荷、平面形状以及翼梢小翼在机翼翼尖弦向位置的重要函数。在进行翼梢小翼设计时主要需考虑参数<sup>[16-19]</sup>: (1) 根梢比和后掠角; (2) 展弦比和翼展; (3) 面积; (4) 翼型; (5) 倾斜角; (6) 撇角(即安装角); (7) 扭转角。

翼梢小翼设计参数的选择是考虑气动、结构、总重量等因素的优化过程,是建立在数值计算分析、风洞试验和飞行试验基础上的。

要使翼梢小翼发挥更大作用,最好能将翼梢小翼加装在机翼翼尖区具有较大法向载荷的机翼上,并使上翼梢小翼在机翼升力系数范围内都能产生足够大的指向内侧侧向力,具体设计原则<sup>[20-22]</sup>: (1) 考虑翼梢小翼对机翼流场的干扰; (2) 考虑翼梢小翼对飞机性能的影响; (3) 考虑翼梢小翼对飞机结构重量的影响; (4) 在气动力、重量、飞行性能和颤振特性等方面进行权衡研究; (5) 翼梢小翼设计应符合诸如航行灯和频闪灯等电气准则要求。

### 4 应用于干线民机产品的典型翼梢小翼及其特点

从 20 世纪 80 年代空客公司“尖刀式”翼梢小翼和波音公司梯形翼梢小翼相继被用于 A310-300 和 B747-400,到如今以波音公司融合式翼梢小翼为代表的翼梢装置广泛应用于主要民机产品,翼梢小翼技术不断走向成熟。事实表明,翼梢小翼研制成功是空气动力学领域的一项重大成果,而其推广应用对民用航空节能、降噪和减排具有重大价值,可谓“小投入大收益”的典范<sup>[23]</sup>。

#### 4.1 梯形翼梢小翼

20世纪70年代,美国宇航局提出了现代梯形翼稍小翼方案,波音公司在20世纪80年代末首次将此项技术应用于大型干线客机B747-400,使其航程较B747-300提升了3.5%。此后,梯形翼稍小翼还被应用于A330、A340等干线客机产品。梯形翼稍小翼对于改善机翼上表面气动流线向内偏斜有较好的作用,但对改善机翼下表面气动流线向外偏斜作用相对较弱,因此设计时其面积取得略大。图4中为A330的梯形翼稍小翼。



图4 A330的梯形翼稍小翼  
Fig.4 Trapezoid winglets on A330

#### 4.2 融合式翼稍小翼

20世纪90年代末,不断上涨的航油价格使航空公司渴望找到更好的提高飞机气动性能并节省燃油的方法,APB公司(航空伙伴公司与波音公司合资企业)研制的融合式翼稍小翼很好地解决了这一问题。此项技术在2000年率先应用于波音公务机BBJ中,之后被移植到B737NG、B737-300/500、B757和B767中。融合式翼稍小翼最大特点在于翼稍小翼与机翼之间采用了光滑的大曲率过渡连接,并采用了大展弦比,这有效减小了翼稍小翼与机翼之间的气动干涉,同时改善了受力情况,增加了翼尖处抗弯和抗扭强度。据波音公司官方数据,加装融合式翼稍小翼的飞机主要有5个方面的优势:(1)大大降低了飞行成本,每架飞机每年可节省300t燃油;(2)提高了安全裕度,改善了飞机起降性能;(3)融合式翼稍小翼可使飞机在起飞时发动机推力降低3%,在巡航时降低3.4%,增加了降落稳定性,适用于山区、高原机场起降;(4)延长了发动机使用寿命,同时增加了飞机业载和航程,提高了飞机本身残值;(5)使飞机起飞噪声降低6.5%,废气排放减少5%,更利于环保。据波音公司的技术报告显示,B737-800型飞机加装融合式翼稍小翼后,降低轮挡油耗3%~5%,增大航程4%~6%,约130海里,增加装载量约6000磅。

需要指出的是,对于短距离航段飞行民航,由于爬升和下降频繁,巡航阶段历时相对较少,加装翼稍小翼后所增加结构重量以及额外浸润面积和寄生阻力可能会抵消气动改善带来的效益。同时,对于已有飞机的改装也需要一定的成本投入。经测算,对于飞行500海里以下航线的飞机,加装翼稍小翼并不能带来明显的

节油效果。图5中为B737NG的融合式翼稍小翼。



图5 B737NG的融合式翼稍小翼  
Fig.5 Converged winglets on B737NG

#### 4.3 尖刀式翼稍小翼

空客公司的民航产品普遍选用的翼尖装置被俗称为“尖刀式”翼稍小翼,实际上它是一种翼尖涡扩散器。这种装置通过减小和控制交叉流、减弱翼尖涡、改进翼尖升力分布等方式来降低飞机阻力。20世纪80年代,“尖刀式”的涡扩散器最先被应用于A310-300,此后被应用于A300-600、A320和A380等机型。如果在上述展弦比较大的飞机机翼翼尖加装常规翼稍小翼就会更多地导致翼根处弯曲力矩增加,使结构重量代价增大。因此,在其翼尖剖面最大厚度以后安装了比翼稍小翼小得多的大后掠三角翼涡扩散器。涡扩散器存在2方面的优势:(1)升力线斜率明显小于一般中等展弦比的梯形翼稍小翼,所引起的翼根弯矩较小;(2)在高升力条件下气流分离时,有较好的失速特性。与常规翼稍小翼相比,涡扩散器在非设计状态下有较好减阻效果,侧风进场时,其本身不会出现失速现象。最初加装于A300-600的涡扩散器在巡航时可使飞机阻力降低1.5%,而加装于A310-300、A320和A380改进的具有较大面积和复合后掠角的涡扩散器可以使飞机拥有更好的气动效率。图6中显示的是A380的尖刀式翼稍小翼。



图6 A380的尖刀式翼稍小翼  
Fig.6 Knife-winglets on A380

#### 4.4 斜削式翼稍小翼

斜削式翼稍小翼是机翼与翼稍小翼一体化设计的产物,它使机翼在翼尖有一个较大角度的斜削,严格来说它已成为机翼的一部分。斜削式翼稍小翼技术最早被用于B777-300ER,最近又被推广至B787-8和B747-8I等机型。高度斜削翼稍小翼能够提高飞机性能,有

助于缩短飞机起飞时在跑道上的滑行距离,提高爬升性能并降低油耗,更好的爬升性能也意味着产生更小的噪音,从而减轻了对周围环境的影响。据 NASA 和波音公司测算,加装斜削式翼梢小翼可降低 5.5% 的飞行阻力,这比加装传统翼梢小翼提高了 3.5~4.5 个百分点。以 B777-300ER 为例,安装斜削式翼梢小翼后,其燃油效率提高了 2%。由此计算,每架飞机每年能为航空公司节约 14 万美元燃油支出,这相当于每架飞机每年节省 130 万磅燃油,减少 390 万磅二氧化碳气体排放。图 7 中为



图7 B747-8I的斜削式翼梢小翼  
Fig.7 Raked-winglets on B747-8I

B747-8I 的斜削式翼梢小翼。

此外,还有其他形式的翼梢小翼,如 B767-400 的“扁平式收集翼尖”、B777-200 的折叠式翼梢小翼等。

## 5 民机翼梢小翼技术最新研究进展

随着加工工艺水平不断提高及复合材料、智能材料逐渐应用,翼梢小翼设计和制造技术日趋完善和成熟。2012 年 4、5 月间,空客公司和波音公司相继推出了应用于 A320NEO 和 B737MAX 的新一代翼梢小翼技术。关于螺旋式翼梢小翼、可变弯度和扭矩翼梢小翼等智能翼尖装置研究也正在进行中。

### 5.1 双羽状翼梢小翼

2012 年 5 月 2 日,波音公司公布了 B737MAX 的 1 项新的翼梢小翼设计概念,采用了先进技术的双羽状翼梢小翼将使 B737MAX 在原定提升 10%~12% 燃油效率的基础上,依据不同航程可额外减少 1.5% 燃油消耗,与目前在长航程上可节约 4% 燃油的融合式翼梢小翼技术相比,采用双羽状翼梢小翼的飞机,如图 8 所示,可在同样长度航线上实现 5.5% 燃油效率提升。利用先进计算



图8 B737MAX的双羽状翼梢小翼  
Fig.8 Double feathery winglets on B737MAX

流体力学方法,双羽状翼梢小翼将斜削翼梢小翼技术融合到 B737 MAX 机翼上,使其不仅符合目前机场停机门的限制要求,同时使其翼展效率更高并进一步减小阻力,B737 MAX 正在进行的风洞实验验证了这一新的概念<sup>[24]</sup>。

### 5.2 鲨鳍小翼

2012 年 4 月 26 日,首架装配鲨鳍小翼的空客 A320 新飞机在法国图卢兹下线,此架飞机将用于为鲨鳍小翼取证工作而进行试验飞行。新型鲨鳍小翼高约 2.5m,如图 9 所示,是空客公司专门为 A320 系列飞机研制的新型翼梢装置,用于替代现有的翼梢小翼。鲨鳍小翼是新出厂的 A320 系列飞机的选装设备,是选装新型发动机 A320NEO 系列飞机的标准配置。鲨鳍小翼可以使飞机降低 3.5% 燃油消耗。这种加大的翼梢小翼由轻质碳纤维复合材料制成,不会明显增加 A320 和 A320NEO 的重量。



图9 A320和A320NEO的鲨鳍翼梢小翼  
Fig.9 Sharklets on A320&A320NEO

### 5.3 螺旋式翼梢小翼

螺旋式翼梢小翼概念最早由波音公司原空气动力部主任路易斯·格莱兹提出,如图 10 所示,与上翘外形的融合式翼梢小翼不同,螺旋式翼梢小翼的外形像一个细长的翼梢绸带,伸展以后向上转折 360 度卷回到机翼翼梢的上表面,形成一个大的刚性闭合环。相对于融合式翼梢小翼,环状螺旋形翼梢小翼相当于在翼梢形成了 2 个翼梢小翼,几乎可以达到双倍效果,所以有时也被称为“双翼梢小翼”。由于螺旋式翼梢小翼更为彻底地改变了机翼翼梢的构型,因而改变机翼翼梢尾涡的能力更强。这种翼梢小翼几乎可以完全消除翼梢涡,它不仅允许与其后面的飞机保持更小间隔距离,从而提高机场的使用

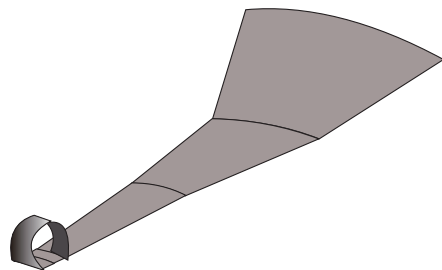


图10 螺旋式翼梢小翼示意图  
Fig.10 Diagram of spiral winglets

率,还能把飞机巡航阻力降低近一半,可全面改善飞机性能,增加安全性,降低噪声,具有非常出色的节油效果。

相对于融合式翼梢小翼,螺旋式翼梢小翼的应用面临更多来自气动、结构、材料、工艺和制造经济性的挑战,需要精心调整机翼气动载荷分布和选择适合的机翼翼型,尽可能地降低对飞机结构的影响;要求小翼的浸润面积必须保持在最低限度以减小摩擦阻力;其设计参数还需要考虑在各种飞行状态下对飞机性能的影响,包括高速飞行时与激波的干扰、大迎角时的气流分离以及飞机的颤振特性等。

#### 5.4 可变弯度和扭矩的翼梢小翼

可变弯度和扭矩的翼梢小翼基于一种由复合材料构成的能够适应翼梢小翼外形变化的蒙皮技术,具有多形体能力,可以用弯曲和扭转方法来代替只能在一个方向上进行的外形改变。这一概念的翼梢小翼能够在飞机飞行的不同阶段改变外形,以提高和改善飞机气动效率和性能,这些改善包括最小化升阻比、增加低速时的稳定性,减少气动噪声等<sup>[25-27]</sup>。

#### 5.5 变高度、变倾角翼梢小翼

目前的研究成果采用 Plackett-Burman 试验设计筛选翼梢小翼的关键参数,指出了变体翼梢小翼的最佳变形方式是改变高度和倾斜角,为变体翼梢小翼的驱动结构设计提供了依据。由伸缩栅格机构实现翼梢小翼的高度改变,对于变倾角的翼梢小翼驱动技术采用基于 SMA 弹簧驱动器的主动弯曲梁结构。设计人员根据驱动器机构的受力情况设计了所需的 SMA 弹簧驱动器,采用数值模拟与实验结合的方法研究了 SMA 弹簧驱动器的力-电-热耦合特性以及驱动机构的力学特性。最新研究进展利用差动式伸缩栅格机构实现了小翼的高度和倾斜角的同时变化。变高度、变倾角翼梢小翼能够同时提高机翼的升力系数、降低阻力系数并提高升阻比。巴西 Sao Paulo 大学的 F. M. Catalano 等通过风洞实验研究了变体翼梢小翼对矩形机翼气动特性的影响,结果表明变体翼梢小翼能在整个飞行包线内优化飞机的气动特性,尤其是在低速大迎角状态,变体翼梢小翼带来的气动收益更大。与传统的翼梢小翼相比,变体翼梢小翼能将飞机的气动效率提高 3%,航程提高 5%<sup>[28-30]</sup>。

## 6 结论

(1) 商用飞机翼梢小翼能够有效降低飞机的诱导阻力,增加飞机的升阻比和航程,帮助航空公司提高经济效益。目前已经经历了从最初的端板、梯形翼梢小翼、融合式翼梢小翼、尖刀式翼梢小翼、斜削式翼梢小翼到波音 737MAX 最新的双羽状翼梢小翼和空客 A320NEO 的鲨鳍小翼。可以说,翼梢小翼已经成为航空公司旧机

型必然加装的配置和新机型的标准配置。

(2) 最新研究结果表明,螺旋式翼梢小翼和可变弯度、扭矩的翼梢小翼以及可变高度、倾角的翼梢小翼等智能变形翼梢小翼由于能够适应飞机起飞、降落和巡航等不同任务段的工况条件,较传统翼梢小翼有显著的性能提升而成为目前业界研究的热点。

## 参考文献

- [1] 孙贺亮. 大型民用客机翼梢小翼气动设计研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学机械工程及自动化学院, 2008.
- [2] 江永泉. 飞机翼梢小翼设计. 北京: 航空工业出版社, 2009.
- [3] 司亮, 王和平, 龚翠翠. 翼梢装置对机翼气动、结构特性影响研究. 空气动力学学报, 2011, 29(2): 177-179.
- [4] 杜绵银, 崔尔杰, 陈培, 等. 一种新型商用飞机翼梢小翼设计及优化. 飞机设计, 2012, 32(2): 23-27.
- [5] Takenaka K, Hatanaka K, Yamazaki W, et al. Multidisciplinary design exploration for a winglet. Journal of Air-craft, 2008, 45(5): 1601-1611.
- [6] Ameri N, Lowenberg M H, Friswell M I, et al. Modelling continuously morphing aircraft for flight control. 19th International Conference on Adaptive Structures and Technology Ascona: AIAA, 2008.
- [7] Gerontakos P, Lee T. Effects of winglet dihedral on a tip vortex. Journal of Aircraft, 2006, 43(1): 117-124.
- [8] Bourdin P, Gatto A, Friswell M I. Aircraft control via variable cant-angle winglet. Journal of Aircraft, 2008, 45(2): 414-423.
- [9] Reneaux J. Overview on drag reduction technologies for civil transport aircraft. ECCOMAS, 2004.
- [10] 钱翼稷. 空气动力学. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004.
- [11] 李伟. 变高度、变倾角的翼梢小翼驱动技术研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
- [12] Falcao L, Gomes A A, Suleman A. Aero-structure design optimization of a morphing wingtip. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2011, 22(10): 1112-1126.
- [13] Ursache N M, Melin T, Isikveren A T, et al. Technology integration for active poly-morphing winglets development. ASME Conference on Smart Materials, Adaptive Structures and Intelligent Systems Ellicott City: ASME, 2008.
- [14] 江永泉. 翼梢小翼的空气动力机理. 民用飞机设计与研究, 1993(3): 16-22.
- [15] Maughmer M D. Design of winglets for high-performance sailplanes. Journal of Aircraft, 2003, 40(6): 1099-1106.
- [16] Ishimitsu K K. Design and analysis of winglets for military aircraft. AFFDL-TR-76-6, 1976.
- [17] Conley N. Winglet toe-out angle optimization for the gates Learjet longhorn wing. Journal of Aircraft, 1980, 17(12): 851-855.
- [18] Sankrithi M M K V, Frommer J B. Controllable winglets, USA, A1, US 2008/0308683, 2008.
- [19] Hoisington Z C, Rawdon B K. Ground effect wing having a variable sweep winglet, USA, B1, US 6547181, 2003.
- [20] DANG IA P K, PALMER M E, DOE R H. Aerodynamic design

(下转第 128 页)

险的姿态,不需要特殊的驾驶技巧、机敏或体力。逐步减小发动机停车时的速度,直到静态  $V_{MCA}$  或上述其他情况之一出现。

### 3.2 风险分析和安全措施

(1) 风险分析。按照相关规定,空中最小操纵速度试飞风险等级为 I 级。空中最小操纵速度试验的主要风险为:发动机故障、机械故障、供油不足、长时间在低速大油门下工作;飞机失控;飞机失速或偏离;结构破坏;出现大侧滑状态,垂尾或方向舵破坏;改出时超出飞行包线、超过飞机襟翼/起落架等结构限制。

(2) 主要安全措施。为化解或降低试验风险,在进行试验时采取的主要安全措施为:

加强理论分析,包括风洞试验、理论计算分析结果等内容,要求对可能出现的复杂飞行状态进行全面理论分析并提供可行的解决方案;对机组人员的培训要到位,要完成模拟器演练;严格控制试验条件,保证试验的成功率。

保障条件要充分、到位。机组人员要相对固定,机组之间加强协调和分工;试验空域气象条件要好,空域内最好无高山和高大建筑物,人烟稀少;机务和场务工作按照 I 类风险科目要求;加强对飞机的检查;座舱内加装座舱显示器。

循序渐进进行试验。加强试验前准备和演练,试验前完成操纵系统地面试验、发动机停车和起动检查;机组完成应急离机地面演练;空中最小操纵速度试验前应完成失速检查、大侧滑情况下飞机工作情况检查、发动机空中停车和空中起动检查、非对称推力状态下飞机的操纵性和稳定性检查,可以用发动机小油门状态模拟发动机停车来提高试验安全系数。

试验时逐步增加蹬舵量,缓慢减速,密切观察飞机反应,遇到非正常情况立即改出;完成数据分析和飞机检查,并形成可继续飞行的结论后,方可继续进行试验。

## 4 数据处理和结果分析

图 1 所示为 B707 飞机  $V_{MCA}$  随重量和滚转角变化数据<sup>[4]</sup>,这些数据基于飞机气动导数数据计算得到,在 1 发停车、其余发动机最大起飞功率、起飞构型、1g 直线飞行条件下计算得到的。从图中可以看出:

(1) 飞机向工作发动机方向滚转  $5^\circ$  时,计算得到的  $V_{MCA}$  低于相应状态的失速速度;

(2) 飞机向工作发动机方向滚转时,  $V_{MCA}$  随重量增加而减小;

(3) 在机翼水平情况下,  $V_{MCA}$  不随重量变化而变化,机翼水平状态下的  $V_{MCA}$  远大于向工作发动机方向滚转

情况下的  $V_{MCA}$ ;

(4) 在同样重量下,随飞机向工作发动机方向滚转角度增加,  $V_{MCA}$  逐渐减小;

(5) 如果飞机向停车发动机方向滚转,  $V_{MCA}$  将会大幅增加,且  $V_{MCA}$  随重量增加而增大。

## 5 结束语

在充分理解空中最小操纵速度相关规章条款和分析非对称推力状态下飞机受力的基础上,着重研究了影响空中最小操纵速度的主要因素,对飞行试验中的试飞方法、风险分析和安全措施进行了总结和归纳,为其他型号飞机进行空中最小操纵速度等非对称推力试验科目提供经验和参考。

### 参考文献

- [1] Anderson J D, 空气动力学基础. 北京:航空工业出版社,2010.
- [2] 刘永泉. 航空动力技术发展展望. 航空科学技术, 2011(4):1-3.
- [3] 郑连兴,任仁良. 涡轮发动机飞机结构与系统(AV)上册. 北京:兵器工业出版社,2006.
- [4] Harry Horlings. Airplane control after engine failure. AvioConsult,2005.

(责编 叶枫)

(上接第 125 页)

studies of conventional & unconventional wings with winglets. AIAA, 2006-3460.

[21] MATTOS S De, et al. Considerations about winglet design. AIAA, 2003-3502.

[22] 党铁红. 民用飞机翼梢小翼的设计研究. 民用飞机设计与研究, 2003, 4:13-16.

[23] Krzysztof K. Wing-winglet design methodology for low speed applications. AIAA 2003-215, 2003.

[24] 汤坚玉,刘忠,陈丹军. 波音新一代民机战略分析. 国际航空, 2012, 9:40-42.

[25] Catalano F M, Ceron-Munoz H D. Experimental analysis of the aerodynamic characteristics of adaptive multi-winglets. 43rd AIAA, Aerospace Science Meeting and Exhibit, Reno: AIAA, 2005.

[26] Gatto A, Mattioni F, Friswell M I. Experimental investigation of bistable winglets to enhance wing lift takeoff capability. Journal of Aircraft, 2009, 46(2):647-655

[27] Ursache N M, Melin T, Isikveren A T, et al. Morphing winglets for aircraft multi-phase improvement. 7th AIAA Avia-tion Technology, Integration and Operation Conference, Bel-fast: AIAA, 2007.

[28] Boller C, Kuo C M. Demonstration of adaptive structure performance on modular micro air vehicle. 51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structure, Structure Dy-namics, and Materials Conference, Orlando: AIAA, 2010.

[29] Allen J B. Articulating winglets, USA, A, US005988563, 1999.

[30] Fitzgibbon T F. Wing fold actuator system for aircraft. USA, A, US5310138, 1994.

(责编 台系)