

文章编号: 0258-1825(2019)04-0569-09

民用飞机低速俯仰力矩特性改善研究

钟 园, 杨小权, 刘凯礼, 吴大卫, 司江涛*

(中国商用飞机有限责任公司 上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘 要:针对某民用尾吊飞机低速时俯仰力矩上仰的情况,研究了一种新型的改善措施——内侧缝翼截短。采用数值模拟方法对其基本着陆构型以及改善措施的气动特性进行研究,给出了在大迎角下工作的流场特征,分析了改善措施改善俯仰力矩特性的流动机理,并对改善措施对发动机进气畸变的影响进行了评估。研究结果表明:低速俯仰力矩形态取决于机翼的分离位置;分离从外侧开始会使飞机“抬头”,分离从内侧开始会使飞机“低头”;平尾提供的俯仰力矩决定了总的俯仰力矩;分离从内侧开始使飞机“低头”的主要原因是降低了机翼对平尾的下洗;改善措施在失速迎角内不会对尾吊飞机的发动机进气产生影响。

关键词:俯仰力矩;低速;民用飞机;数值模拟;机理

中图分类号:V221+.3

文献标识码:A

doi: 10.7638/kqdlxxb-2017.0097

Study on improvement of low speed pitching moment characteristics of civil aircraft

ZHONG Yuan, YANG Xiaoquan, LIU Kaili, WU Dawei, SI Jiangtao*

(Commercial Aircraft Corporation of China Ltd, Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

Abstract: For the situation that the pitching moment of a civil fuselage-mounted aircraft shows to pitch up, the paper studied a new type of improvement measures—to truncate the inner slat. The numerical simulation method was used to study the aerodynamic characteristics of the basic landing configuration and the improvement configuration. The flow characteristics of the two configurations under the high angle of attack are given, and the flow mechanism of the improvement measures is analyzed. The influence of the improvement measures on the intake of the engine is also evaluated. The results show that: the low-speed pitching moment shape depends on the separation position of the wing; separation from the inside wing makes the aircraft “rise”; separation from the outer wing makes the aircraft “head”, and separation from the inside wing makes the aircraft “bow”; the pitching moment provided by the horizontal tail determines the total pitching moment; the main reason for the aircraft “bow” is that the separation from the inside wing reduces the downwash of the horizontal tail from the wing; the improvement measures do not affect the engine intake of the fuselage-mounted aircraft when the angle of attack is not greater than the stall angle of attack.

Keywords: pitching moment; low speed; civil aircraft; numerical simulation; mechanism

0 引 言

民用飞机低速气动力设计必须满足安全性和飞机性能的需求,这不仅要求最大升力系数尽可能大,

还要求有较好的俯仰力矩特性^[1-2]。俯仰力矩特性的好坏是评判民用飞机低速气动力设计优劣的重要判据之一。

民用飞机适航规章要求:直到飞机失速时为止,

收稿日期:2017-06-08; 修订日期:2017-07-04

基金项目:国家重点基础研究发展计划(1234AB5678);上海市青年科技英才杨帆计划(15YF1415000)

作者简介:钟园(1986-),男,湖北枝江人,硕士,高级工程师,研究方向:飞机气动布局,气动设计. E-mail: zhongyuan@comac.cc

通信作者:司江涛*(1969-),男,陕西咸阳人,硕士,研究员,研究方向:飞机气动布局,气动设计. E-mail: sijiangtao@comac.cc

引用格式:钟园,杨小权,刘凯礼,等.民用飞机低速俯仰力矩特性改善研究[J].空气动力学学报,2019,37(4):569-577.

doi: 10.7638/kqdlxxb-2017.0097 ZHONG Y, YANG X Q, LIU K L, et al. Study on improvement of low speed pitching moment characteristics of civil aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(4): 569-577.

飞机不得出现异常的机头上仰^[3]。尽管大部分现代民用飞机在起飞降落时(即低速状态)都使用迎角限制器,但为保证飞机在丧失迎角保护功能时,其本体仍具有合适的失速特性^[4-5],飞机必须具备良好的俯仰力矩特性。如果飞机的低速俯仰力矩特性较差,俯仰力矩在失速迎角之后会出现上仰现象。出于安全性和最低可接受的飞行品质的要求,必须使用具有迎角保护功能的装置如推杆器等对最大可使用的迎角进行限制;使得实际使用的最大迎角要小于失速迎角。实际可用的最大迎角的减小降低了起降时的最大可用升力系数,会较大地降低飞机性能尤其是起降性能。同时由于使用了迎角保护装置,出于安全性上的考虑,就必须降低迎角限制系统的失效概率,使其“不可能”失效。某民用尾吊飞机就是由于其俯仰力矩出现上仰现象而对最大可使用迎角进行了限制,设计时将迎角限制了 2° ,使得最大可使用升力系数大为降低。最大可使用升力系数的大为降低使其进场着陆和起飞的速度都不得不大幅度增加,起飞和着陆场长也随之增加;这严重影响了此飞机的性能尤其是起降性能。在高原机场时,迎角使用的大幅度限制带来的问题更严重,甚至会影响此飞机在高原机场的使用。

国内外对失速的研究开展的较多。日本的 Hiroyuki Kato 等学者^[6-9]研究了发房导流片对改善翼面分离从而提高失速迎角及最大升力系数,并取得了明显的成效。国内西北工业大学的白俊强等也进行了民用运输机短舱导流片的设计研究^[10],刘毅^[11]等研究了在某运输机上加装失速条改善滚转特性,王继明^[12]等研究了民用飞机俯仰力矩特性上仰的现象。但关于俯仰力矩特性改善措施的相关研究较少。

传统的改善失速特性的方法有涡流发生器、涡流发生架等^[13-15]。这些措施可以增大最大升力系数和推迟流动分离,但并不能改变俯仰力矩的形态。空客在其最新的宽体客机 A350XWB 上使用了内侧缝翼截短的技术来改善其低速俯仰力矩特性。本文以某民用尾吊式布局飞机为研究对象,对其着陆构型和使用内侧缝翼截短技术的改善构型进行数值研究,分析了内侧缝翼截短技术改善俯仰力矩特性的流动机理。同时,由于此尾吊式飞机采用机翼发动机的近距耦合式气动布局,机翼内侧的改动可能会对发动机进气产生影响,因此本文还对内侧缝翼截短技术对发动机进气的影响进行了研究。相关的研究方法和成果可为民用飞机的低速气动优化等工作提供技术基础。

1 物理模型

本文以某民用尾吊式布局飞机为基础,研究了改善俯仰力矩特性的措施——内侧缝翼截短技术。如图1所示,左图(a)为某尾吊式布局飞机的全机着陆构型,包含了机身、机翼主翼、缝翼、襟翼、翼梢小翼、短舱、挂架和垂平尾;右图(b)为在图(a)的基础上改变了内侧缝翼的长度,相应的主翼部分也跟随着改变。

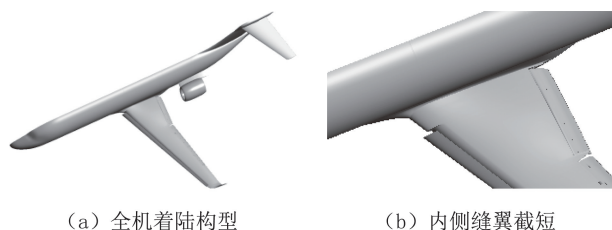


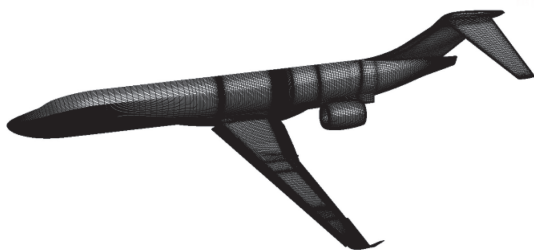
图1 全机着陆构型和内侧缝翼截短示意图

Fig.1 Schematic diagram of landing and shorter slat configuration

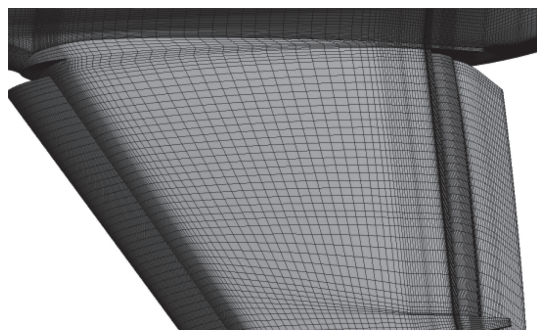
2 计算方法与计算条件

数值模拟采用的 CFD 软件为 ANSYS CFX,这是一个基于有限体积方法的 CFD 求解器。本文计算中的控制方程是三维雷诺平均 Navier-Stokes 方程,时间离散选用了全隐式时间推进格式,空间离散采用了高阶迎风格式,湍流模型为两方程的 $k-\omega$ SST (shear stress transport) 模型。在流场计算中监测全流场的残差和全机的升阻力和俯仰力矩系数,收敛以各残差下降 6 个数量级或继续迭代残差不再下降同时升阻力和俯仰力矩系数保持稳定为准。

利用 ANSYS ICEM CFD 软件对全机着陆构型全三维流场生成结构化网格。图2给出了全机着陆构型的表面计算网格。为了保证计算的准确性,计算远场距离设置为 100 倍的平均气动弦长。为了准确的捕捉到分离流,附面层内的网格都进行了加密处理,近壁面 y^+ 保持在 1 左右,网格增长比不超过 1.25。另外,对襟缝翼头部和尾部、机翼前后缘、翼根



(a) 全机网格



(b) 局部网格

图2 全机着陆构型表面网格示意图

Fig.2 Computational grids on landing configuration surface

翼尖、垂平尾前后缘以及短舱前后缘等几何曲率较大或流场变化剧烈的区域进行了适当的加密。全流场三维的计算网格总数约为 2600 万。

如图 3 所示,在边界条件设置方面,计算域远方的边界相应的施加进口(inlet)和出口(outlet)边界条件,侧方施加自由边界条件(opening),侧方的另一边为半模的对称面(sym);飞机表面采用无滑移壁面边界条件(wall)。

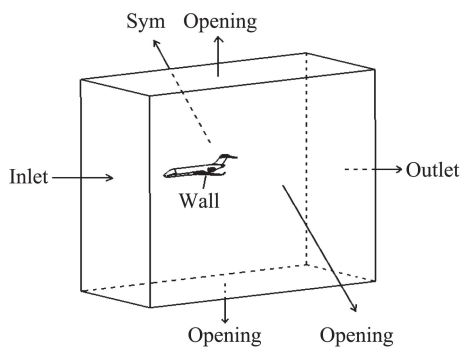


图3 边界条件设置示意图

Fig.3 Boundary conditions

本文对进气畸变^[16-18]的评价主要采用周向畸变指数($\bar{D}_{idc}$),相关定义如下公式所示:

$$\bar{D}_{idc} = \frac{p_{ring, av} - p_{ring, min}}{p_{av}} \quad (1)$$

式中 p 为流场中气流总压,下标 av 为参数平均值,下标 $ring$ 表示流场中径向分区环的参数,下标 min 为流场中的参数最小值。本文采用的气流畸变指数计算方法为在风扇平面的周向按规律选取一系列数值监测点,从 CFD 结果处理中对这些监测点的进气道气动参数进行采样,进而进行畸变指数计算^[19-20]。

3 计算结果与讨论

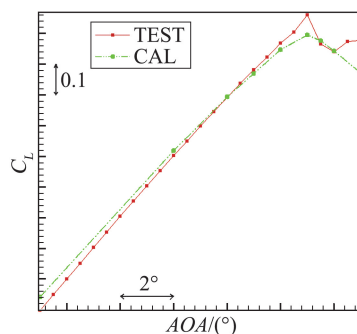
采用数值模拟的方法对某民用尾吊式布局飞机的着陆构型和内侧缝翼截短构型处于大迎角下的流

场进行研究,分析了两构型的流场特征和内侧缝翼截短技术对俯仰力矩改善的流动机理。

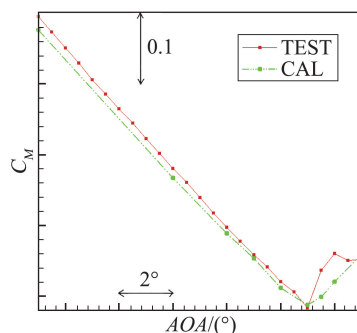
3.1 数值计算方法的验证

此民用飞机的低速高雷诺数风洞试验结果为数值验证提供了试验数据。本文将根据试验结果来验证计算网格和计算方法的适用性和可靠性。

图 4 为此民用飞机着陆构型数值计算与风洞试验结果的升力和俯仰力矩系数的对比,图中红色曲线为风洞试验数据,绿色曲线为数值计算数据。风洞试验数据马赫数为 0.2,雷诺数为 650 万。计算的马赫数和雷诺数与试验数据一致。



(a) 升力曲线



(b) 俯仰力矩曲线

图4 升力和俯仰力矩特性与试验结果的比较

Fig.4 Comparison of numerical and experimental lift coefficients and pitching moment lift coefficients

从图 4 中升力和俯仰力矩系数曲线的对比结果来看,无论数值上还是曲线的形态上,计算和风洞试验结果的升力和俯仰力矩系数都符合的很好。因此,本文所采用的数值计算方法是可靠的。

3.2 内侧缝翼截短形式及截短量研究

如图 5,内侧缝翼截短的形式有两种:垂直于前缘截短和顺流向截短;截短量定义分别如图所示。

图 6 给为两种截短方式截短 500 mm 时的升力曲线对比。同样,计算的自由流马赫数为 0.2,基于平均气动弦长的雷诺数为 650 万。其中 ALL 代表全缝翼构型, CUT500P 代表顺流向截短 500 mm, CUT500V 代表垂直于前缘截短 500 mm。

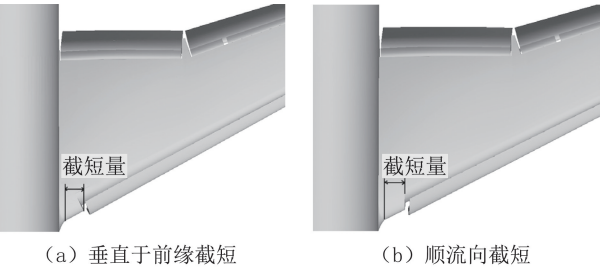


图 5 缝翼截短形式
Fig.5 Forms of slat shorter configuration

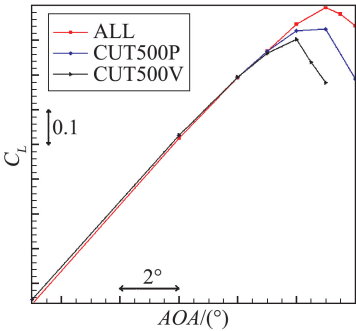


图 6 两种缝翼截短形式截短 500 mm 升力曲线对比
Fig.6 Comparison of lift curves of two forms

从图 6 可知,截短量相同时,垂直于前缘截短无论失速迎角还是最大升力系数均小于顺流向截短;因此本文采用顺流向截短的方式来进行研究。

图 7 为顺流向截短时不同截短量的升力曲线和俯仰力矩曲线的变化。

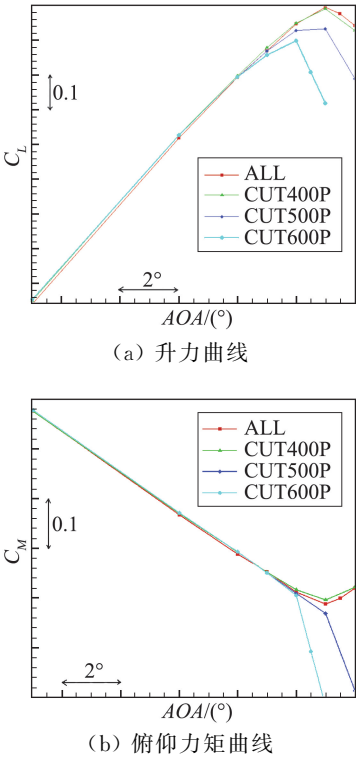


图 7 全缝翼构型和不同截短量的截短缝翼构型的比较
Fig.7 Comparison of all slat configuration and slat shorter configuration with different lengths

由图 7 可见,当截短量为 400 mm 时,升力和力矩曲线形态不变,数值上几乎和全缝翼构型相同。当截短量为 500 mm 时,最大升力系数相比有一定程度的降低,降低约 0.05,失速迎角几乎不变,线性段相比也无变化,但其俯仰力矩特性得到明显的改善;在失速迎角之后,截短缝翼构型的俯仰力矩特性已经由全缝翼构型的上仰现象改善为下偏。而截短量为 600 mm 时,尽管俯仰力矩特性得到改善,但最大升力系数和失速迎角均明显降低。

尽管截短内侧缝翼 500 mm 会导致最大升力系数下降 0.05,但由于其俯仰力矩特性的改善,可以使最大可使用迎角不再受到限制,实际可使用的最大升力系数反而增加。

当截短 400 mm 时,升力和力矩曲线在数值上出现变化;而截短 500 mm 时,俯仰力矩得到明显改善。由此可见,对尾吊式布局的民用飞机而言,合适的缝翼截短量应在 400 mm 至 500 mm 之间。

本文以缝翼截短 500 mm 构型来分析俯仰力矩特性改善的原因。

3.3 内侧缝翼截短构型机翼分析

图 8 给出了随迎角变化时两个构型机翼表面摩擦阻力系数云图。图中红色区域的摩擦阻力系数为高值,绿色区域摩擦阻力系数为低值,并且小于零。

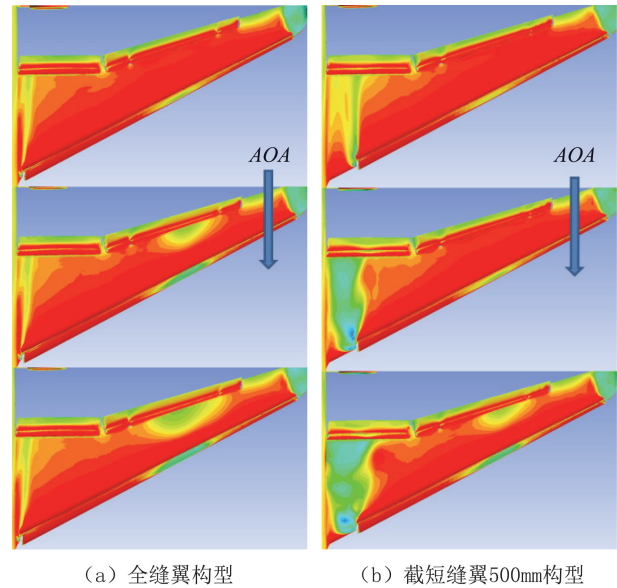
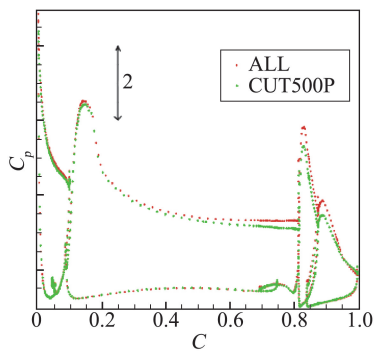


图 8 两个构型的翼表面摩擦阻云图
Fig.8 The wing's C_{fx} -distribution of all slat configuration and slat shorter 500 mm configuration

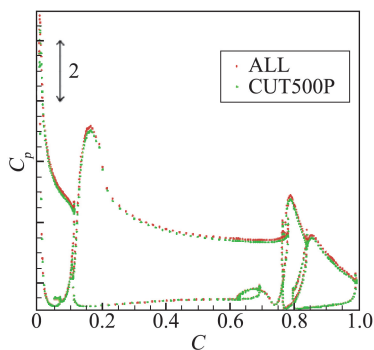
从图 8 可以看出,随迎角增大,全缝翼构型翼面的流动分离从机翼外侧开始并扩展;截短缝翼 500 mm 构型翼面的流动分离从内侧开始并扩展,当内翼完全分离后,外翼才开始出现分离。分析认为,流动分离从内侧开始是缝翼截短构型的俯仰力矩特性改善的主要

原因,并且内翼分离能推迟机翼外翼的分离。

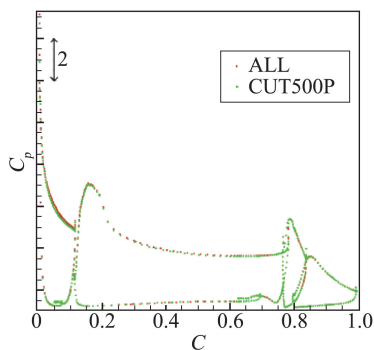
图9给出了两个构型在失速迎角时4个不同展向站位的压力分布,图10给出了失速迎角时两个构



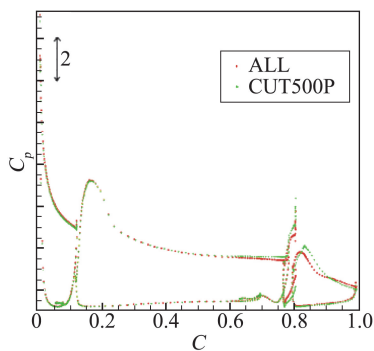
(a) 展向站位 30%



(b) 展向站位 45%



(c) 展向站位 60%



(d) 展向站位 75%

图9 两个构型4个展向站位的压力分布

Fig.9 The C_p -distribution of four span sections of all slat configuration and slat shorter configuration

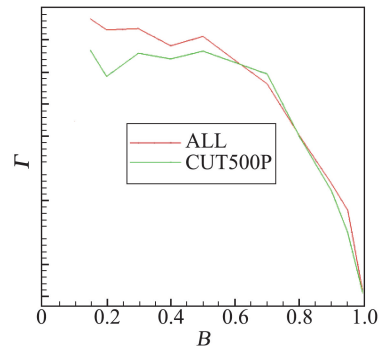


图10 两构型机翼的环量分布

Fig.10 The Γ -distribution of four span sections of all slat configuration and slat shorter configuration

型的机翼的环量分布。红色代表全缝翼构型,绿色代表缝翼截短500 mm构型。

从图9可以看出,展向站位30%时全缝翼构型的机翼各段具有更高的吸力峰;展向站位45%时全缝翼构型机翼各段的吸力峰仍然较高,但两构型的差值已经减小;展向站位60%时两构型的压力分布几乎一致;展向站位75%时两构型的缝翼和主翼的压力基本一致,缝翼截短构型的两段襟翼具有更高的压力分布。从图10可以看出,全缝翼构型的内侧机翼提供了更多的升力,而缝翼截短构型的内侧机翼提供的升力相对减小。

对后掠翼飞机而言,展向流动是机翼外翼出现流动分离的一个重要原因。缝翼截短构型内侧机翼产生的升力的减少,减弱了机翼的展向流动;这是缝翼截短构型外侧机翼流动分离推迟的主要原因。

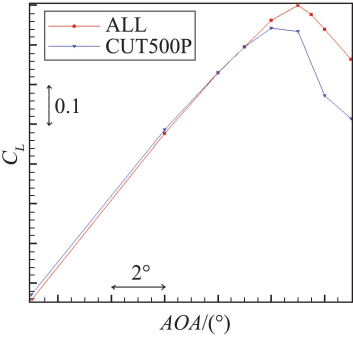
3.4 不带平尾的对比

通过对不带平尾的两个构型的对比分析,可以得出缝翼截短对机翼本身俯仰力矩特性的影响。

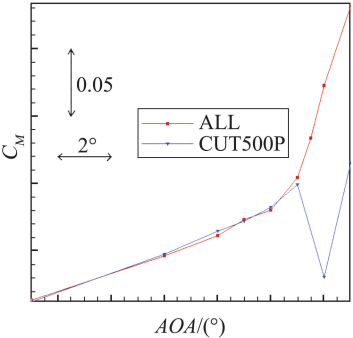
图11给出了不带平尾的两个构型的升力系数和俯仰力矩系数曲线;红色曲线为全缝翼不带平尾构型,蓝色曲线为缝翼截短500 mm不带平尾构型。

不带平尾构型主要体现的是机翼的贡献量。从图11可知,全缝翼不带平尾构型的机翼提供的俯仰力矩随迎角增大逐渐上偏,即机翼本身随迎角增大而“抬头”;缝翼截短不带平尾构型机翼提供的俯仰力矩在失速迎角之后先下偏,然后再上偏,但绝对值相比要小得多。由于内侧机翼升力的作用点在力矩参考点之前,而外侧机翼升力的作用点在力矩参考点之后。分析认为,缝翼截短导致的内翼分离使内侧机翼产生的升力减小,相当于内侧机翼上额外出现了一个向下的力,这会导致机翼本身低头;当外翼出现分离后,相当于外侧机翼上额外出现一个向下的力,因此机翼又会抬头。但整体上,内翼先分离会使机翼本身

“低头”。



(a) 升力曲线



(b) 俯仰力矩曲线

图 11 全缝翼构型和缝翼截短构型不带平尾的比较

Fig.11 Comparison of all slat configuration and slat shorter configuration without horizontal tail

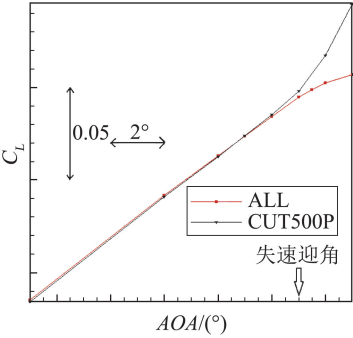
3.5 单独平尾的对比

平尾对全机俯仰力矩特性有着较大的影响。本小节分析了分离从内侧开始对平尾的影响。

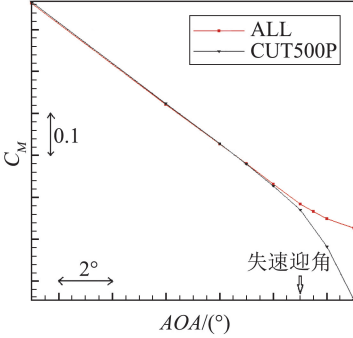
图 12 给出了两个构型的单独平尾的升力曲线和俯仰力矩曲线。红色曲线为全缝翼构型的单独平尾，黑色曲线为缝翼截短 500 mm 构型的单独平尾。

由图 12 可知，在失速迎角之后，缝翼截短构型的平尾产生的升力增大，其提供的低头力矩也增大。

取平尾展向站位 25%、45%、65% 和 85% 四个截面的升力系数随迎角变化的曲线，如图 13 所示。红色代表全缝翼构型，绿色代表缝翼截短 500 mm 构型。



(a) 升力曲线

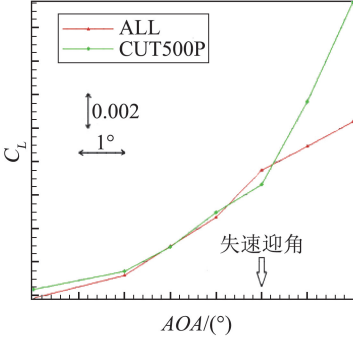


(b) 俯仰力矩曲线

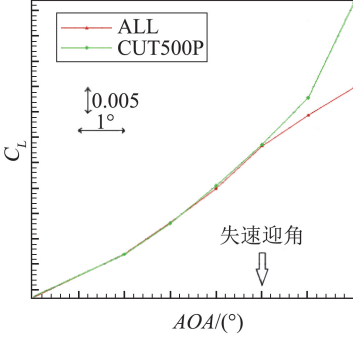
图 12 全缝翼构型和缝翼截短构型单独平尾的比较

Fig.12 Comparison of the horizontal tail of all slat configuration and slat shorter configuration

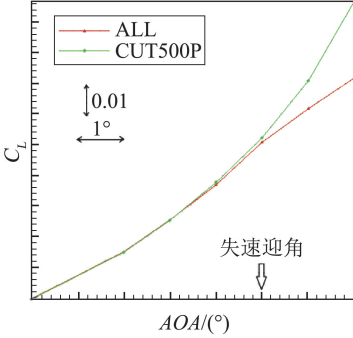
从图 13 可知，在失速迎角之后，缝翼截短构型的平尾沿展向从内到外的四个截面的升力系数相比全缝翼构型均增大；且随迎角增大，增量亦变大。



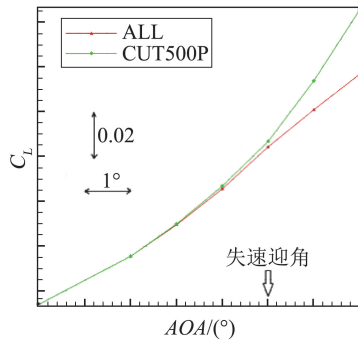
(a) 展向站位 25%



(b) 展向站位 45%



(c) 展向站位 65%



(d) 展向站位 85%

图 13 平尾 4 个展向站位的升力系数比较

Fig.13 Comparison of four span sections' lift coefficient of horizontal tail

图 14 给出了平尾上述四个截面前方的四个观测点。四个观测点距离相应截面前缘的距离相同。图 15 给出了基于观测点的不同截面的当地迎角随机身迎角的变化。

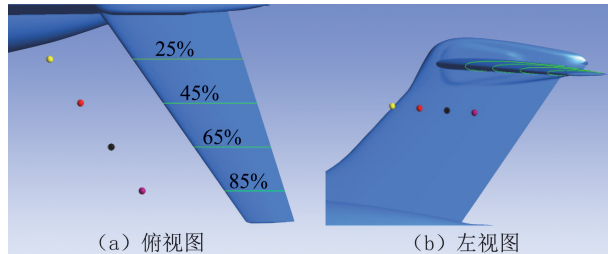
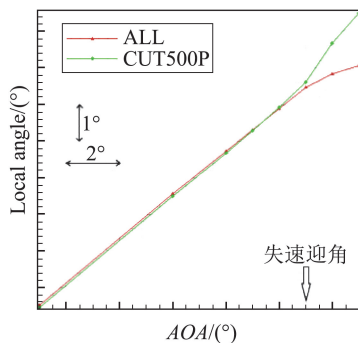
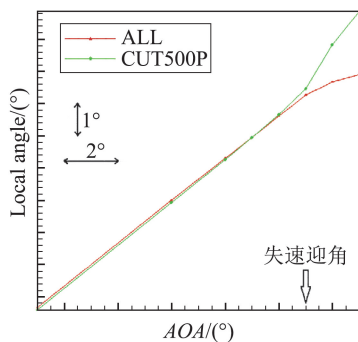


图 14 平尾 4 个展向站位截面的观测点

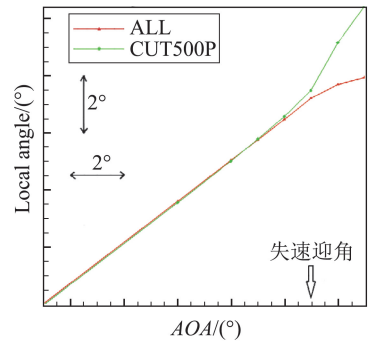
Fig.14 Observation points of four span sections of horizontal tail



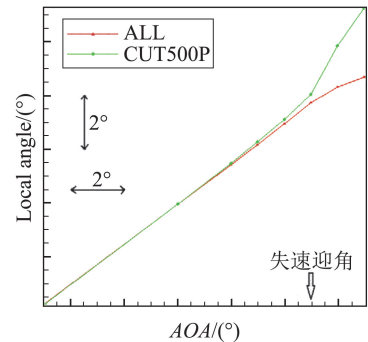
(a) 展向站位 25%



(b) 展向站位 45%



(c) 展向站位 65%



(d) 展向站位 85%

图 15 平尾 4 个展向站位的当地迎角

Fig.15 The local angle of four span sections of horizontal tail

从图 15 中可以看出,在失速迎角之后,缝翼截短构型平尾的当地迎角相比全缝翼构型增大,并随机身迎角的增加增量亦变大。可见,缝翼截短构型机翼对平尾的下洗相对较小。因此,缝翼截短构型平尾提供更大的低头力矩的原因是因为内翼分离降低了机翼对平尾的下洗,使得平尾的当地迎角增大,从而平尾提供了更大的升力和低头力矩。

图 16 给出了两构型不带平尾与带平尾的俯仰力矩曲线的对比;红色为全缝翼构型,蓝色为缝翼截短构型,上部两曲线为两构型不带平尾的俯仰力矩曲线,下部曲线为两构型带平尾的俯仰力矩曲线。从图 16 可以看出,缝翼截短构型不带平尾时的俯仰力矩

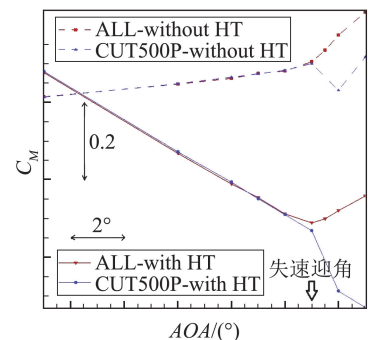


图 16 不带平尾与带平尾俯仰力矩的对比

Fig.16 The pitching moment of all slat configuration and slat shorter configuration without horizontal tail

在失速之后下偏,但在失速迎角 1° 之后又重新上偏;而缝翼截短构型带平尾时俯仰力矩曲线始终保持下偏的姿态。可见,机翼本身对俯仰力矩的改变并不是全机俯仰力矩改善的主要原因,因受到下洗的减小而导致的平尾效率的提高才是全机俯仰力矩改善的主要原因。

3.6 发动机进气影响研究

对尾吊式布局的民用飞机而言,由于发动机布置在内侧机翼之后,内侧机翼的分离会对发动机进气产生影响。本文通过通流短舱进气截面的总压恢复系数和周向畸变指数两个指标来研究内翼分离对尾吊式布局飞机的进气影响。

图 17 给出了失速迎角时两构型的总压恢复分布,两构型在失速迎角时短舱进气截面的总压恢复系数几乎一致。图 18 给出了两构型短舱进气截面的周向畸变指数随迎角的变化。由图 18 可知,在失速迎角之后,缝翼截短 500 mm 构型短舱进气截面的周向畸变指数相比有一定程度的增大,但远远小于发动机进气畸变的限制。可见,使用缝翼截短方法并不会对发动机进气造成不可接受的影响。

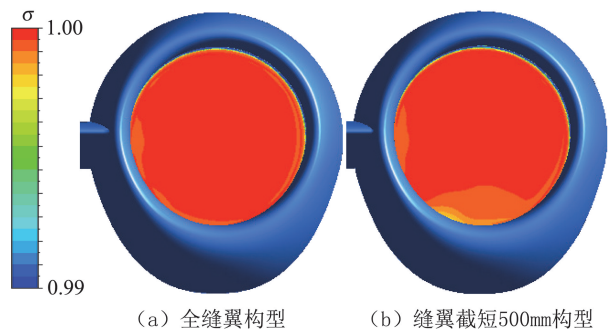


图 17 两构型失速迎角时发动机进气截面的总压恢复分布

Fig.17 Distribution of total pressure recovery on nacelle's inlet of two configurations at stall AOA

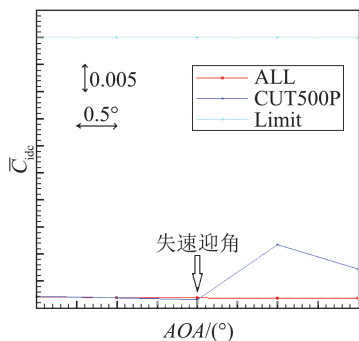


图 18 两构型周向畸变指数

Fig.18 The $\bar{D}_{idc}$ of the two configurations

4 结论与展望

通过本文的研究工作,初步有以下几点结论:

1) 内侧缝翼截短到一定程度可以改善飞机的俯仰力矩特性,并不会影响线性段的升力和俯仰力矩,失速迎角也几乎不变,但最大升力系数会有一定程度的降低。考虑到因为俯仰力矩特性的改善带来的最大使用迎角限制的取消,采取缝翼截短之后实际可用的最大升力系数是提高了;

2) 缝翼截短量的大小对俯仰力矩的改善有着重要的影响,并且顺流向截短缝翼的最大升力系数和失速迎角损失更小。对民用尾吊式布局飞机而言,当顺流向截短缝翼时,合适的截短量在 400 mm 至 500 mm 之间。

3) 截短内侧缝翼改善俯仰力矩特性的原因是因为使流动分离从内侧开始。内翼分离不仅改善了机翼本身的俯仰力矩特性,并且降低了机翼对平尾的下洗,使平尾提供了更大的低头力矩;

4) 尽管内翼分离使得机翼本身的俯仰力矩特性得到改善,但因为受到下洗的减小而导致的平尾效率的提高才是全机俯仰力矩特性得到改善的主要原因;

5) 失速迎角之前,内侧机翼使用缝翼截短措施对尾吊式布局飞机的发动机进气几乎没有影响;在失速迎角之后,尽管缝翼截短会导致发动机进气畸变由一定程度的增高,但远小于发动机允许的最大畸变值。

在下一步的研究中,将考虑动力短舱的进气畸变以及带动力短舱对改善效果的影响。

参考文献:

- [1] Г. С. 比施根斯(俄). 干线飞机空气动力学和飞行力学[M]. 北京: 航空工业出版社, 1996.
- [2] 方宝瑞. 飞机气动布局设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 1997.
- [3] 白杰. 运输类飞机适航要求解读: 性能试飞[M]. 北京: 航空工业出版社, 2012.
- [4] 埃格伯特·托伦贝克(荷). 亚声速飞机设计总论[M]. 航空航天工业部民用飞机系统工程司, 1990.
- [5] 凌茂英等. 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.
- [6] HIROYUKI KATO, et al. PIV investigation of nacelle chine effects on high-lift system performance [C]//46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Nevada. AIAA-2008-240.
- [7] YASUSHI ITO, et al. Efficient CFD evaluation of small device locations with automatic local remeshing [C]//46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Nevada. AIAA-2008-240.
- [8] MASAHIRO KANAZAKI, et al. Efficient design exploration of nacelle chine installation in wind tunnel testing [C]//26th AIAA Applied Aerodynamics Conference Hawaii. AIAA-2008-7180.
- [9] YUZURU YOKOKAWA, et al. Investigation and improvement of high-lift aerodynamic performances in lowspeed wind tunnel testing [C]//46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Nevada. AIAA-2008-155.

- (上接第 545 页)

[13] MA Y W, FU D X. Super compact finite difference method (SCFDM) with arbitrarily high accuracy[J]. Computational Fluid Dynamics, 1996, 5(2): 259-276.

[14] SUN Z S, REN Y X, CÉDRIC LARRICQ. A class of finite difference schemes with low dispersion and controllable dissipation for DNS of compressible turbulence[J]. Journal of Computational Physics, 2011, 230(12): 4616-4635.

[15] LI X L, LENG Y, HE Z W. Optimized sixth-order monotonicity-preserving scheme by nonlinear spectral analysis [J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 2013, 73(6): 560-577.

[16] HE Z W, ZHANG Y S, GAO F J, et al. An improved accurate monotonicity-preserving scheme for the Euler equations[J]. Computers & Fluids, 2016, 140: 1-10.

[17] PIROZZOLI S. Conservative hybrid compact-WENO schemes for shock-turbulence interaction[J]. Journal of Computational Physics, 2002, 178(1): 81-117.

[18] 傅德薰, 马延文, 李新亮, 等. 可压缩湍流直接数值模拟[M]. 北京: 科学出版社, 2010, 178-181.

FU D X, MA Y W, LI X L, et al. Direct numerical simulation of compressible turbulence[M]. Beijing: Science Press, 2010, 178-181.

[19] 冷岩. 高分辨率数值方法研究及飞行器 CFD 软件开发[D]. 北京: 中国科学院大学, 2012.

LENG Y. High-resolution numerical schemes and aircraft CFD software development [D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2012.

[20] SHU C W, OSHER S. Efficient implementation of essentially non-oscillatory shock-capturing schemes [J]. Journal of Computational Physics, 1987, 83(1): 32-78.

[21] SHI J, ZHANG Y T, SHU C W. Resolution of high order WENO schemes for complicated flow structures[J]. Journal of Computational Physics, 2003, 186(2): 690-696.