尾翼对民机后体流动特性的影响

黄 涛 王延奎 邓学蓥 詹慧玲

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 在 1.5 m 低速风洞中采用表面油流、烟线/激光片光显示和部件测力等实验方法对2种民机布局后体的绕流流型和气动特性进行了研究. 实验的风速为 40 m/s, 雷诺数为 1.191×10^5, 迎角范围为 $-10°\sim20°$. 实验结果表明: 随着迎角由负到正的变化, 2种布局模型后体绕流都经历了上分离—无分离—下分离流型的变化, 分离流型属开式分离并由尾部起始向机身发展; 小迎角下2种布局模型后体阻力的差别主要由尾翼的摩擦阻力引起, 而较大迎角下尾翼绕流分离引起的压差阻力起主要作用; 垂尾分离随迎角增加而不断减弱, 从而导致正常式布局后体阻力随迎角变化表现为非对称.

关 键 词: 民用航空; 机身; 流动显示; 分离; 旋涡流动

中图分类号: V 211.4

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2006)06-0645-04

Influence of empennage on flow over upswept after-body

Huang Tao Wang Yankui Deng Xueying Zhan Huiling

(School of Aeronautic Science and Technology, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: To provide a foundation of upswept after fuselage drag reduction, the flow patterns and aerodynamic characteristics over two upswept rear fuselages with and without empennages were investigated in a 1.5 by 1.5 meters low speed wind tunnel by the methods of oil flow, smoke wire/laser and force measurement. The results were obtained at 40 m/s and Reynolds number of 1.191×10^5 at angles of attack ranging from $-10°$ to $20°$. With the attack angle increasing from negative to positive, the flow over rear fuselage, which is developed from the end of body to forward, goes through three kinds of open separation mode, namely up-separation, non-separation and down-separation. The drag difference between the after-bodies with and without empennages is due to the friction drag on empennages for non-separation mode and is due to separation on the empennages at higher attack angle. The drag reduction caused by separation weakening on vertical tail results in drag increasing slowly with the increase of the positive attack angle.

Key words: civil aviation; fuselages; flow visualization; separation; vortex flow

机身是用来装载人员、货物等的飞机部件. 在飞行中由机身产生的阻力占全机阻力的 30% ~ 50%[1-2]. 因此, 在不影响使用性能的条件下, 减小机身阻力一直是机身设计尤其是运输机机身设计的重点. 机身进行减阻设计首先要认清机身阻力的各种来源及其形成的机理, 从而进一步采用各种方法降低机身阻力. 民机的尾部由于实际应用当中的需要存在多种形式的布局, 为了货物装卸方便和避免飞机起飞阶段尾部触及地面, 往往将机身尾部设计成一种上翘的外形. 这种外形会引起尾部出现比较强的负压区, 使得飞机阻力大大增加. 因此有必要对机身后体流型进行研究, 为机身减阻设计提供基础. 本文以简化的单独机身后体和正常式布局民机机身后体为研究对象, 采用表面油流、烟线/激光片光和部件测力等研究手段, 着重研究在不同迎角下单独机身后体和正常式布局民机后体绕流以及正常式布局民机后体上部件(平尾和垂尾)的流动特征, 并初步分析了尾

收稿日期: 2005-07-07

作者简介: 黄 涛(1978-), 男, 辽宁沈阳人, 博士生, aerogemini@ase.buaa.edu.cn.

翼对后体气动特性的影响.

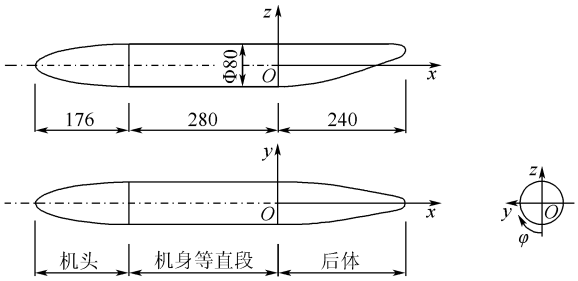
1 实验模型、风洞与实验方法

1.1 模型及支撑

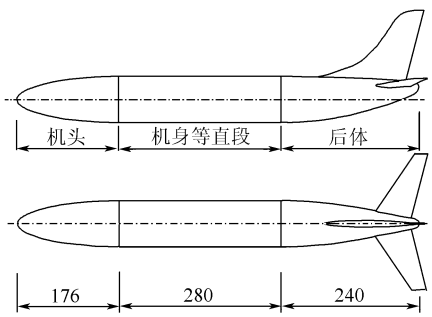
实验所使用的2个模型(单独机身布局和正常式布局)均由机头旋成体、机身等直段和机身后体3部分组成,如图1所示. 模型的总长为696 mm,其中机头旋成体长176 mm,机身等直段长280 mm,机身后体长240 mm. 模型最大直径(即等直段直径)为80 mm.

单独机身布局模型(图1a)的后体部分的长细比为3,收缩比为0.3,上翘角为7°. 其中长细比为机身后体的长度与机身最大截面的当量直径之比,收缩比为机身后体长度95%处截面的当量直径与机身最大横截面的当量直径之比,上翘角为机身轴线在后体长度30%处的点和后体末端点之间的连线与机身轴线的夹角.

正常式布局模型(图1b)与单独机身布局模型共用机头旋成体和机身等直段. 正常式布局模型后体部分的长细比为3,收缩比为0.314,上翘角为7°.



a 单独机身模型



b 正常式布局模型

图1 模型简图

正常式布局机身模型的垂尾和平尾均采用对称翼型. 平尾具有7°的上反角.

由于风洞实验中通常采用的尾撑等常规支撑形式对机身后体流动有着较大影响甚至完全破坏了绕机身后体的流动结构,为此采用了简易式张线支撑系统以减小对后体流动的干扰,同时也有效地提高了模型支撑的刚度. 张线支撑系统的详细情况见参考文献[3].

1.2 风 洞

本实验是在北京航空航天大学D-1低速风洞进行的. D-1风洞为回流开口式低速风洞,实验段进口截面为椭圆形,其长轴为1 070 mm,短轴为700 mm,实验段长度为1 180 mm. 自由流湍流度 $\varepsilon=1\%$.

1.3 实验方法和条件

实验的迎角范围均为 $\alpha=-10°\sim20°$. 油流、测力实验的风速为 $v=40$ m/s,相应的雷诺数为 $Re_l=1.906\times10^6$(l 为全机长度);烟线/激光片光实验风速 $v=2.5$ m/s,相应的雷诺数为 $Re_l=1.191\times10^5$.

2 实验结果与分析

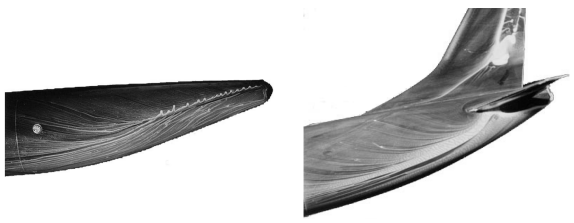
2.1 后体机身绕流特性随迎角的变化

当模型的迎角由-10°逐渐变为20°时,2种布局的表面油流流谱将依次表现为上分离—无分离—下分离.

2.1.1 负迎角分离流态($\alpha=-10°\sim-5°$)

图2为 $\alpha=-10°$ 时2种布局模型后体表面的流态. 此时2种布局后体上都有一条典型的开式分离线起始于后体中部,后体表面的油流线都是从模型的迎风侧对称线(即上表面对称线)流向分离线并积聚. 不同的是单独机身模型上的分离线在后体的周向位置($\varphi=90°\sim120°$,沿机身轴向有变化($\varphi=0°$ 位于机身下表面对称线,沿 x 轴看顺时针方向为正,如图1a所示))要比正常式布局机身模型上的分离线($\varphi<90°$)更靠近迎风侧,形成了上主分离流型[3]. 在正常式布局平尾与后体连接处出现了由靠近平尾前缘根部的鞍点发出的分离线起始的闭式分离,相应的分离涡面将在机身下游拖出一对马蹄涡.

图3的烟线/激光片光结果显示,2种布局的模型尾部都存在一对由上向下、由外向内卷起的旋涡且该旋涡稳定存在于离开机身一定距离范围内. 从旋成体前体考虑此时尚不能形成以横向逆压梯度为条件的开式分离和相应涡系,而2种布



a 单独机身模型 b 正常式布局模型

图2 $\alpha=-10°$ 后体表面流态

局的后体由于上翘原因局部的有效迎角都已经达到了-17°,因此能够在后体上形成开式分离,由此形成的分离剪切层卷起后在后体下方形成一对较强的对称旋涡. 此外,在正常式布局平尾下方外侧还存在一对扁平的旋涡,该旋涡为平尾上的前缘分离涡.



a　单独机身模型　　b　正常式布局模型

图 3　$\alpha=-10°$后体空间流态

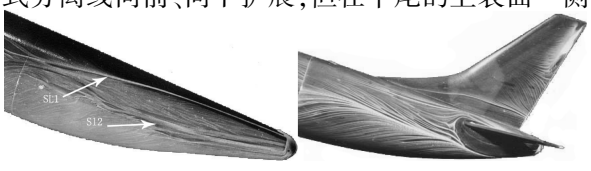
分析认为,2 种布局模型后体表面分离线位置差别产生的原因是由于正常式布局中背鳍的存在使得模型迎风侧流动不能够沿后体的轴向继续进行,而只能沿后体的周向流动. 另外由于平尾前缘涡具有向下的诱导作用使得迎风面的来流具有更大的横向绕流速度,分离线进一步下移. 因此正常式布局后体上的分离线的位置要比单独机身后体的分离线更靠近背风侧(即模型的下表面).

2.1.2　无分离流态($\alpha=0°\sim5°$)

$\alpha=0°$时流动处于一种附着的、无分离流态.

2.1.3　正迎角分离流态($\alpha=10°\sim20°$)

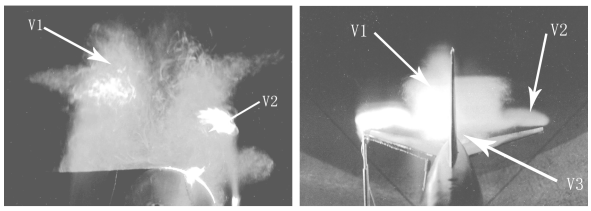
图 4 为 2 种布局模型在$\alpha=20°$时的后体表面油流. 由图中可以看出单独机身布局后体上除了有一条起始于后体前部的开式分离线外(图 4a 中 SL2),还存在着一条由前体起始的分离线(图 4a 中 SL1). 在正常式布局的后体上有一条起始于后体前部的开式分离线,前体机身分离线却不像单独机身后体上那样明显. 后体物面的油流线由模型的下表面(迎风面)流向后体分离线并积聚. 除靠近机身尾部与平尾处于同一机身轴向位置的区域外,在其它区域内正常式布局机身模型上的分离线在后体的周向位置与单独机身布局模型上的分离线相同($\varphi=90°$),此时的流动称为下主分离流型. 与上分离流态相比,平尾形成的马蹄涡的闭式分离线向前、向下扩展,但在平尾的上表面一侧没有明显变化.



a　单独机身模型　　b　正常式布局模型

图 4　$\alpha=20°$后体表面流态

在图 5a 的烟线/激光片光照片中显示单独机身布局模型后体上有 2 对旋涡,分别是在中等迎角下由前体产生、发展而来的前体涡(V1)和后体产生的分离涡(V2). 图 5b 的照片显示在正常式布局后体上共有 3 对旋涡存在,分别是在平尾上方靠近垂尾的内侧一对由外向内、由下向上卷起的较大的旋涡(V1)、平尾上方外侧的一对扁平的旋涡(V2)以及平尾下方的一对较小的旋涡(V3). 其中,V1 是由前机身产生、发展而来,因为在$\alpha=20°$时钝头的旋成体前体已经可以形成以横向逆压梯度为条件的开式分离和相应的涡系. 三维分离线首先在前体上形成并向后体延伸、发展,相应的分离剪切层卷起的旋涡也向下游发展;V2 是平尾前缘分离产生的旋涡;V3 才是后体分离剪切层产生的旋涡. 与单独机身布局后体的流动不同,由于平尾的存在使得正常式布局上的后体涡与前体涡的相互诱导作用减弱.



a　单独机身模型　　b　正常式布局模型

图 5　$\alpha=20°$后体空间流态

综上所述,可以看出随着迎角的增大,2 种布局模型机身后体绕流都经历了上分离—无分离—下分离的过程,同时在空间生成对应的涡系. 无论哪种分离流态机身后体的分离均为开式分离,且这种分离由后向前逐渐发展. 随着迎角由负到正,机身后体形成的分离线都表现出由长变短—消失—再由短变长的变化特性. 在负迎角分离流态中,单独机身布局后体上的分离线在机身周向的位置比正常式布局后体的分离线更加靠近迎风侧. 在正迎角分离流态中,单独机身布局模型的前体涡与后体分离涡诱导作用强于正常式布局模型.

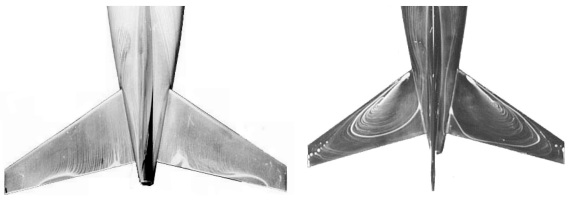
2.2　垂尾绕流特性随迎角的变化

当迎角由-10°增加到 20°时,垂尾前缘的有效后掠角不断增大,垂尾表面流动特征由小后掠翼后缘分离流动向中等后掠翼后缘分离流动变化. $\alpha=-10°$时垂尾根部已经全部发生分离,背鳍

以上部分的垂尾表面主分离线位于垂尾弦向60%处,在垂尾弦向90%处还存在一条二次分离线(图2b). $\alpha=0°$时垂尾上半部分的流动与$\alpha=-10°$相似,分离线的位置没有发生移动. 在垂尾根部流动情况得到改善,分离区范围缩小分离线后移. $\alpha=20°$时垂尾表面大部分范围内都是附着流动,只在垂尾尖部发生了分离,分离线位于弦向90%处(图4b).

2.3 平尾绕流特性随迎角的变化

平尾的前缘后掠角接近35°,因此平尾上的流动表现出中等后掠翼的流动特征. $\alpha=-10°$时平尾的下翼面形成了典型的鞍点/螺旋点型分离,在空间中拖出螺旋涡. $\alpha=0°$时平尾的上翼面上保持附着流态但在后缘处出现了向平尾翼梢方向的展向流动,并在平尾后缘的中部产生了一个较小的分离泡(如图6a). $\alpha=20°$时平尾上表面的流动发展为与$\alpha=-10°$时平尾下表面相类似的鞍点/螺旋点型分离. 此时的螺旋点靠近平尾前缘翼根附近(如图6b). 在平尾上表面产生的鞍点/螺旋点型分离同样也拖出了一对螺旋涡(图5b中V2).



a $\alpha=0°$ b $\alpha=20°$

图6 平尾绕流随迎角变化

2.4 后体机身气动特性分析

图7为2种布局模型后体阻力(C_d)随迎角变化的曲线. 机身后体上的阻力主要由2部分组成:摩擦阻力和压差阻力. 其中摩擦阻力可用当量旋成体的摩阻来估算[4]. 2种布局模型的机身后体表面积相同,机身后体摩擦阻力也应相同,因此后体阻力差别主要由部件的摩擦阻力及后体和部件分离的压差阻力引起. 无分离流态时($\alpha=0°\sim5°$),在2种机身后体上产生的摩擦阻力和压差阻力相同,此时正常式布局后体与单独机身后体相比的阻力增量主要来源于平尾和垂尾摩擦阻力.

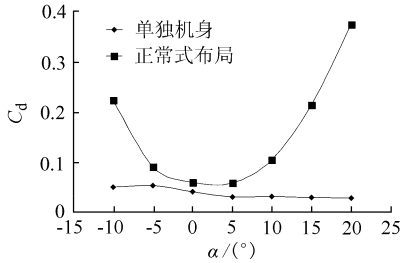


图7 后体阻力随迎角变化

在负迎角分离流态($\alpha=-10°\sim-5°$)和正迎角分离流态($\alpha=10°\sim20°$)下,后体机身产生的摩擦阻力仍然相同. 尽管2模型的后体已经发生分离且有较小的差异,但产生的压差阻力仍应保持在同一量级,差别较小. 在迎角由负到正的变化过程中,平尾上的流动分离经历了减弱—消失—增强的过程,因此正常式布局后体阻力表现为类抛物线的变化规律主要是由平尾上流动分离引起的. 同时由于在迎角的变化过程中垂尾上的分离不断减弱,由垂尾分离引起的压差阻力也不断减小. 因此在正、负迎角相同的情况下(如$\alpha=-10°$和$\alpha=10°$时),负迎角时的后体阻力要大于正迎角时的后体阻力,造成了阻力随迎角的非对称性.

3 结 论

通过上述关于机身后体讨论可以得到以下结论:①随着模型的迎角由-10°增加到20°,单独机身布局和正常式布局2种模型后体绕流都经历了上分离—无分离—下分离流型的变化,分离流型属开式分离并由尾部起始向机身发展. ②小迎角下2种布局模型后体阻力的差别主要由尾翼的摩擦阻力引起,而较大迎角下尾翼绕流分离引起的压差阻力起主要作用;垂尾分离随迎角增加而不断减弱,从而导致正常式布局后体阻力随迎角变化表现为非对称. ③随着迎角由负到正的变化,垂尾表面的流动特征由小后掠翼后缘分离流动向中等后掠翼后缘分离流动变化. 平尾上的流动表现为中等后掠翼的流动特征.

参考文献(References)

[1] Andrzej Wortman. Reduction of fuselage form drag by vortex flows[J]. Journal of Aircraft, 1999,36(3):501-506

[2] Peake D J. Three-dimensional flow separations on upswept rear fuselage[J]. Canadian Aeronautics and Space Journal, 1969(12):399-408

[3] 黄涛,邓学蓥,王延奎,等. 民机上翘后体绕流流型的实验研究[J]. 空气动力学学报,2003,21(1):29-37
Huang Tao, Deng Xueying, Wang Yankui, et al. An experimental study of flow patterns over the upswept after-body of a civil aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2003, 21(1):29-37 (in Chinese)

[4] 比施根斯. 干线飞机空气动力学及飞行力学[M]. 北京:航空工业出版社, 1996:96-105
Бюшгенс Г С. Aerodynamics and flight mechanics on trunk-route aircraft[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1996:96-105(in Chinese)

(责任编辑:彭 徽)