

机身后体气动特性及其张线支撑影响研究¹⁾

王延奎 黄 涛 邓学莹

(北京航空航天大学流体力学研究所, 北京 100083)

摘要 以民用机后体为对象, 对四线、六线和八线 3 种张线布局对后体分离流型、旋涡结构及气动特性的影响进行了研究, 实验是在北航 D-1 风洞中进行的, 实验 $Re_D = 2.148 \times 10^5$. 实验研究表明: 随迎角从 -10° 增加到 20° , 收缩上翘民用机后体的绕流涡系由下涡系转变为上涡系, 直到多涡系结构, 相应的分离流态由上分离流型转变为下分离流型; 张线对机身后体绕流流场的影响一方面通过对绕流旋涡的干扰起作用, 张线尾迹区的低能流会降低绕流旋涡对机身表面的诱导作用, 采用 1mm 张线, 对于四线、六线和八线 3 种支撑型式, 机身后体分离流型及旋涡结构未发生明显改变.

关键词 张线支撑, 气动特性, 流型, 分离

引 言

传统的飞行器模型风洞支撑型式, 如尾支撑、腹部支撑, 始终是世界各国风洞模型试验的主要支撑型式^[1,2], 这主要是由于其结构型式简单, 对实验数据的修正也已积累了丰富的经验. 但是, 由于其固有的缺点, 如支撑的阻塞作用、对模型绕流流场的干扰作用等, 使得该类模型支撑型式难以适应飞行器大攻角实验, 更不能适应特殊构形(如歼 11)飞机的支撑以及飞行器特种实验(如喷流实验、动导数实验、推力矢量实验以及后体研究等). 尽管为了解决上述问题, 也发展了一些模型支撑型式, 如机翼翼尖支撑、背支撑等, 但是这些支撑型式由于会改变模型局部的比例尺寸(如机翼翼尖支撑会放大机翼型面), 或严重干扰飞机的背部流场(如背支撑), 因此在通常的实验中应用较少.

风洞张线支撑型式, 较好地解决了模型支撑与流场干扰的矛盾, 不仅可以实现常规尾支撑和腹部支撑难以或无法实现的模型支撑, 而且如果处理得当, 其气动干扰可以大大小于常规支撑方式. 因此, 在国际上, 如美国、俄罗斯、日本等国家的主力风洞均较早发展和应用了该项实验技术^[3~6], 并以此研制和发展新型的战斗机和民用机(如 Su-27, F-14 等).

在中国, 自 20 世纪 90 年代中期, 为了解决飞行器大攻角风洞实验和民用机后体风洞实验的模型支撑问题, 也相继发展了这种实验技术, 但是对张线

支撑的结构型式及其设计准则的研究还比较缺乏, 这就限制了该项技术的应用和发展.

本文以民用机后体为研究对象, 采用油流、烟线、激光片光和压力测量等实验手段, 对张线支撑进行了较为系统的研究. 文内主要研究 3 类张线支撑(四线、六线及八线)型式对模型气动特性的影响规律, 同时研究后体绕流的气动特性.

1 实验设备与实验方法

1.1 风 洞

实验是在北京航空航天大学流体力学研究所 D-1 低速风洞进行的. D-1 风洞为开口回流式低速风洞, 试验段截面为椭圆形, 长轴为 1070mm, 短轴为 700mm, 试验段长度为 1180mm, 自由流湍流度为 1%.

1.2 模 型

模型由前体(包括机头旋成体、机身等直段)和机身后体两部分组成, 如图 1 所示. 模型总长 696mm, 长细比 3, 收缩比 0.3, 扁平度 0.95, 上翘角 $\beta_F = 9.5^\circ$, 模型最大直径 80mm(其中长细比定义为机身后体的长度与机身最大横截面的当量直径之比; 收缩比定义为机身后体长度 95% 处横截面的当量直径与机身最大横截面的当量直径之比; 上翘角定义为机身轴线在后体长度 30% 处的点 A 和后体末端点之间的连线与机身轴线的夹角; 后体水平投影面积与后体

2002-12-30 收到第 1 稿, 2004-03-08 收到修改稿.

1) 航空科学基金资助项目 (01A51082).

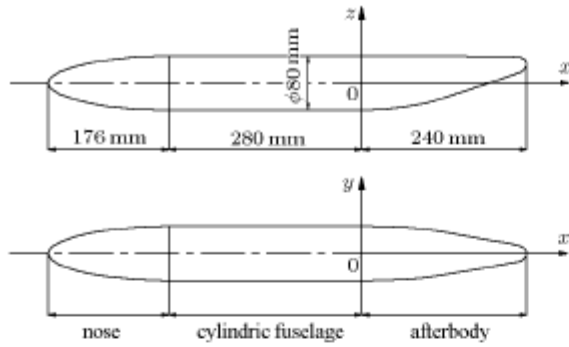


图 1 模型简图

Fig.1 The sketch of the model

侧向投影面积之比定义为后体扁平度).

取后体最大横截面的中点作为后体的坐标原点, 在 $x = 48\text{mm}$, 96mm , 144mm , 192mm 和 232mm 截面站位上共设 5 个压力测量截面, 如图 2 所示. 前 4 个测压截面每截面均布 24 个测压点, 第 5 个截面均布 12 个测压点 ($\phi = 0^\circ$ 位于模型下表面对称面上).

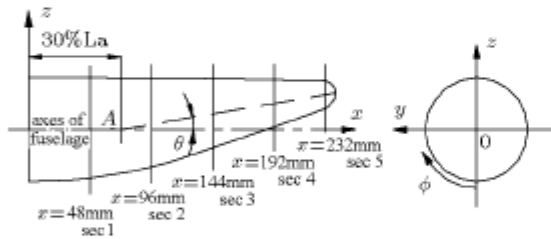
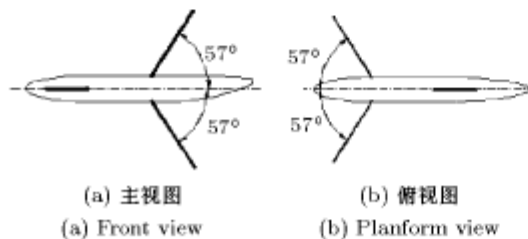


图 2 后体测压截面分布

Fig.2 The pressure measurement section

1.3 张线支撑系统

本次实验采用 3 套张线支撑系统, 即四线、六线和八线, 与模型之间的连接关系如图 3~ 图 5 所示.



(a) 主视图
(a) Front view

(b) 俯视图
(b) Planform view

图 3 四线支撑示意图

Fig.3 The sketch of the 4-cable system

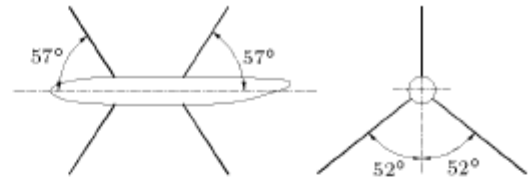


图 4 六线支撑示意图

Fig.4 The sketch of the 6-cable system

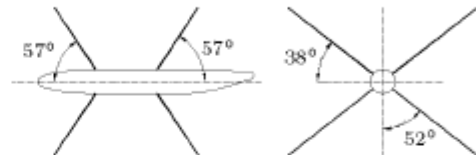


图 5 八线支撑示意图

Fig.5 The sketch of the 8-cable system

1.4 实验条件和方法

实验迎角范围 $\alpha = -10^\circ \sim 20^\circ$, 油流实验和测压实验的雷诺数为 $Re_D = 2.148 \times 10^5$ (特征长度取为机身等直段直径 D), 烟线实验和烟线 / 激光片光实验的雷诺数为 $Re_D = 1.342 \times 10^4$. 测压系统为 Hyscan2000, 重复性精度 0.5%.

2 实验结果与分析

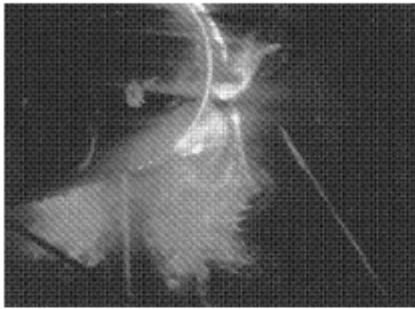
2.1 机身后体基本绕流形态及分离流型

2.1.1 负迎角时机身后体的绕流形态

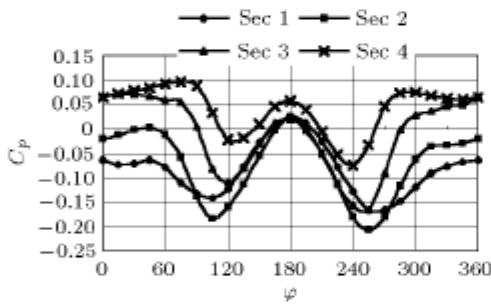
图 6 是迎角 $\alpha = -10^\circ$ 时八线支撑下机身后体表面油流、空间截面流场图片以及相应的截面压力分布曲线. 图 6(a) 表明机身后体表面呈现出典型的开式分离, 但是中前机身上并未发生明显分离, 图 6(c) 所示的 4 个截面的压力分布 (图中 sec 1, sec 2, sec 3 和 sec 4 分别代表第 1, 第 2, 第 3 和第 4 截面, 下同) 表明在周向角 $\phi = 100^\circ \sim 120^\circ$ 和 $\phi = 240^\circ \sim 260^\circ$ 附近存在两个负压峰值, 而且第 2 截面的负压峰值明显大于第 1 截面的负压峰值, 说明旋涡的强度向后不断加强, 但是由于后体的扁平 and 收缩特性, 使得第 2, 第 3, 第 4 截面的压力峰值依次减小. 图 6(b) 所示的第 2 截面空间流场也表明, 当 $\alpha = -10^\circ$ 时, 在后体下方出现了一对较强的旋涡. 上述变化特征主要取决于机身后体当地有效迎角的变化, 尽管 $\alpha = -10^\circ$ 时中前机身绕流还未形成旋涡, 但由于后体的上翘 (上翘角 $\beta_F = 9.5^\circ$), 其当地有效迎角为 $\alpha' = -19.5^\circ$ ($\alpha' = \alpha - \beta_F$), 因此在机身后体下方由于开式分离产生了一对较强的旋涡.



(a) 油流图
(a) Oil flow map



(b) 截面流谱
(b) Laser/smoke sectional flow map



(c) 压力分布
(c) Pressure distribution

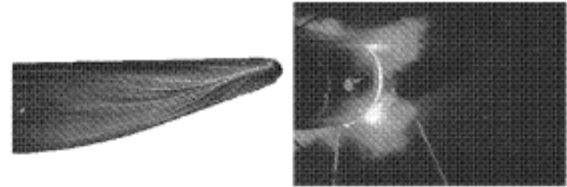
图 6 $\alpha = -10^\circ$ 时的后体上分离流型
Fig.6 Upper-separated flow pattern at $\alpha = -10^\circ$

2.1.2 零迎角时机身后体的绕流形态

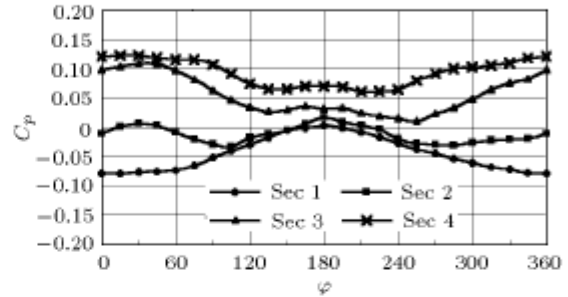
图 7 是迎角 $\alpha = 0^\circ$ 时八线支撑下机身后体表面油流、空间截面流场图片以及相应的截面压力分布曲线，从中可以看出由于此时机身后体的当地有效迎角只有 -9.5° ，因此在机身后体上并未发生明显的流动分离(图 7(a))，第 2 截面的空间流场所显示的只是张线的尾迹(图 7(b))，而截面压力随周向角的变化也比较平缓(图 7(c))。

2.1.3 正迎角时机身后体的绕流形态

图 8 是迎角 $\alpha = 20^\circ$ 时八线支撑下机身后体表面油流、空间截面流场图片以及相应的截面压力分布曲线。观察图 8(a) 可以看出，在后体上存在有两



(a) 油流图 (b) 截面流谱
(a) Oil flow map (b) Laser/smoke sectional flow map



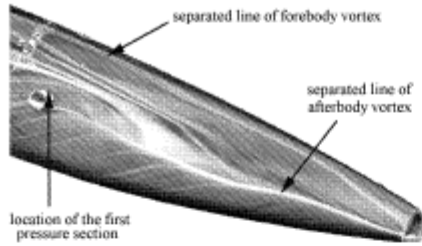
(c) 压力分布
(c) Pressure distribution

图 7 $\alpha = 0^\circ$ 时的后体上分离流型

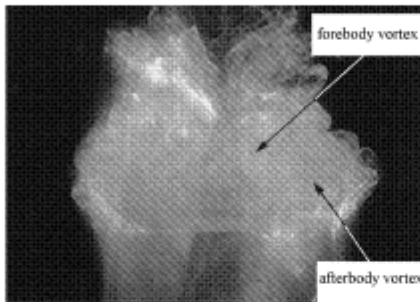
Fig.7 Upper-separated flow pattern at $\alpha = 0^\circ$

条比较明显的分离线，即机身前体涡分离线和机身后体涡分离线，两条分离线的起始点是完全不同的，前者起始于机头顶点，而后者起始于后体的尾部。从压力分布图 8(c) 中可以明显看出，当 $\alpha = 20^\circ$ 时，不仅在 $\phi = 75^\circ$ 和 300° 附近存在负压峰值，而且在 165° 和 210° 附近也存在负压峰值，说明在机身后体上方存在两对分离旋涡，一对起始于机身前体，另一对起始于机身后体，从空间截面图 8(b) 中可以看出有两对上下位置不同的旋涡存在。分析压力分布可知，从第 1 截面到第 4 截面，由于机身后体旋涡诱导产生的表面压力负压峰值 ($\phi = 75^\circ$ 和 300° 附近) 随轴向位置的后移而逐渐减小，这主要是因为随着轴向位置的后移，后体上翘和扁平导致机身后体旋涡不断减弱所致。此外，对于机身前体旋涡在机身后体表面上诱导的负压峰值随着轴向位置的后移不仅呈减小趋势(比较图 8(c) 中的 $\phi = 165^\circ$ 和 210° 附近的压力峰值)，而且两个负压峰值所对应的周向位置逐渐靠近，并逐渐接近于机身后体的上对称线附近，这些变化的产生主要是因为从第 1 到第 4 截面，机身前体旋涡不断抬高并在空间相互诱导而不断靠近，对机身后体上表面的诱导作用减弱所致。

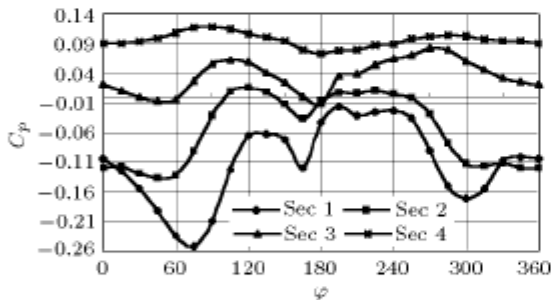
此外，比较图 6(c) 和图 8(c) 可知，当 $\alpha = -10^\circ$ 时，机身前体的分离较弱，而机身后体的当地有效迎角 $\alpha' = -19.5^\circ$ 。因此，机身后体绕流旋涡起主导



(a) 油流图
(a) Oil flow map



(b) 截面流谱
(b) Laser/smoke sectional flow map



(c) 压力分布
(c) Pressure distribution

图 8 $\alpha = 20^\circ$ 时的后体上分离流型

Fig.8 Upper-separated flow pattern at $\alpha = 20^\circ$

控制作用. 但由于机身后体的分离起始于后体尾部, 因此, 机身后体绕流旋涡对处于机身后体第 1 测压截面处 (图 8(a)) 的诱导作用较弱, 该截面处的绕流特性主要由机身前体绕流所控制, 因此 $\alpha = -10^\circ$ 时, 机身后体表面的负压峰值随着轴向位置的后移先增大后减小 (如图 6(c) 所示), 对于接近机身后体尾部的第 3, 第 4 截面, 由于后体的外形收缩和扁平影响, 机身后体旋涡的诱导作用也较弱. 但当 $\alpha = 20^\circ$ 时, 由于机身后体的当地有效迎角只有 $\alpha' = 10.5^\circ$, 因此机身前体旋涡的强度大于机身后体绕流旋涡的强度, 机身后体在机身前体旋涡和机身后体旋涡共

同作用下表现出不同于 $\alpha = -10^\circ$ 时的机身后体绕流流动特点, 即机身后体表面的负压峰值随着轴向位置的后移先呈减小趋势, 且第 2~ 第 4 截面的负压峰值小于 $\alpha = -10^\circ$ 时对应截面的负压峰值 (比较图 6(c) 与图 8(c)), 即 $\alpha = -10^\circ$ 时的机身后体绕流旋涡的强度大于 $\alpha = 20^\circ$ 时的机身后体绕流旋涡的强度.

综上所述, 可以看出随着迎角的增大 ($-10^\circ, 0^\circ, 20^\circ$), 机身后体绕流表现出了 3 类明显不同的分离流型, 即上分离、无分离和下分离, 对应的空间流态分别为下涡系、无涡系和上涡系. 从油流图中还可以看出, 对于机身后体绕流分离, 无论哪一种分离形态, 都表现出了开式分离的明显特征, 且这种分离是由后端向前逐渐发展的. 随着迎角由负到正, 机身后体上的开式分离线表现出先长后短再变长这一变化特性, 但对于机身前体而言却表现出不同的发展特点, 即开式分离起始于机头顶点, 并不断往下游发展.

2.2 张线支撑型式对机身后体气动特性的影响

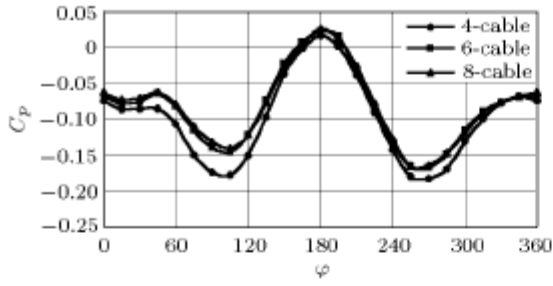
图 9~ 图 11 (图中 4-cable, 6-cable 和 8-cable 分别代表四线、六线和八线支撑下的实验结果) 分别是飞机迎角 α 为 $-10^\circ, 0^\circ$ 和 20° 时三类张线布局型式下机身后体 4 个截面上的压力分布的实验结果, 从中可以看出张线支撑对机身后体绕流的影响特性.

2.2.1 机身后体表面分离流型及空间绕流旋涡结构未发生明显变化

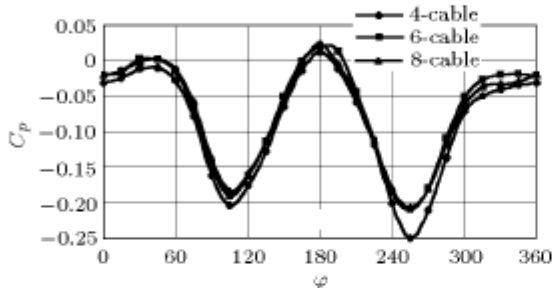
比较图 9~ 图 11 中 3 种张线支撑下不同截面上的压力分布可知, 尽管张线的布局型式有较大的变化 (四线、六线和八线), 但机身后体表面的压力分布随周向角和轴向位置的变化规律没有改变, 即后体绕流的基本形态未发生变化, 仍然是从 $\alpha = -10^\circ$ 时的下涡系、单涡对变化到了 $\alpha = 20^\circ$ 时的上涡系和双涡对, 而且压力分布形态及变化规律也十分相似.

2.2.2 张线布局型式对机身后体表面压力峰值的影响

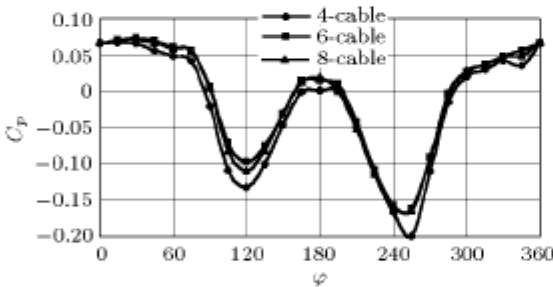
张线对飞机模型绕流流场的影响主要通过对绕流旋涡的干扰而起作用. 气流绕过张线后会形成比较明显的尾迹区 (如图 12 所示的机身油流图片所示), 图 7(b) 所示 $\alpha = 0^\circ$ 时第 1 截面空间流场显示, 在 4 根张线的后面形成了 4 个明显的尾涡, 压力分布图 7(c) 也反映出这一情况. 张线尾迹区的低能流会降低绕流旋涡对机身表面的诱导作用, 从而影响模



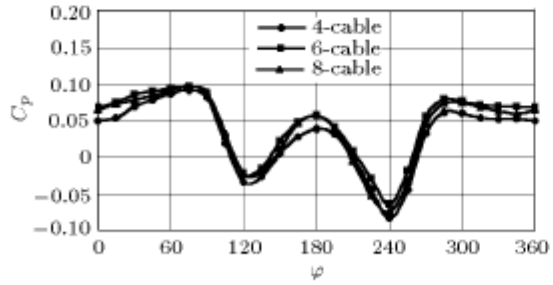
(a) 第 1 截面
(a) Section 1



(b) 第 2 截面
(b) Section 2



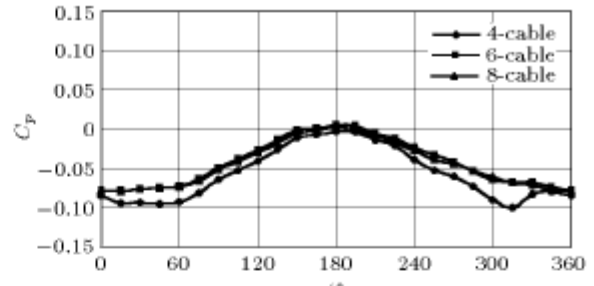
(c) 第 3 截面
(c) Section 3



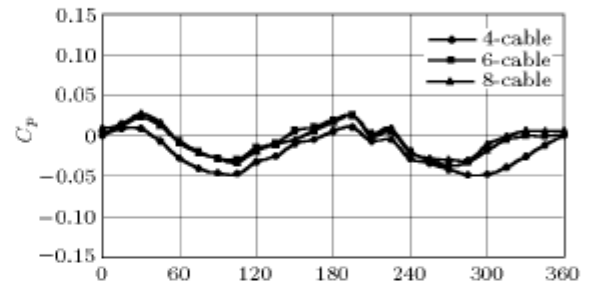
(d) 第 4 截面
(d) Section 4

图 9 $\alpha = -10^\circ$ 时 3 种支撑情况下的截面压力分布

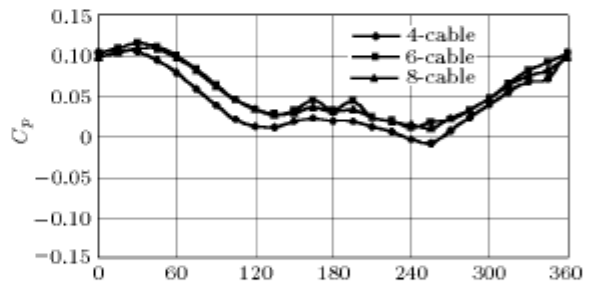
Fig.9 Pressure distribution at $\alpha = -10^\circ$



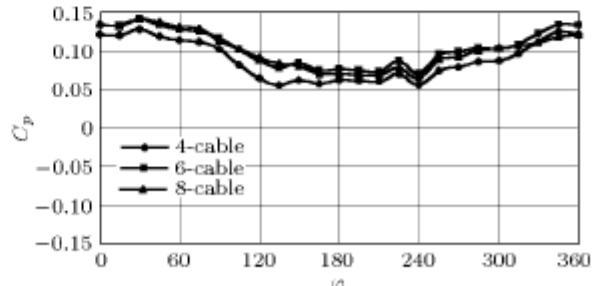
(a) 第 1 截面
(a) Section 1



(b) 第 2 截面
(b) Section 2



(c) 第 3 截面
(c) Section 3

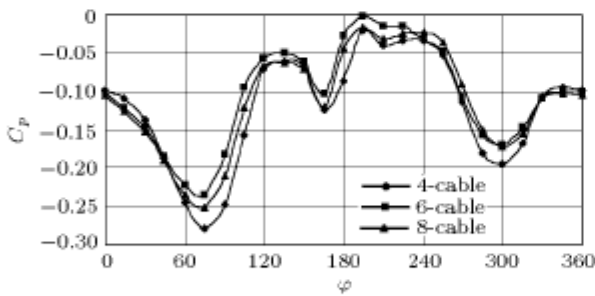


(d) 第 4 截面
(d) Section 4

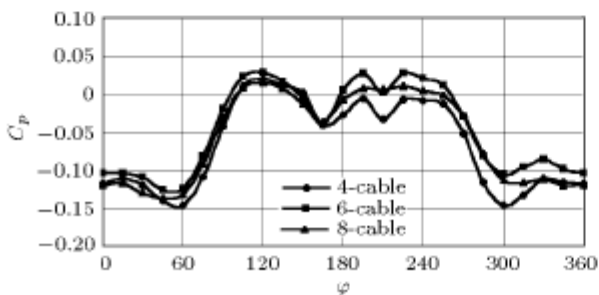
图 10 $\alpha = 0^\circ$ 时 3 种支撑情况下的截面压力分布

Fig.10 Pressure distribution at $\alpha = 0^\circ$

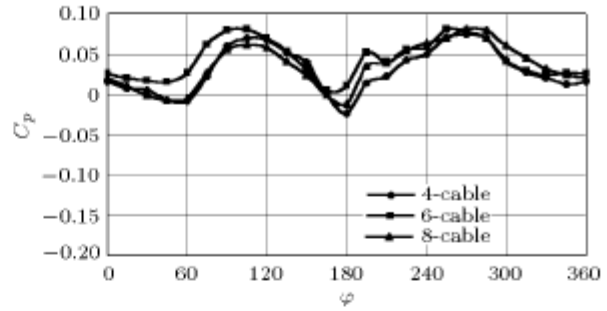
型的气动性能. 分析图 9 所示的迎角 $\alpha = -10^\circ$ 时机身后体表面的压力分布可知, 六线和八线支撑情况下, 后体第 1~ 第 4 截面压力分布的差异较小, 而分析这两种张线布局可以发现, 它们有一个共同的特征, 就是在下涡对一方存在两根对称的张线(即模型的腹部张线). 而四线的支撑方式中靠近后体的两根张线恰好布置在模型的上下对称面内, 对绕流旋涡的影响最弱, 因此四线时的机身后体表面的负压峰值最大, 该负压增加量随着轴向位置的后移有小量的增加, 但由于张线离开最后一个截面的距离较大, 因此影响较弱. 而当模型处于正迎角时, 由于 $\alpha = 20^\circ$ 时, 机身后体的有效迎角只有 $\alpha' = 10.5^\circ$, 机身后体的分离旋涡较弱, 此时张线对旋涡的影响也较弱, 因此, 对于四线、六线和八线张线布局, 尽管处于上涡对中的张线的数目及布局有较大的差异, 但对机身后体物面的压力分布的影响的差异并不大(如图 11 所示), 但是仍然以四线支撑的负压峰值为最大. 此外, 从图 11 中还可以看出, 当 $\alpha = 20^\circ$ 时, 由于机身前体绕流旋涡的强度大于后体绕流旋涡的强度, 张线对于后体第 1 截面负压峰值(由前面的分析可知, 该处负压峰值主要由机身前体涡控制)的影响有一定的差别, 四线支撑对后体该截面的影响最弱, 负压峰值比六线和八线支撑时大 10% 左右. 而对于第 2~ 第 4 截面, 负压峰值的差别并不明显.



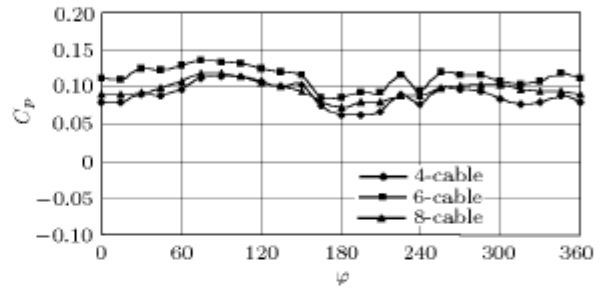
(a) 第 1 截面
(a) Section 1



(b) 第 2 截面
(b) Section 2



(c) 第 3 截面
(c) Section 3



(d) 第 4 截面
(d) Section 4

图 11 $\alpha = 20^\circ$ 时 3 种支撑情况下的截面压力分布
Fig.11 Pressure distribution at $\alpha = 20^\circ$

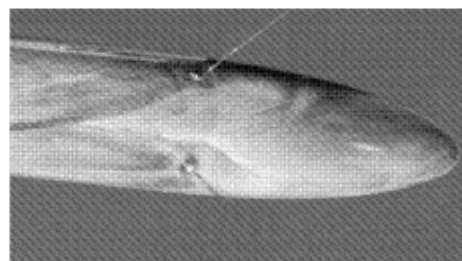


图 12 $\alpha = -10^\circ$ 时张线对物面流态的影响
Fig.12 Wake range after cable at $\alpha = -10^\circ$

此外, 张线后的低能尾迹区对机身后体绕流的驻点压力也产生了一定的影响, 随着张线数目的增多, 机身绕流驻点附近压力有小量的增大. 分析图 9 可知, 当 $\alpha = -10^\circ$ 时, 机身后体迎风侧 ($\phi = 180^\circ$) 驻点附近压力随张线型式不同发生小量的改变, 以四线支撑时的驻点压力为最低且该改变量随着轴向位置的后移有小量的增加. 对于 $\alpha = 20^\circ$, 张线对驻点压力的影响表现出了与 $\alpha = -10^\circ$ 类似的情况. 而当 $\alpha = 0^\circ$ 时, 机身后体主要为附着流动, 张线尾迹区的低能流对机身绕流的影响较大, 而且范围较大, 此时, 由于四线支撑型式的张线数目最少, 对机

身表面流动的影响也最小, 机身后体表面压力也最低 (如图 10 所示)。

2.2.3 张线对机身后体绕流分离形态的影响

从图 9 可以看出, 当 $\alpha = -10^\circ$ 时在机身后体上的 4 个测压截面上均表现出了非对称压力分布这一特征, 这是与常规小迎角下的飞机机身绕流特性不同的, 且这种非对称性随着轴向位置的后移而有所加强, 但是, 张线的不同布局型式并未对这种非对称性产生明显的影响。当迎角 $\alpha = 0^\circ$ 时, 由于此状态下的飞机迎角较小, 无论在机身前体还是机身后体上均未发生明显的气流分离 (如图 10 所示), 机身后体的压力分布基本呈现对称分布。但是当迎角增大到 $\alpha = 20^\circ$ 时 (如图 11 所示), 最靠近张线的机身后体第 1 测压截面位置处压力分布出现比较明显的非对称, 其非对称性强度略大于 $\alpha = -10^\circ$ 时机身后体绕流的非对称, 但当 $\alpha = 20^\circ$ 时在机身后体第 2~ 第 4 截面上的压力分布却比较对称。

从前面的讨论可以知道, 当 $\alpha = -10^\circ$ 时, 尽管机身前体的迎角较小 (只有 $\alpha = -10^\circ$), 但是由于后体的上翘 (9.5°), 后体的有效迎角 $\alpha' = -19.5^\circ$, 因此在机身后体绕流中产生了较强的后体分离旋涡, 而机身前体上并未出现较强的机身绕流分离。当迎角增大到 $\alpha = 20^\circ$ 时, 由于机身后体的有效迎角仅为 $\alpha' = 10.5^\circ$, 而机身前体的迎角较大, 此时在机身后体上方存在两对旋涡, 即机身前体绕流旋涡和机身后体绕流旋涡, 其中机身前体绕流旋涡要强于机身后体绕流旋涡, 因此在该迎角下机身后体的绕流为机身前体绕流所控制。

因此, 尽管在不同迎角下, 机身后体的绕流形态存在较大的差异, 但是四线、六线和八线支撑型式对于相同迎角下的机身后体气动特性影响的差异并不明显, 即张线的存在并未对机身后体绕流的分离形态及空间绕流涡系结构产生明显的影响。因此, 图 9 和图 11 所显示的中小迎角下的不同张线支撑下的机身后体表面压力分布的非对称性是由于张线支撑影响, 还是机身后体影响这一问题还有待于进一步的深入研究。

3 结 论

在上述 3 种张线布局下, 围绕民用机后体分离

流型、旋涡结构及气动特性, 完成了机身后体气动特性及张线支撑型式对机身后体绕流特性影响的初步研究, 从上面的讨论可以得出如下结论:

(1) 随着迎角从 $-10^\circ \sim 20^\circ$ 的变化, 收缩上翘民用机后体的绕流特性发生了较大的变化, 主要体现在绕流涡系由下涡系转变为上涡系, 直到多涡系结构; 相应的分离流态由上分离流型转变为下分离流型;

(2) 由于民用机后体的收缩和上翘, 在中等迎角下机身后体上方存在两对旋涡, 即机身前体绕流旋涡和机身后体绕流旋涡;

(3) 在四线、六线和八线支撑, 采用 1mm 张线情况下, 机身后体表面分离流型及空间绕流旋涡结构未生明显改变;

(4) 张线对机身后体绕流流场的影响主要通过绕流旋涡的干扰而起作用, 张线尾迹区的低能流会降低绕流旋涡对机身表面的诱导作用, 从而在一定程度上会影响后体的气动性能;

(5) 四线、六线和八线支撑型式对于该机身后体的基本气动特性的影响的差别并不大, 但是六线和八线支撑刚度和强度却远大于四线情况。因此, 对于该类机身后体的纵向风洞试验, 采用六线和八线支撑是比较理想的。

参 考 文 献

- 1 Gilman J Jr, Bennett RM. A wind-tunnel technique for measuring frequency-response functions for guest load analysis. *Journal of Aircraft*, 1965, 3: 535~540
- 2 Mohr RL, Hall WE Jr. Identification of stability derivatives from wind-tunnel tests of cable-mounted aeroelastic models. NASA CR-145123, 1977
- 3 Andrzej Wortman. Reduction of fuselage form drag by vortex flows. *Journal of Aircraft*, 1999, 36(3): 501~506
- 4 Peake DJ. Three-dimensional flow separations on upswept rear fuselage. *Canadian Aeronautics and Space Journal*, 1969 Dec: 399~408
- 5 Robert M Bennett, Moses G Farmer. Wind tunnel technique for determining stability derivatives from cable-mounted models. *J Aircraft*, 1978, 15(5): 304~310
- 6 Shuichi Sasa, Minoru Takashi, et al. Spaceplane longitudinal aerodynamic parameter estimation by cable-mounted dynamic wind tunnel test. 911980, National Aerospace Lab, Japan

THE STUDY OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF AFTERBODY AND EFFECT OF CABLE-MOUNTING¹⁾

Wang Yankui Huang Tao Deng Xueying

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China*)

Abstract The purpose of this paper is to study the effect of cable-mounting on flow over an afterbody of a aircraft. The experimental results show that: (1) the flow patterns over afterbody can be divided into upper-separated, non-separated and under-separated type; (2) the cable influences the aerodynamic characteristics of the model by affecting the vortex structure over it; (3) the basic flow patterns over afterbody have not been changed evidently by any of these three types of cable-mounting configuration.

Key words cable-mounting, aerodynamic characteristics, flow pattern, separated flow

Received 30 December 2002, revised 16 March 2004.

1) The project supported by the Aviation Science Foundation of China (01A51082).