

基于经济性的公务机升降 特性优化展望

The Prospect of L/D Ratio Optimizing Design Which Bases on Business Jet Economy

邓建 朱阿元 颜永富 / Deng Jian Zhu Ayuan Yan Yongfu

(成都飞机工业(集团)有限责任公司技术中心,成都 610092)

(Chengdu Aircraft & Industrial Group Ltd. Corp., Research and Development Center, Chengdu 610092, China)

摘要:

在可预见的未来,高性能、高效能的公务机将在世界公务机市场中日益重要。基于提高公务机空气动力效率的目的,讨论了未来可能应用于工程实际的升降优化技术的优缺点,并展望了其应用前景。

关键词: 公务机;升降比;优化

[Abstract] In near future, high performance, high efficiency business jets will be more and more important. Bases on the purpose of promoting business jets aerodynamics efficiency, discusses both the advantages and the disadvantages of L/D ratio optimizing technologies which are possible applied in real engineering applications in the future and also view the application feasibility.

[Key words] Business Jet; L/D ratio; Optimization

0 引言

图1和图2分别为中国公务机交付数量预测和世界航空市场预测。从图中可以看出,随着全球一体化的加速融合以及高速发展的航空科技的推动,世界航空市场将呈现高速增长的态势。在中国,未来的10年到20年将会是公务机发展的黄金时期,特别是远程公务机的需求将日益兴旺。在技术上,现有机型日臻完善,公务机发展的重要主题,将仍然是更舒适、更安全、更高效。

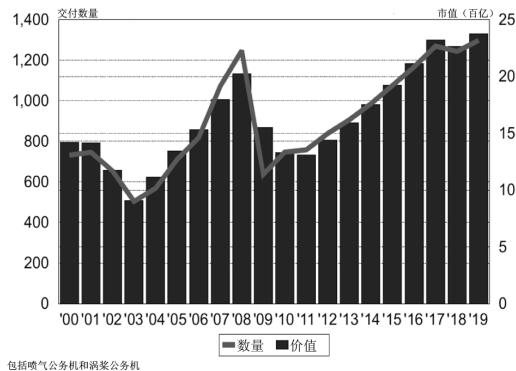


图1 中国公务机交付数量预测

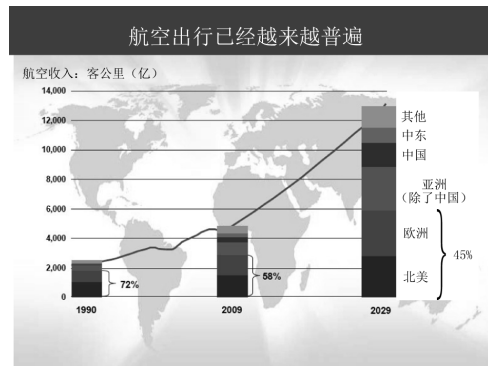


图2 世界航空市场预测

1 问题的提出

与军用飞机不同,民用飞机更强调经济性、安全性、舒适性和环保性。民用飞机要在市场竞争中取得一席之地,必须具备经济竞争力。对于占据民机中高端市场的公务机来说,在市场竞争中具备较高的性能竞争力(例如航程等)显得尤为重要。

民机的直接使用成本(DOC)是体现民机经济性的重要参数,它取决于诸多因素,例如研制费用、使用年限等等。在其他变量大致相同的情况下,民

机的巡航因子 $M * K_{cr}$ (M 为巡航马赫数, K_{cr} 为巡航升阻比) 成为衡量其运营经济性的一个重要变量, 它代表了民机的空气动力效率。因此, 不断提高民机在巡航马赫数下的升阻比水平, 采用各种手段来降低激波阻力、摩擦阻力、诱导阻力和干扰阻力, 一直是飞机设计中重要的目标。

近几十年以来, 随着飞机设计理念的进步和计算流体力学 (CFD) 的进步与发展, 气动减阻技术得到了长足进步和发展, 出现了翼梢小翼、超临界机翼、紧凑式发动机短舱布局等成功的气动减阻先例。在未来可预见的一段时间内, 公务机将会有什么样的减阻方式出现, 将是本文讨论的问题。

2 新型减阻方式展望

2.1 新型气动布局

当代喷气公务机的布局多为中等展弦比、下单翼、尾吊常规布局, 相对来说, 此种布局最为成熟也最为多见, 它可使机翼保持干净的流场, 升阻特性良好。近年来, 新型的公务机布局概念相继出现, 主要有融合体 (IWB) 布局、升力体布局和飞翼布局。飞翼或者 IWB 布局有以下优点: 1) 优良的气动载荷分布; 2) 消除了传统布局中的翼身干扰阻力; 3) 升阻特性良好。据估计, 飞翼或者 IWB 布局公务机升阻比可达 25 ~ 30。这大大优于当今常规布局的公务机, 将会大大增加公务机的航程, 提升其运载能力。新型 IWB 布局公务机如图 3 所示。



图 3 新型 IWB 布局公务机示意图

但是, 新型气动布局公务机也同时面临以下不足: 1) 飞翼或者 IWB 布局公务机由于没有常规布局中的平尾和垂尾, 舵面势必布置于翼面后缘, 可能存在因尾力臂不足而造成舵面效率不足的问题, 这对于民用飞机的操纵效率和平衡场长 (BFL) 标准可能存在适航取证难题; 2) 为了不产生较大的零升低

头力矩以造成配平困难, 飞翼或者 IWB 布局公务机不能采用当今主流高升阻比翼型, 这势必会影响飞翼布局飞机的升阻比; 3) 相对于技术及经验成熟的常规布局飞机, 飞翼或者 IWB 布局公务机的安定性问题、安全问题及技术成熟度等尚待验证; 4) 可能存在研制难度和成本过高的问题。新型 IWB 布局公务机截面升力系数和相对厚度图如图 4 所示。

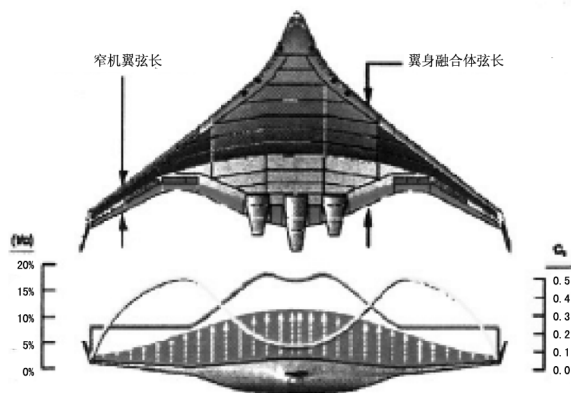


图 4 截面升力系数和相对厚度图

2.2 层流减阻

人工层流及自然层流是一种减小亚音速飞机摩擦阻力很有前途的手段, 由于湍流的摩阻大于层流的摩阻, 因此减少摩阻的基本措施大致可设想为以下两种:

- (1) 尽可能延迟转捩的发生, 扩大物面上层流流动的区域;
- (2) 减少湍流流动的阻力。

为实现大面积的层流流动, 可通过适当的外形设计调整绕流的压强分布以保持大面积的层流绕流 (实现自然层流流动 NLF) 或利用吹吸气进行层流流动控制 (LFC)。

在现有技术条件下, 如果表面加工质量足够高的话, 小后掠角机翼的层流边界层效应能有效实现。但是现代高端公务机巡航速度的发展有越来越快的趋势, 例如湾流 G650 的巡航速度达到了 $M0.92$, 在高的巡航速度下, 机翼的后掠角不可避免地加大, 后掠效应与实现层流流动是相矛盾的, 因为后掠限制了实现广泛自然层流流动的弦长 Re 数, 且后掠诱导横向流动的扰动和前缘的湍流污染等。因此, 即使不考虑噪音与粗糙度等因素, 三维层流机翼的设计还必须考虑对横向扰动、流向扰动 (如经典的二维 T-S 波结构) 和接触线湍流污染的控制。

人工层流理论上可以适用任何后掠角的机翼,但要求一定的能量消耗和增加结构重量,工艺、结构仍有尚未突破的技术难题,而且对所用层流技术检查及维护的可能性是实际应用层流技术时必须考虑和解决的重要问题,因为层流机翼一旦进入湍流边界层状态,其飞行性能会严重恶化。但是随着技术的进步,上述问题将会得到一一解决。

2.3 主动气动弹性机翼(AAW)技术

AAW 技术中的机翼带有多个前缘和后缘控制面,在主动控制系统的操纵下,多个控制面可协调偏转,主动使机翼发生预期的弹性变形,由变形的机翼产生控制力,从而满足飞行特性改变的需求,AAW 机翼示意图如图 5 所示。

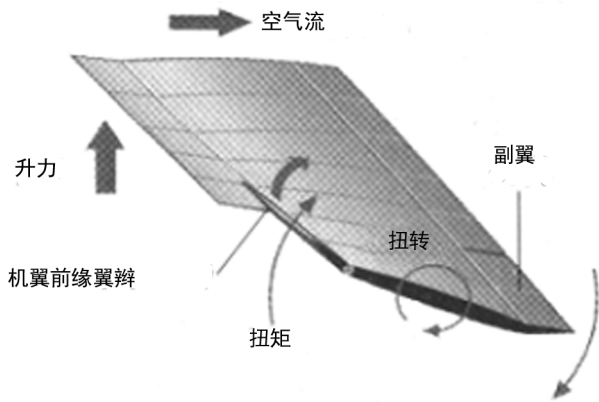


图 5 AAW 机翼示意图

公务机气动布局的设计均针对特定的飞行条件,也称之为设计点。在特定的设计点(升力系数、马赫数、雷诺数、飞行高度等等)公务机具备优良的巡航性能,如果其飞行条件偏离设计点,升降特性将不再是最优的,而公务机的飞行剖面中,有很大一部分不在最优设计点,因此,采用 AAW 技术可能会取得很高的空气动力收益。目前,美国在这项技术上走在前列,2002 年,美国装备了 AAW 的 F/A-18A 试验机在加利福尼亚州爱德华空军基地完成了首次飞行。与此同时,美国国防预先研究计划局(DARPA)、NASA、美国空军等机构联合开展“智能翼(Smart Wing)”研究计划,展示了形状记忆合金等智能材料的应用潜力。

但是采用 AAW 技术后,公务机结构设计上的困难、气动弹性的不稳定性、外形变化激发器能量的缺乏、能够承受外形变化的蒙皮材料等都是当今亟待解决的难题。随着科学技术的不断发展,高端公务机采用 AAW 技术的设想是能够实现的,通过合理的规划是可以有效减低和规避风险的。未来

智能化 AAW 飞机示意图如图 6 所示。



图 6 未来智能化 AAW 飞机示意图

2.4 细肋减阻技术

由于受特定的飞行条件和当今加工工艺水平所限,多数公务机表面的绝大部分都是紊流附面层,这样紊流减阻就显得尤为重要。细肋减阻的主要机制是展向粘性力的变化导致细肋凹谷区摩擦阻的减少,用近壁区涡运动的观点来解释,细肋对近壁涡运动的横向分量形成阻力,从而改变了展向的速度梯度。已有的细肋试验数据表明,细肋可减小湍流摩擦阻约 6%~10%。

目前已有不少紊流减阻的概念、方法和技术,如离子风、再层流化、大涡破裂以及细肋等等。其中细肋减阻技术比较成熟并已准备用于型号研制中,是目前湍流减阻各种方法中比较有前途且可供工程应用的方法。细肋剖面示意图及细肋减阻效果实验结果如图 7、图 8 所示。

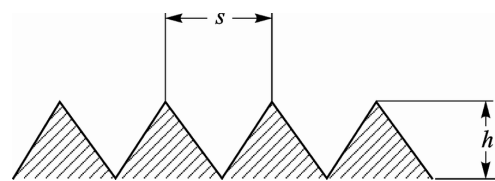


图 7 细肋剖面示意图

$$s/h=3.0\sim 2.5$$

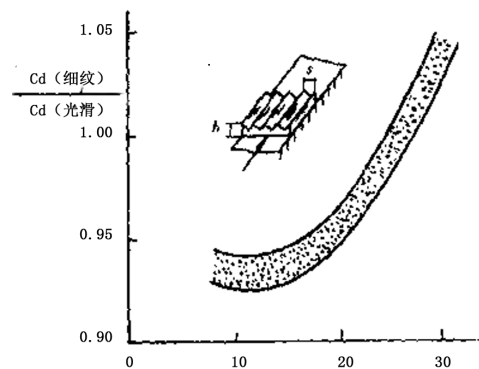


图 8 细肋减阻效果实验结果

关于细肋减阻的后续发展,还涉及维护经验、薄膜的快速覆盖与揭除、薄膜的生产、检验及维护等尚待解决的问题。

2.5 编队飞行减阻技术

诱导阻力是公务机阻力的重要组成因素。虽然随着速度的增加,诱导阻力在总阻力构成中所占的比重会降低,但是在高亚音速状态,诱导阻力在总阻力的构成中仍然占有很大的比重(约40%左右)。因此,如果能降低诱导阻力的影响,对节约油耗和降低飞机的运行成本具有很高的经济价值。现阶段,虽然可以通过加装翼尖涡耗装置来降低翼尖涡的强度,但是作用有限,还得付出增加一定结构和重量的代价。由于公务机两侧机翼翼尖涡的涡核速度和螺旋速度大小相同,但是方向相反,因此,两架或者多架型号相同的公务机通过精确的编队飞行,让彼此的翼尖涡相互中和,可以大幅度降低后方飞机的翼尖涡强度,从而降低诱导阻力,如图9、图10所示。

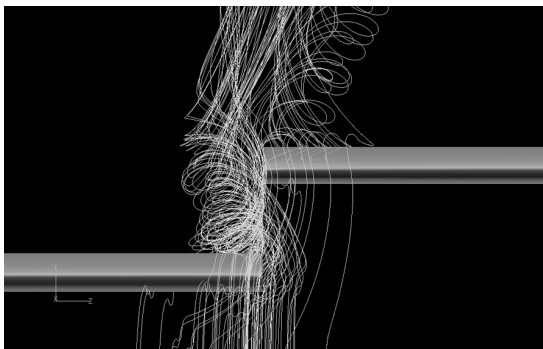


图9 翼梢涡有利干扰示意图

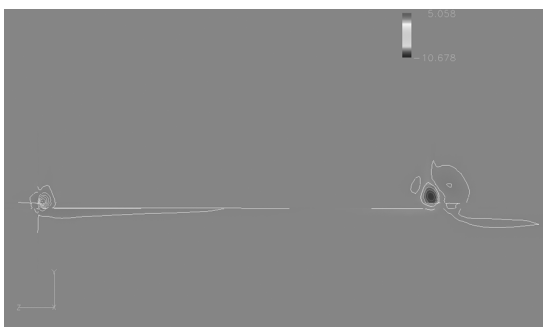


图10 有利干扰后公务机机翼两侧涡强度示意图

从图9、图10可以看到,编队飞行可以明显改善飞行效率,对于满足未来航空运输业在节能减排方面越来越苛刻的环保要求具有十分重要的意义。但是编队飞行的减阻效果对于距离十分敏感,仅靠人工驾驶的公务机在涡流干扰中保持精确编队飞行风险极高,因此此项减阻必须有高精度的精确编

队飞行控制系统的支持。机翼的升力和阻力系数随干扰强度变化如图11、图12所示。

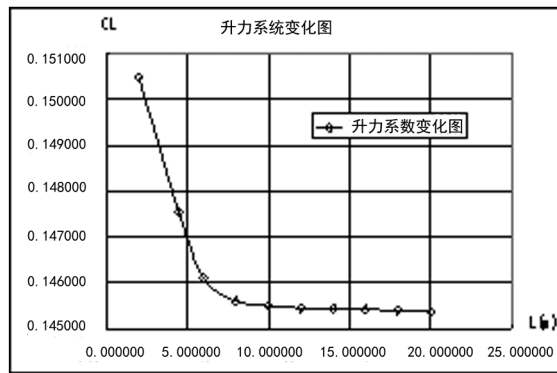


图11 机翼的升力系数随干扰强度变化示意图

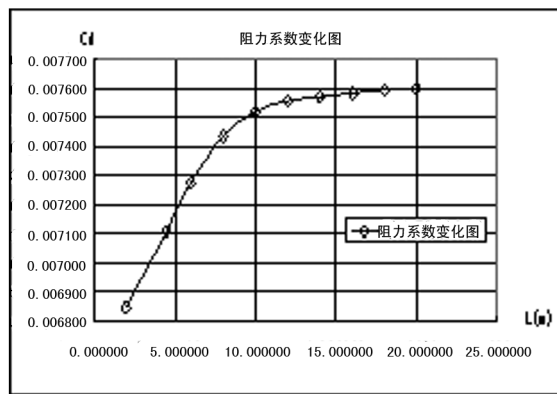


图12 机翼的阻力系数随干扰强度变化示意图

3 结论

与鸟类相比,人类飞行器的“单位重量每千米能耗”只是其百分之一,纵观整个飞机设计历程,如何让飞行器高升阻比地进行高效飞行始终是飞行器发展的主题。上述公务机升阻特性优化方式均有其理论与工程方法支持,受限于当今航空科技、材料技术、飞行控制技术,上述优化方式均未大规模出现于工程应用中。但是,随着航空科技的飞速发展,它们应用于未来公务机设计的可能性很大,展望未来,高效能、高性能公务机必将成为世界公务机市场中的领军机型。

参考文献:

- [1] 张锡金. 飞行设计手册(第6册)[M]. 北京:航空工业出版社,2002.
- [2] 肖叶伦,金长江. 大气扰动中的飞行原理[M]. 北京:国防工业出版社,1992.
- [3] 《航空气动力手册》编委会. 航空气动力手册[M]. 北京:国防工业出版社,1990.