

短舱涡流发生器流动控制机理初探

Preliminary Investigation on Flow Control Mechanisms of Nacelle Strake

孙一峰 杨士普/Sun Yifeng Yang Shipu
(上海飞机设计研究院, 上海 200235)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 200235, China)

摘要:

首先回顾了短舱涡流发生器在民机研制中的应用及发展历程, 然后结合民用飞机研发实践, 借助于CFD工具初步计算并着重分析了短舱涡流发生器的流动控制机理。结果分析表明合理设计的短舱涡流发生器能够产生能量较强的集中涡, 在分离敏感的短舱后翼面区域产生下洗流场并为边界层注入能量, 降低短舱后气流的当地有效迎角, 延缓由于“挂架涡”提前破裂而导致的大面积分离, 从而能够改善失速区形态。

关键词: 流动控制; 涡控制; 短舱涡流发生器

[Abstract] Applications and developments of a kind of vortex control device, the nacelle strake, are first reviewed. Underlying flow control mechanisms are then demonstrated through CFD simulations. Once the nacelle strake is properly designed and installed, strong vortices shed from the strake can produce upwashes and reenergize the separation-sensitive boundary layer on the upper wing behind the nacelle. The stall characteristics are improved by lowering the effective angle of attack and delaying premature bursts of the pylon vortex.

[Keywords] Flow Control; Vortex Control; Nacelle Strake

0 引言

增升装置设计是民用飞机设计中的关键一环。它影响到飞机的商载航程、燃油效率和噪音排放水平, 因而直接关系到飞机的性能、运营成本和日益重要的环保性。增升装置的气动设计和优化又历来被公认为是设计中的重点和难点, 这是由增升装置的几何复杂性以及随之带来的流动复杂性共同决定的。例如: 缝翼、主翼、襟翼间尾迹融合及相互作用; 增升装置与机身、发动机挂架、短舱连接位置的流动干扰和涡脱落; 襟、缝翼舱处的流动转折及加速等。这都给增升装置的气动设计带来了巨大的挑战。

增升装置气动设计首先是要满足飞机起飞时的升阻比和着陆时的最大升力系数, 因而低速气动特性的改善最终得益于最大升力系数的提高。这又与低速大迎角情况下机翼翼面分离的强弱及分离区面积直接相关。当代民机采用大涵道比发动机, 发动机与机翼距离很近, 它们之间的相互干扰会诱发发动机内侧翼面的流动分离, 尤其是在增升装置打开时情况更为严重。流动分离会导致飞机最大升力系数特性下降, 如果伴随迎角增大, 分离区面积将进一步扩大, 并向外翼方向扩展, 则后果也将更加严重。短舱涡流发生器针对短舱后翼面分离敏感区域, 合理地诱发漩涡, 通过漩涡与边界层的相互作用,

达到控制和改善这些区域的流场品质和抑制并延迟流动分离的目的。

本文首先回顾了短舱涡流发生器这种涡控制装置在已有民机型号中的应用先例, 并介绍了国际上有关民机增升装置流动控制措施的一系列最新试验和计算研究进展。结合民用飞机研制具体实践, 对比计算了翼身短舱挂架模型在有、无短舱涡流发生器时的低速纵向气动特性, 这里给出部分初步计算结果, 通过观察分析它们各自的流场特征, 特别是涡系分布特点。着重于加深对流动现象的认识, 总结其中的涡控制机制, 以期有利于对增升装置的进一步优化设计, 进而满足更加精细化的设计要求。

1 短舱涡流发生器的应用和研究进展

在短舱上加装涡流发生器, 最早见于麦道公司(麦道称之为Nacelle Strake)相关专利, 并应用在DC-10系列飞机上, 如图1中左上角所示。DC-10在设计过程中, 低速风洞试验得到的最大升力系数远低于预测值。通过流场显示技术最终确定了原因所在, 为大迎角下短舱尾涡破裂且缝翼挂架间缝隙诱发分离所致。解决方案就是在短舱两侧沿纵向与水平面呈45°夹角位置安装两片涡流发生器, 通过其产生足够强度的涡来抑制或延后分离。

涡流发生器的形状最后由飞行试验优化得到。后来波音在其B737、B767、B777系列飞机上均使用了短舱涡流发生器（波音称之为Nacelle Chine），如图1中右上角所示，与DC-10不同，这些机型的短舱涡流发生器仅安装在短舱靠向内翼一侧。空客公司的畅销机型A320以及当今民机巨无霸A380飞机，均使用短舱涡流发生器来改善飞机的低速失速特性，如图1中左下角、右下角所示。

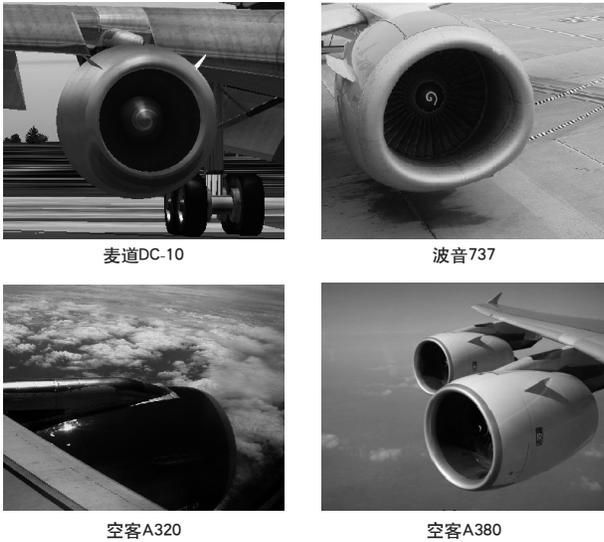


图1 部分已有机型上的短舱涡流发生器

虽然短舱涡流发生器这一涡控制装置早已应用于具体的民机型号，但在原有设计中经验性因素较多，因此需较多借助于风洞试验并最终依赖于飞行试验的结果。此外受型号发展周期的限制，工程实践中也缺乏位置形状方面的考虑和优化。对于这类小尺寸装置，风洞试验的不确定因素较多而飞行试验代价昂贵，当时的计算能力和CFD技术尚不能有效弥补这一不足。有关短舱涡流发生器的CFD模拟最早出现在波音公司对B777飞机的全机低速构型计算当中。近年来，伴随航空CFD计算技术和风洞试验测量技术的显著进步，有关增升装置的细化研究和机理性探索逐渐增多。在欧洲，由德宇航（DLR）牵头，空客公司支持，多家宇航研究院和航空工业企业共同发起了两期高升力研究计划（EUROLIFT I和EUROLIFT II），在最近的第二期欧洲高升力计划中，其模型就包括带短舱涡流发生器的构型。目的在于针对这种偏离设计点的复杂流态，检验CFD的预测能力并合理修正风洞试验结果。此外日本宇航探索机构（JAXA）也做了大量工作，他们利用PIV显示了安装短舱涡流发生器后对流场的有利影响，并通过CFD计算初步优化了短舱涡流发生器的安装位置。

2 研究内容与结果分析

参照欧洲高升力计划的技术路线，在型号初步设计

阶段，在立足于现有资源基础上，利用已掌握的CFD计算工具对全机低速基本构型在加装涡控制装置前后进行了对比计算，以获得对涡控制效果的直观认识，理解其中机制，有利于进一步地合理优化。

利用ANSYS CFX软件进行计算，该软件可靠性已经在民机型号高、低速气动评估中得到多次验证。采用基于RANS的全湍流的定常计算，湍流模型采用SST模型。计算网格为空间四面体网格，物面附近采用棱柱网格增加边界层分辨率。

计算模型如图2所示，取自某型号民机低速构型。左边是翼身组合体加短舱挂架构型，右边为在此基础上于短舱靠内翼侧加装涡流发生器。

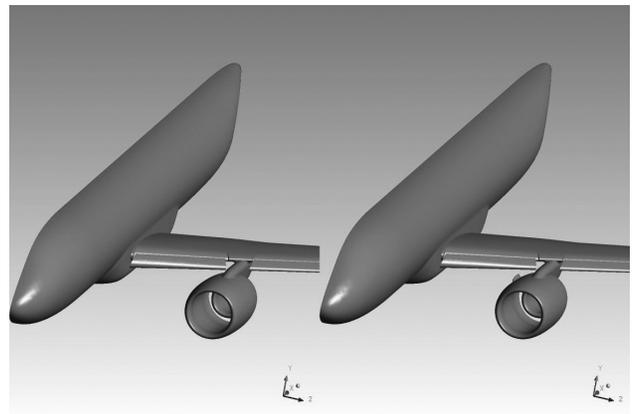


图2 翼身短舱挂架构型有无短舱涡流发生器计算模型

图3显示了某一迎角下加装短舱涡流发生器前后机翼上的主要涡系。从中可以发现，未安装涡流发生器时，短舱后翼面附近主要存在两个集中的涡系。一个主要是从短舱内翼侧缝翼端面附近拖出的“短舱涡”；另一个则是从挂架处拖出的“挂架涡”。安装短舱涡流发生器后，可以明显看到从涡流发生器后缘拖出一个很强的集中涡。从X方向（机头指向机尾的方向，下文同此）涡量等值面云图来看，“短舱涡”主要包含逆时针旋转（沿X轴正向）的分量，“挂架涡”主要包含顺时针方向（沿X轴正向）旋转的分量，短舱涡流发生器拖出的强集中涡其旋转方向基本与“挂架涡”相同，如图4所示。



图3 加装短舱涡流发生器前、后机翼附近涡系

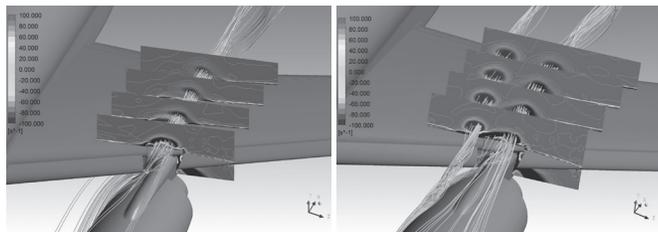


图4 加装短舱涡流发生器前、后机翼附近涡系X方向涡量云图

图5绘制了某一较大迎角下短舱后翼面的空间流线，及流经各空间截面上的X方向涡量分布和速度矢量分布。绘制短舱后翼面附近的流线及截面速度矢量，从同一截面X方向涡量云图来看，短舱涡流发生器产生的集中涡“压制”了吊挂脱出的“挂架涡”。直观来看，短舱涡流发生器产生的集中涡的下洗作用，有利于短舱后翼面流动继续保持附体。图6进一步显示了各空间截面的速度云图，从中可以明显区分出流速快慢的区域。未加装短舱涡流发生器时，“挂架涡”经过区域流速较低，这使得气流沿弦向后发展过程中容易在逆压梯度作用下提前破裂，从而诱发流动分离。安装短舱涡流发生器后，其脱出的集中涡能量较高，为之前“挂架涡”所占据的低流速区注入能量，从而达到延缓或减弱该区域流动分离的目的。此外从图6中“短舱涡”流线可见，短舱涡流发生器对其有一定的“梳理”作用，减小了当地实际迎角，削弱了其对短舱后翼面的上洗作用，对附近流动分离也起到抑制延缓的作用。

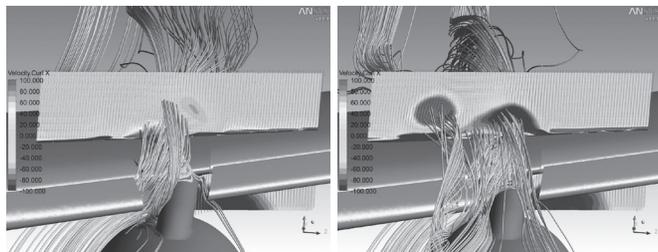


图5 加装短舱涡流发生器前、后短舱后截面X方向涡量

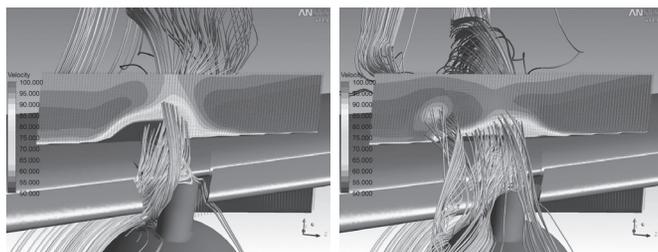


图6 加装短舱涡流发生器前、后短舱后截面速度云图

利用图7所示的该迎角下翼面X方向摩擦系数云图，结合表面流线分布，可以直观地观察到，在引入短舱涡流发生器之后，短舱后翼面的分离区得到了有效控制。涡量等值面的形态分布也可以一定程度上佐证上述分析。

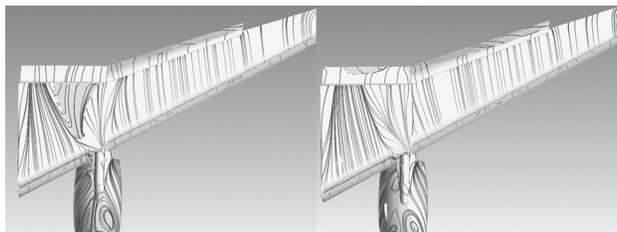


图7 加装短舱涡流发生器前、后翼面X方向摩擦系数云图及表面流线

加装短舱涡流发生器前后的升力曲线如图8所示，从图中可以看到在原有分离比较严重的区域，短舱涡流发生器的确产生了有利影响，失速迎角向后推迟，最大升力系数有所提高。

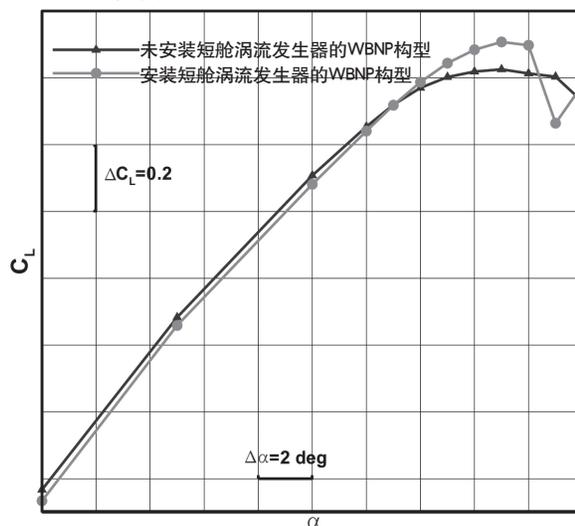


图8 加装短舱涡流发生器前后的升力曲线

值得注意的是，这里对涡流发生器形状未做优化，可以想象涡流发生器的形状将对涡的强度产生较大影响（相关研究也正在进行）。作为初步探索，仅对短舱涡流发生器的安装位置做了初步研究，且不涉及安装角度的变化，所有构型均沿短舱轴向布置。这里给出部分结果，如图9所示，可以看出短舱涡流发生器的安装位置对其脱出涡的强度和位置都有较大影响，这种影响将直接关系到其对原有构型失速区附近气动特性的“修复”能力。

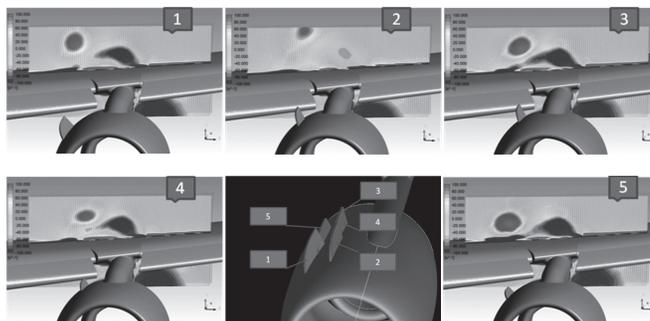


图9 涡流发生器安装位置初步选型示意图

(下转第16页)

角度上对不同的方案进行权衡,才能得出最终结论。图8给出了对于RAT舱位于机头与机腹两个布置方案,表1给出了各专业对两个方案的权衡结果,按照权衡结果,RAT选用布置在机头的方案。

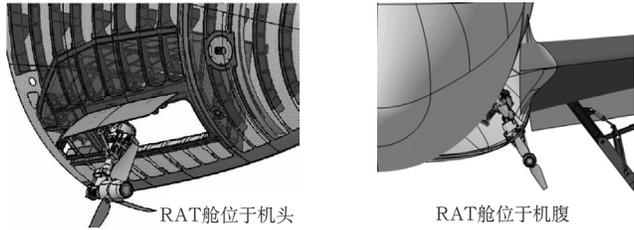


图8 RAT机头布置与机腹布置示意图

表1 RAT方案权衡简表(表中打钩的是各专业较优的方案)

专业	布置空间	气动效率	重量	机头结构	机身结构	成本	液压系统
混合模式(机腹)			✓	✓			
电气模式(机头)	✓	✓			✓	✓	✓

2.4 尾吊飞机的分舱布置

本文介绍的分舱设计方法是以翼吊发动机的飞机为例进行介绍的,如果是尾吊发动机的飞机,则设计方法与之相同,只是在具体设计时会有些差异。主要需考虑以下两点。

(1) 发动机能源的影响

飞机上某些附件舱(如空调、液压等)内的设备需要发动机提供能源,因此需靠近发动机布置。采用尾吊发动机布局的飞机在后部区域(一般空调、液压等系统主要布置在尾舱)会布置较多的附件、管路等,因此尾

舱的长度、容积会较翼吊飞机大;而采用翼吊发动机布局的飞机一般是在机身中部布置有较多的附件舱(空调、液压等系统主要布置在机身中段)。

(2) 适航的影响

转子爆破对分舱布置的影响如本文2.1所述,不同发动机布局的飞机由于发动机位置相对于飞机机身位置的不同,转子爆破影响区域也有所不同。对于尾吊发动机的飞机来说,某些E-E舱和附件舱位置的确定也是与翼吊发动机的飞机有一定差异的。

3 结论

民用客机的分舱设计是一个迭代、反复的过程,在飞机研制过程中往往决定着飞机的结构布置和系统布置,但也会随着飞机需求及系统、结构方案的更改而作优化,以达到飞机的总体最优。本文介绍了民用飞机分舱设计的一般设计原则及方法,以及在分舱的细化过程中可能会遇到的一些问题及解决思路,对于确定民用飞机的分舱布置有一定的借鉴作用。

参考文献:

- [1]运输类飞机适航标准.中国民用航空规章,第25部,CCAR-25-R3[S].中国民航总局,2001.5.
- [2]程不时等.民用飞机总体设计[M].北京:航空工业出版社,2005:206-207.
- [3]A320 Aircraft Maintenance Manual. AIRBUS INDUSTRIE.1997.
- [4]朱新宇.多电飞机及其技术发展分析[J].民用飞机设计与研究,2007(4):17-22.

(上接第5页)

3 结论与展望

通过对上述计算结果的分析,可以发现设计合理的短舱涡流发生器能够在合适位置产生能量较强的集中涡,为短舱后侧翼面“脆弱”的边界层重新注入能量,延后由能量较弱的“挂架涡”的提早破裂;其带来的下洗流场能够对“短舱涡”进行适当梳理,减小当地有效迎角,从而延缓或改善低速分离特性。

民机增升构型几何形状复杂,涉及的复杂流动形式繁多,计算结果反映的某些现象涉及多因素耦合作用,尚不能很好地认识和解释。这里仅是在计算方面做出初步的尝试,着眼点主要放在对流动图像的认识和流体力学的探索。但可以肯定的是这类涡控制装置的设计安装必须基于对基本构型分离特性,特别是涡系特征充分认识的基础之上,有目的地诱发漩涡,产生有利干扰,以达到抑制延缓分离,改善低速分离形态的目的。

有关民机增升装置流动控制方面的研究刚刚起步,相关工作正在开展。从计算模型上可能要进一步考虑发动机通气的影响,计算技术上也有必要研究合适的湍流模型和引入适当的转捩模型,设计方面需要进一步进行位置形状上的优化,并评估其对全机气动性能的综合影响。

合影响。

参考文献:

- [1] Flaig, A., Hilbig, R. High-Lift Design for Large Civil Aircraft[R]. CP-515, France, AGARD, September 1993.
- [2] Flaig, A. et al. Apparatus for influencing a wing root airflow in an aircraft: United States Patent, 6152404[P]. Nov. 28, 2000.
- [3] Richard S. Shevell. Aerodynamic Anomalies: Can CFD Prevent or correct them[J]. Journal of Aircraft, 1986, Vol23, No.8:641-649
- [4] P. R. Spalart, D. R. Bogue. The role of CFD in aerodynamics, off-design[J]. The Aeronautical Journal, Jun. 2003:323-329
- [5] Rudnik, R., Geyr, H. The European High Lift Project EUROLIFT II- Objectives, Approach, and Structure[C]. AIAA 2007-4296, Miami, FL.
- [6] Yuzuru Yokokawa, Mitsuhiro Murayama et al. Investigation and Improvement of High-lift Aerodynamic Performances in Low speed Wind Tunnel Testing[C]. AIAA 2008-350, Reno, NV.