

民用飞机发动机一体化气动设计相关技术初探

Aerodynamic Design and Research for Wing-mounted-engine Integration of Civil Aircraft

于哲慧 / Yu Zhehui

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘要:

飞机发动机一体化气动设计是翼吊布局飞机设计的重要组成部分。为解决飞机与发动机之间的一体化设计问题,人们在设计过程中从不同角度尝试众多解决方案,形成很多典型技术专利,积累了宝贵经验。通过分析较为典型的方案,以展现一体化气动设计技术发展的脉络和趋势。

关键词:翼吊布局飞机;一体化设计;气动设计

中图分类号:V231.3

文献标识码:A

[**Abstract**] Aerodynamic design of aircraft-engine integration is an important part for wing-mounted-engine aircraft design. In order to solve the design problems between aircraft and engine, many solutions were made attempts from different perspectives during the design process, and classic technology patents and valuable experience were formed. Some of the technology solutions are to be discussed as follows to reveal the map and tendency of related integrated design technology.

[**Key words**] wing-mounted-engine aircraft; integration design; aerodynamic design

0 引言

翼吊布局飞机的发动机位于机翼下方,通过吊挂结构与机翼相连。吊挂结构一般包覆于吊挂整流罩气动面中,使机翼、吊挂、发动机短舱之间的相互干扰保持在可接受的水平上。这样的干扰在翼吊飞机设计中是常见的,需要采用合理技术手段进行控制。比如,机翼下表面、吊挂、发动机短舱形成的气流通道的流动现象,成为影响全机性能的潜在因素;机翼前缘缝翼在工作状态下,与发动机短舱、吊挂整流罩产生间隙,影响缝翼的增升效率;吊挂整流罩尾部结束于机翼下翼面,尾部由于吊挂内外表面压力差产生的涡流会对机翼后缘产生不利干扰。这些干扰都需要通过对吊挂整流罩进行合理设计,达到消除或减弱不利干扰、减小阻力、降低升力损失的目的,设计得当亦可将不利

影响转变为有利因素。

飞机发动机设计与机翼、吊挂、发动机短舱、涡流发生器等多部件相关,仅考虑单一因素会顾此失彼,牺牲单一部件性能将得不偿失。人们通常要全盘考虑,充分发挥各部件优化潜力实现飞机发动机一体化设计。

1 主要部件气动设计方案

在早期飞机布局方案里,短舱嵌在机翼中,前缘缝翼在飞机起飞着陆阶段打开时,与短舱之间形成很大的间隙。缝翼上下翼面压力差使下翼面气流通过间隙流向上表面,削弱了前缘缝翼的增升效率。使用特定形状的结构填补该间隙可以挽回增升效率,但该结构在飞机巡航阶段会产生额外阻力。Cole 使用可伸缩的整流罩来密封缝翼与短舱之间的间隙(如图 1 所示),既可以提升增升装置的

效率,又可在巡航阶段收起密封结构,避免产生额外阻力^[1]。

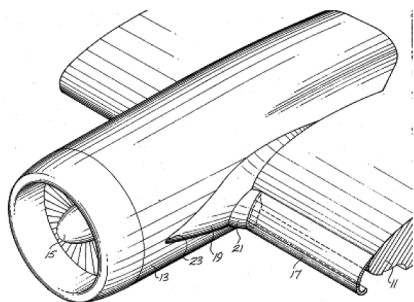


图1 可伸缩气动整流罩

这样的方案适用于早期的飞机设计优化,随着翼吊布局的发展,该方案已不再适用,但其中解决问题的思路被人们在后来的技术手段中传承下来^[2-3]。

翼吊布局中的发动机短舱不再嵌入机翼,而是通过吊挂(Pylon)置于机翼下方。为描述方便,下文使用吊挂指代“吊挂整流罩”,并非“吊挂结构”。

吊挂出现后,人们发现前缘缝翼工作时与吊挂之间总有一个无法完全填补的空隙,降低了增升效率,成为设计中亟待解决的问题。Perin^[2]提出将吊挂与机翼前部结合处进行局部偏转(修型),吊挂前部的几何外形由直改曲以适应邻近的内侧前缘缝翼形状(如图2所示),封闭缝翼与吊挂前部的空隙。

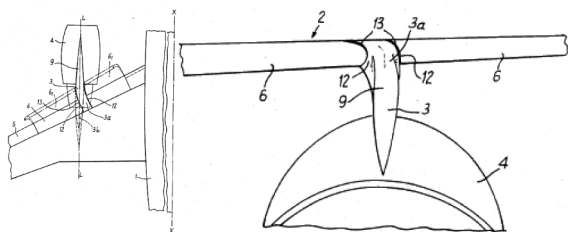


图2 翼吊飞机布局配备增升装置的渐缩型机翼设计

除了运营中为了避免部件碰撞所需保持的距离外,吊挂与前缘缝翼之间不留更大的开口。这样就形成一个近乎连续的增升装置气动面,使飞机在起飞阶段处于相同阻力状态下获得更高的升力。风洞试验表明改型的吊挂在巡航阶段并不会造成额外阻力,还可以改善机翼下部流动。

为提高增升装置性能, Lord^[3]提出与 Perin 类似的方案。在吊挂本体建模时,以吊挂后缘线为轴,最靠近机翼的 70% 的吊挂剖面沿水平面向机身一侧偏移(如图3所示),吊挂本体相对飞机轴线向内

偏转 1° , 同时最靠近机翼的吊挂剖面向内偏转 $1^\circ \sim 5^\circ$ 。

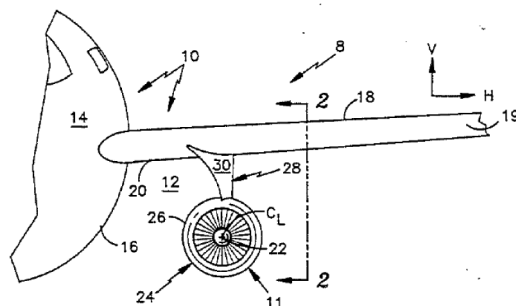


图3 飞机机翼短舱组合

这一方案使飞机在起飞着陆过程中封闭前缘缝翼工作时与吊挂间的空隙,提升气动性能。与 Perin 定性的局部解决方法不同,该方案以吊挂整体为控制对象,通过定量修改翼型分布的角度,控制较复杂气动面来达到效果。

除了缝翼与吊挂、短舱空隙降低增升效率,机翼下表面、吊挂、发动机短舱形成的气流通道中复杂流动引发的干扰导致气动效率降低也是设计师需要考虑的问题。大量气流流入短舱、吊挂、机翼下表面形成的狭小收缩-扩张通道(图4(a)),气流压力迅速减小(图4(b),实线),急剧加速,甚至超过音速(飞行马赫数 0.75 以上),形成激波。气流通过激波后分离产生较大阻力。

Kutney^[4]通过试验研究发现,上述通道气流特性与该通道流向面积分布密切相关。该区域的机翼、吊挂在彼此靠近的流向站位达到最大厚度,随后开始收缩形成气流扩张通道,该通道面积的剧烈变化(图4(c),实线)是上述气流加速与分离的主要原因。Kutney 在吊挂侧壁安装轴向面积分布合理的整流罩,调整吊挂、短舱、机翼和机身之间流道横截面面积,使其变化缓和(图4(c),虚线),避免气流过度加速产生激波带来的阻力,从而提高气动性能。通道面积分布之差(图4(c),实虚线间阴影)正是所需的整流罩面积分布。

在改善上述通道流动方面, Patterson^[5]与 Kutney 有类似的想法。不过 Patterson 并不打算额外加装整流罩,而是通过改变吊挂本体翼型,直接控制通道面积分布,改善吊挂周围的流动。该方案将吊挂后部延长,超过机翼后缘,并将吊挂最大厚度位置调整至机翼后缘或更靠后的位置,形成改良的翼型(图5(a))。

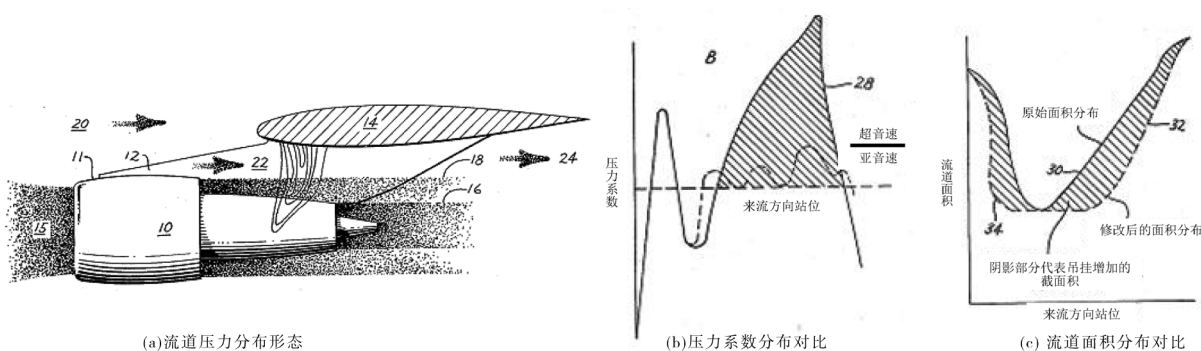


图4 减阻部件

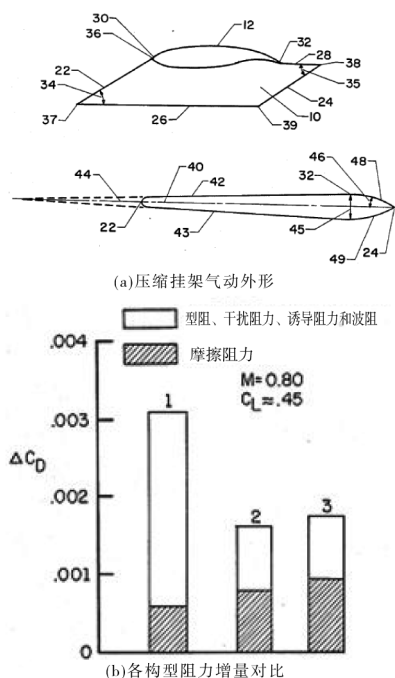


图5 压缩挂架

采用普通翼型的吊挂,气流会在 20% ~ 40% 当地弦长处产生较高速度;采用改良翼型,虽然摩擦阻力因为吊挂延长而增加 30%,但由于吊挂与机翼最大厚度错开,降低了吊挂、机翼之间的干扰,压差阻力大幅减少 50% (图 5(b))。该方案能够有效提高气动性能,不过在实际工程应用中可能难以满足吊挂中前部结构、系统的空间需求。

与 Patterson 更偏向于理论研究不同,Hackett^[6]提出了在工程设计中更有前景的方法。本方案对比了为满足结构需求而增加了最大厚度的改装吊挂 A 与原始吊挂之间的性能差异。通过分析发现厚度加大的吊挂 A 使飞机阻力增加 1%。为了改善性能,Hackett 通过在吊挂尾部加装一个延长到机翼后缘之后的整流罩,使吊挂后缘与该整流罩融合,

恢复到原始吊挂的气动性能(如图 6 所示)。

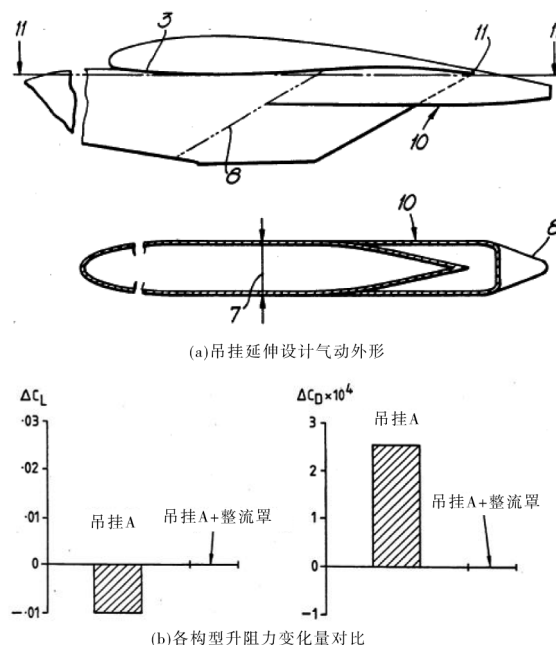


图6 飞机吊挂延伸设计减少气动不利影响

这一方案没有前后大幅度调整吊挂最大厚度位置,但保持吊挂厚度的轴向分布基本一致,这与 Patterson 的方案有异曲同工之妙。

降低机翼、吊挂之间的干扰,提高飞机性能并非仅仅局限于吊挂设计,机翼设计同样扮演重要角色。特别地,当人们需要将风扇尺寸越来越大的发动机更近距离安装至机翼时,机翼与吊挂、发动机的协同设计就成为一体化设计迭代过程中的重要环节。Goldhammer^[7]提出了修改机翼翼型改善飞机性能的方法。通过调整发动机安装位置机翼翼型曲率分布(图 7(a)),降低机翼、吊挂、发动机间干扰。

具体来讲,Goldhammer 把机翼下表面压力峰位置从靠近机翼前缘位置调整到靠近机翼中部 45% ~ 50% 弦长位置(图 7(c),阴影区域),将流经机

翼、吊挂、发动机短舱的通道气流速度维持在音速以下,避免三个部件间产生额外阻力。

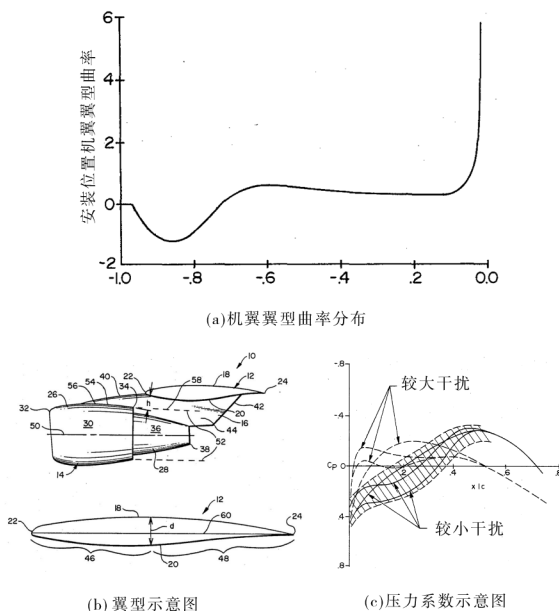


图7 短舱机翼组合安装

2 辅助部件气动设计方案

除了考虑抑制吊挂、机翼间的干扰,飞机发动机一体化设计中采取辅助部件来主动改善机翼性能也是不可或缺的方案。

使用较广泛的措施是在短舱或机翼上安装涡流发生器(Vortex Generator),充分利用短舱、机翼表面气流形成所需涡流,改善原有飞机的性能。Kerk-er^[8]提出在短舱两侧加装涡流发生翼片(图8),在飞机起飞着陆阶段,翼片后部拖出的涡流经过机翼上表面产生下洗流场,延缓机翼表面气流分离。

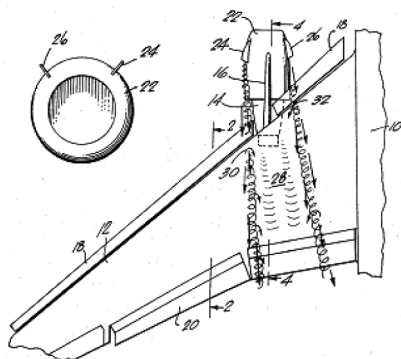


图8 升力导流片

上世纪七十年代的这份方案并未对翼片的具体形状、位置参数进行深入研究。随着技术发展,人们开始更细致的设计。Wang^[9]提出了与之类似

的设计,采用半圆与矩形的组合形状涡流发生器作基础构型,并通过风洞试验对涡流发生器进行详细设计分析。分析内容包括单一涡流发生器的形状、位置、偏角,以及涡流发生器阵列的前后、上下相对位置对升力产生的影响(图9(a))。采用合适的涡流发生器可以有效减小机翼上表面气流分离的区域,提高最大升力系数(图9(b))。

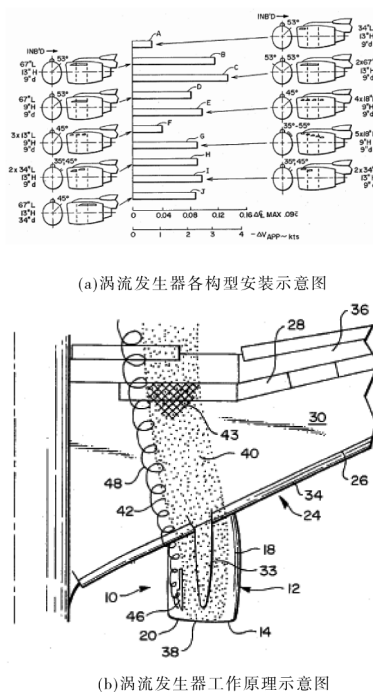


图9 使用涡流控制装置的短舱机翼组合

涡流发生器不仅仅可以用在短舱上,van der Hoeven^[10]将涡流发生器安装在机翼靠前位置,通过将边界层外高动量气流与边界层内低能量气流混合,避免或延迟气流的分离。翼上涡流发生器的高度需要与当地边界层厚度相适应才能发挥作用,在起飞着陆、爬升、转弯等大攻角工况下,有效改善飞机性能。通过研究涡流发生器不同组合形状的高度、长度、迎角、长高比等多个参数(如图10所示),得到优化的构型,避免拖出次生涡流,以更高效率抑制翼面气流分离,并减小阻力。

3 结论

飞机发动机一体化设计技术与飞机布局联系密切,随着布局的发展,一体化技术也发生了翻天覆地的变化。当发动机嵌于机翼之中时,没有吊挂部件,早期技术方案侧重于抑制机翼与发动机之间

(下转第12页)

