

大型客机增升装置气动设计与计算

Aerodynamic Design and Computation of High-Lift System on Large Commercial Aircraft

中国航空气动力技术研究院 郝璇 张卫民 苏诚 郭少杰



郝璇

毕业于北京航空航天大学,现工作于中国航空气动力技术研究院,从事空气动力学研究工作,主要负责民用客机气动设计与CFD计算研究工作。

从20世纪60年代开始,民用航空工业进入了快速发展时期。各种相关技术如材料、制造工艺等高速发展,促进了民用客机设计水平的迅速提升。与传统的更多依赖于风洞试验相比,随着计算机技术的飞速发展,CFD(Computational Fluid Dynamics)被越来越多地应用于气

增升装置是民用客机的重要部件之一,在飞机设计过程中必须投入大量精力。随着民用航空工业竞争越来越激烈,各飞机制造公司在进行新一代飞机研发时,都不约而同地在飞机的经济性、环保性上花费大量人力和物力。对于增升装置要求其设计必须沿着降低复杂性、增加可靠性、减重、维护和提高气动力性能方向发展。

动设计评估与验证中。尽管如此,高效的增升装置设计仍然是一项巨大的挑战。当今的民用客机需要高效的增升装置来满足起飞及着陆要求。在激烈的市场竞争中,新一代的飞机设计要求更简单、有效的增升装置来提供更加优良的气动性能并达到更好的经济性能。以波音777为例^[1],升力系数增加0.1意味着俯仰姿态角降低1°,这可降低起落架高度从而减重636kg.;最大升力系数增加1.5%可使有效负载增加2996kg.;起飞时升阻比增加0.1%可使有效负载增加1272kg。

目前,我国大型客机设计提出了“四性”:安全性、舒适性、经济性、环保性,这意味着对增升装置设计提出

了更高的要求。其中的安全性要求增升装置具有良好的气动特性,特别是失速特性,满足飞机起飞、爬升、复飞等要求,同时要尽可能缩短起飞和着陆距离。经济性要求增升装置外形简单,驱动结构重量轻等。环保性要求增升装置产生的噪声要尽可能小。与早期的民用客机采用较为复杂的增升装置(如波音737采用3段襟翼)相比,如今的增升装置设计都尽可能采用单缝襟翼方案以降低驱动机构的复杂性,减轻结构重量,增强可靠性。表1给出了目前国际上主要的民用客机型号所采用的增升装置布局^[2],可以看出,民用客机增升装置设计正向着简单、可靠的方向发展。

表1 国外大型客机增升装置布局形式

机型	前缘	后缘
波音 737	三位置缝翼	三缝
波音 747	克鲁格襟翼	三缝
波音 757	三位置缝翼	双缝(主/后)
波音 767	三位置缝翼	内双/外单
波音 777	三位置缝翼	内双/外单
A320	三位置缝翼	单缝
A321	三位置缝翼	双缝(主/后)
A330	三位置缝翼	单缝
A340	三位置缝翼	单缝

民用客机增升装置气动设计

民用客机增升装置要求具有气动性能良好、结构简单、操控性能良好以及噪声低等特性。对于气动设计主要要求具有足够的高升力特性、低起飞阻力、低头力矩尽可能小并尽可能对噪声源进行控制^[3]。

一副好的增升装置往往要考虑气动、结构等多方面因素,整个设计

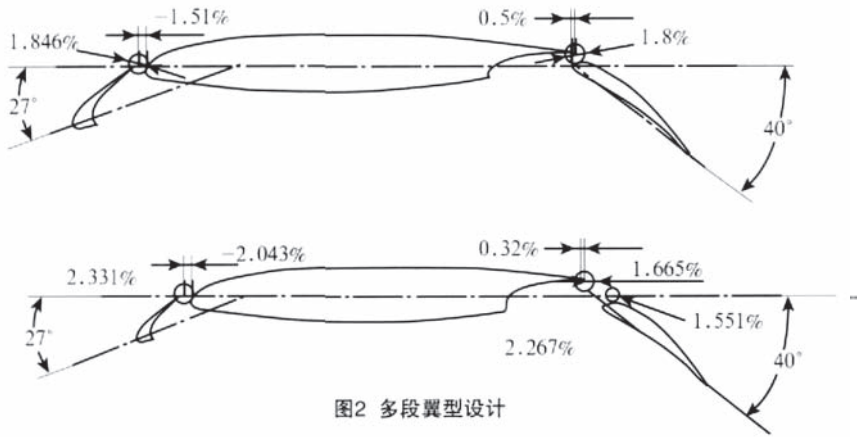


图2 多段翼型设计

过程是一个多学科设计、多目标优化的过程。最终应用于飞机上的增升装置在气动特性上往往不是最优的,因此在进行气动设计时必须考虑包括执行机构可实现性、操控性等在内的各种因素,协调整体布局。

中国航空气动力技术研究院参与大型客机增升装置气动设计项目以来,已完成几个阶段的设计工作,形成了一套成熟的设计流程,如图1所示。根据干净巡航机翼外形,首先进行低速气动分析,根据平面参数得到展向缝翼和襟翼的相对位置,并找出展向流动较弱的位置进行二维多段翼型设计。完成二维多段翼型设计后根据机翼平面布置进行三维CAD成型,同时进行三维缝道参数设置。在此基础上进行三维缝道参数优化设计,通过CFD计算对不同外形的流场进行分析、校核,选出最优外形。下面将介绍一些关键设计步骤。

1 多段翼型设计

二维多段翼型设计的好坏直接关系着三维增升装置气动特性的优劣。多段翼型设计应遵守以下设计原则。

(1) 缝翼和襟翼收起后应满足巡航外形的约束。

(2) 多段翼型各段之间缝道流动应具备良好的品质:后缘襟翼与主翼间的缝隙必须避免新生的边界层还没到

襟翼后缘就与主翼尾迹相互吞并,同时还要恰当地保证襟翼的环量对主翼诱导出最大的干扰升力。缝翼与主翼的缝道要使主翼上表面较早形成汇流边界层,降低主翼头部吸力峰,同时又要使缝翼本身局部马赫数不超过1.25。

(3) 要有合适的襟翼目标压力分布:在设计点上,襟翼头部的吸力峰值要低,位置靠后,吸力峰饱满圆滑,以降低逆压梯度,延迟襟翼上的流动分离。襟翼头部的最小压力位置应该位于对主翼后缘压力有合适影响的地方,以保持主翼上表面后缘无明显分离,并尽可能提高后缘处的压力,增大升力。

(4) 要有合适的主翼目标压力分布:在设计状态下,主翼头部最小压力不能太低,以降低逆压梯度,延迟主翼上的流动分离。最小压力位置应位于对缝翼后缘压力分布有合适影响的地方,以保持缝翼上表面后缘无明显分离并尽可能提高后缘处压力,增加缝翼对升力的贡献。

(5) 保持好的力矩特性。

根据大型客机增升装置的设计要求,我们设计了2种多段翼型,分别是缝翼+主翼+单缝富勒襟翼的3段形式和缝翼+主翼+固定导流片+襟翼的4段形式。其中3段外形包括起飞外形和着陆外形。而4段外形在起飞时导流片藏在襟翼舱内,仅打开襟翼,形成3段起飞外形。在着陆时导流片与襟翼都打开,形成

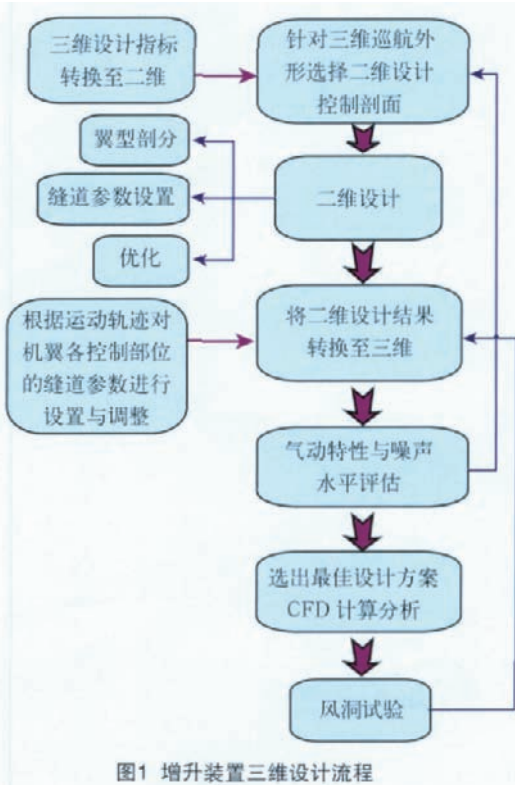


图1 增升装置三维设计流程

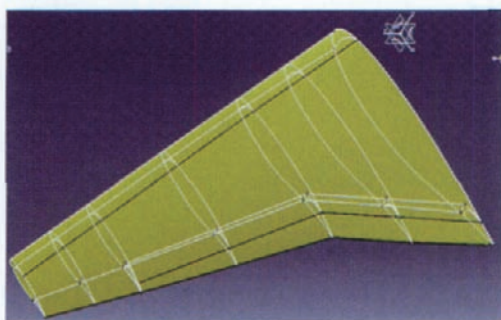


图3 增升装置三维外形

4段着陆外形。

根据选择展向流动较弱的位置进行二维设计的原则,我们选择接近外襟翼中间位置的翼型进行多段翼型设计。采用 Bezier 曲线对翼型进行剖分,分别得到缝翼、主翼和襟翼。采用打靶法对缝道参数进行优化并使用面元法进行初步评估,对于起飞外形,以某飞行攻角升阻比最大为优化目标,而对于着陆外形,则以失速攻角和最大升力系数最大为优化目标。在此基础上采用 CFD 对优化结果进行校核,选出最优外形,如图 2 所示。

2 三维 CAD 造型

增升装置三维成型的重要原则之一就是当增升装置收起时应与巡航外形一致。在典型剖面二维设计结果的基础上,编写程序生成了其他成型控制剖面无扭转归一化翼型曲线。其中缝翼和外侧襟翼遵循弦长归一化后等相对弦长位置其当地相对厚度相等的原则,内侧襟翼为等绝对坐标当地相对厚度比相等。

为了保证巡航外形的型面不变,在三维造型过程中,对于属于巡航外形的增升装置型面,不再另外生成,这样当增升装置收起时可以很好地保持原有的巡航外形,避免再次生成型面时由于成型规律改变而影响原有的巡航外形。图 3 为使用 CATIA 生成的增升装置三维外形。

3 三维增升装置优化

增升装置三维缝道参数设置要遵循沿展向分布尽量均匀的原则。由于缝翼和襟翼进行的都是刚体运

动,因此在进行三维缝道优化设计时主要通过协调缝翼以及襟翼根部和梢部的缝道参数设置来进行。优化参数主要有缝翼与襟翼的偏角以及缝道宽度和搭接量。在进行三维优化时,应首先考虑着陆状态的气动性能,通常要求要有高的最大升力系数,在飞行阶段流动附着,即零攻角升力系数最大。在执行机构可实现的基础上进行起飞状态的优化,要求在飞行状态下升阻比最高。通常着陆状态的气动特性是最重要的。当运动机构无法同时满足着陆和起飞状态最优气动性能时,起飞状态的气动特性会有所牺牲。

增升装置气动计算

尽管 CFD 技术已经取得了巨大进展,但增升装置计算仍然是一项巨大的挑战。增升装置的流场非常复杂,而最大升力系数和失速攻角又是衡量其特性的重要指标。受到湍流模型等因素的限制,采用 CFD 方法往往难以精确地得到这些参数。因此国内外的研究者一直致力于发展适合于增升装置流场计算的数值方法、湍流模型以及网格生成标准等^[4]。针对增升装置的 CFD 计算,我们开展了一系列研究工作,采用 RANS 求解器 PNS_Solver 进行了包括对标准试验模型的校核、大型客机增升装置的计算以及考虑带动力影响的增升装置计算(见图 4),形成了较为成熟的网格生成策略,可以方便地应用于增升装置优化设计计算与流场分析,对理解流动特性和失速机理提供有效的帮助。

1 标准模型校核计算

采用 NASA 标准试验模型——Trapwing 对计算方法进行了校核研究,采用 RANS 求解

器 PNS_Solver 针对不同网格、不同湍流模型进行了计算研究。图 5 给出了采用不同湍流模型计算得到的该外形的升力曲线和升阻极曲线。从图中可以看出,计算结果与试验结果符合较好。验证了解算器的可靠性和网格生成策略的可行性。

2 大型客机增升装置外形计算

(1)翼身组合体增升装置外形。

根据翼身组合体干净机翼外形完成了翼身组合体增升装置外形设计,缝翼为全展长布置,襟翼为部分展长布置。该外形是验证三维设计效果的基本外形,基本能够反映整个增升装置的增升能力。因此对该外形进行了大量的 CFD 验证计算。采用 Icem 生成块结构网格,目前所采用的网格数量为 980 万,物面第一层网格控制在 0.005mm,保证 $Y^+ \sim 1$ 。湍流模型为 S-A 模型,雷诺数为 1980 万。采用多重网格技术加速收敛,收敛标准为升力系数小数点后第 4 位达到 200 步不变。

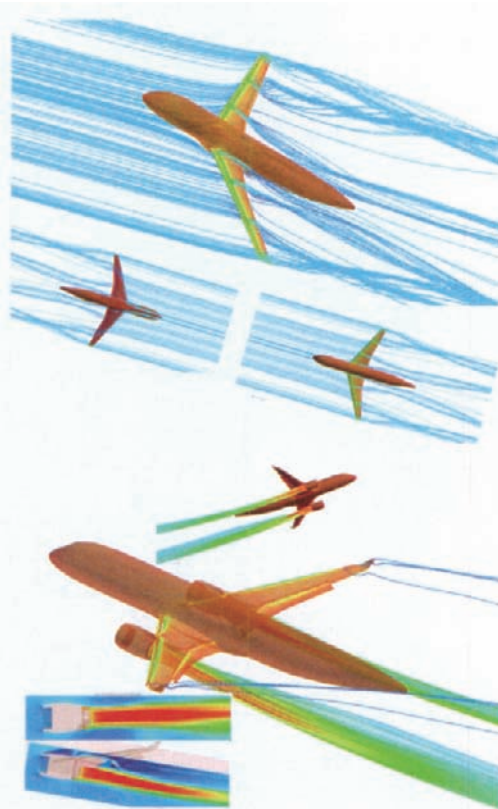


图4 增升装置流场

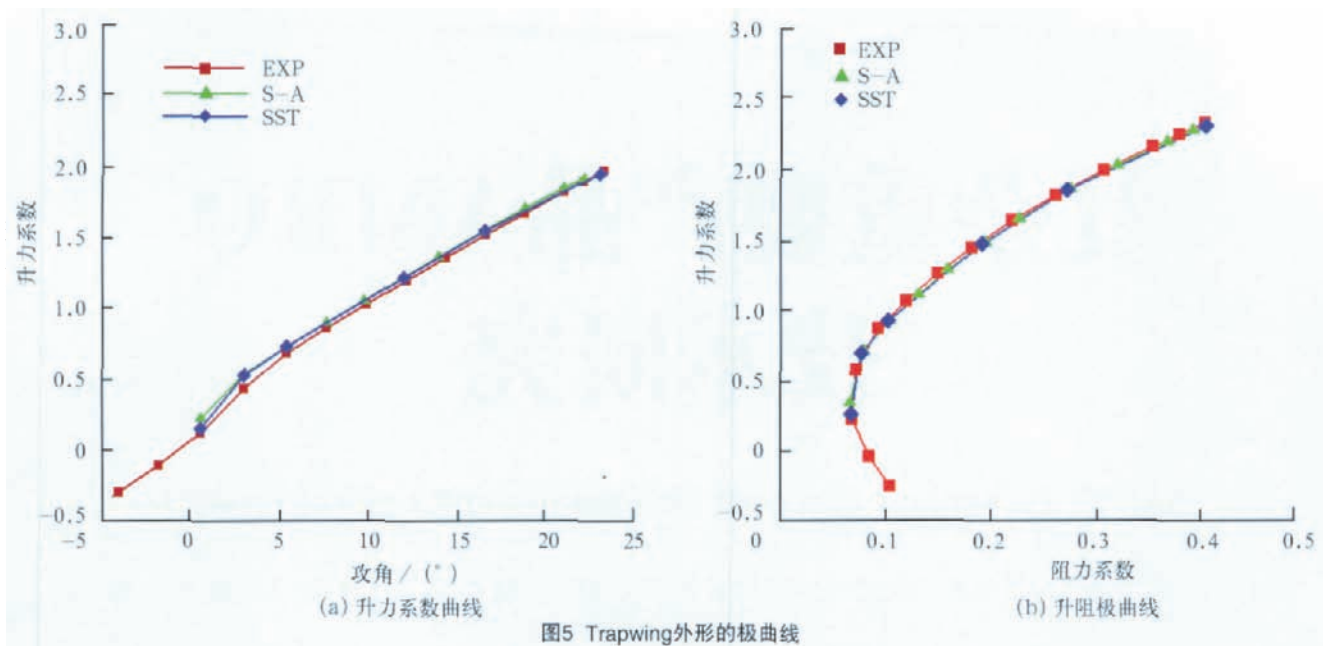


图5 Trapwing外形的气动性能极曲线

由于民用客机采用的都是大展弦比梯形机翼,这导致展向当地雷诺数的变化,因此各展向位置的尺度效果是不同的。这使得增升装置的失速机理非常复杂。与二维外形不同,三维外形机翼在某一攻角失速或只有部分机翼失速而其他部分仍然产生升力。CFD 计算结果表明,对于翼身组合体增升装置外形来说,弦向失速主要是由主翼和襟翼后缘分离造成的。展向分离在低雷诺数下是由机翼内侧开始的,并向外传播。对于中等和高雷诺数,失速从外侧开始并向内侧传播。

(2) 翼身组合体增升装置 + 通气发动机短舱 + 吊挂外形。

在翼身组合体增升装置外形的基础上,按照平面参数要求将缝翼截断,并安装发动机吊挂和短舱。采用 RANS 求解器 PNS_Solver 对该外形的气动特性进行了计算,对吊舱和挂架对增升装置特性的影响进行了研究。采用 ICEM 生成块结构网格,网格数量为 2500 万,物面第一层网格控制在 0.005mm,保证 $Y^+ \sim 1$ 。湍流模型为 S-A 模型,雷诺数为 1980 万。采用多重网格技术加速收敛,收敛标准为升力系数小数点后第四位达到 200 步不变。

安装短舱和挂架明显得改变了失速发生的位置。失速主要由于吊舱内侧主翼以及内侧襟翼后缘分离造成的,另外,短舱涡与缝翼上表面以及主翼前缘的干扰产生了雷诺数的逆尺度效果。一般来说,加上短舱与挂架后线性段升力系数几乎没有明显改变,但会造成提前失速。这主要是因为由于缝翼被截断,短舱产生的涡与主翼和襟翼上表面产生干涉,对增升装置的气动性能产生了影响,短舱产生的内侧涡从机翼上表面流过,而外侧涡从机翼下表面流过。内侧涡的上洗诱导造成了机翼过早失速。解决提前失速通常的方法是在发动机短舱顶部加装涡流发生器 (Strake),以削弱上洗诱导。合理的安装涡流发生器可以使由于安装吊舱造成缝翼被截断的增升装置的失速特性与翼身组合体增升装置的失速特性相仿。

(3) 考虑发动机喷流的翼身组合体增升装置外形。

在进行增升装置设计时,必须考虑发动机喷流对增升装置的影响。增升装置流场如图 5 所示。通常要求襟翼打开的最大位置不能进入发动机喷流 90% 速度区域内,以避免高温燃气对襟翼结构产生影响,同时

还应考虑襟翼对发动机喷流噪声形成声散射效应。另外,发动机喷流也会对机翼附近的流场产生一定影响。因此,开展考虑发动机喷流的翼身组合体增升装置外形的 CFD 计算研究是非常有必要的。同时,对于起飞和着陆状态,地面效应对增升装置的升阻特性的影响也是必须考虑的因素之一。

结束语

增升装置是民用客机的重要部件之一,在飞机设计过程中必须投入大量精力。随着民用航空工业竞争越来越激烈,各飞机制造公司在进行新一代飞机研发时,都不约而同地在飞机的经济性、环保性上花费大量人力和物力。对于增升装置要求其设计必须沿着降低复杂性、增加可靠性、减重、维护和提高气动性能这几个方向发展。随着计算机技术和计算方法的发展,增升装置 CFD 计算也将越来越成熟,能够为气动设计和机理理解提供越来越多的帮助。

本文共有参考文献 4 篇,因篇幅所限未能一一列出,读者如有需要请向本刊编辑部索取。(责编 岩石)