

大型客机后缘铰链襟翼气动机构 一体化设计研究

Aero-mechanism Intergrated Design of Trailing Edge Hinge Flap Devices for Large Aircraft

唐家驹 刘沛清 田云 于佳琦 史校川 / Tang Jiaju Liu Peiqing Tian Yun Yu Jiaqi Shi Xiaochuan
(北京航空航天大学,北京 100191)

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

摘要:

我国正在开展大型客机的研制工作,增升装置设计是其中的关键技术之一。借鉴 A350 和波音 787 的后缘增升装置及其机构特点,研究了后缘铰链襟翼气动和机构一体化的设计。后缘铰链襟翼,是利用简单铰链机构驱动的后缘单缝襟翼增升装置,该机构由于构造简单、维护方便、制造成本低等优点备受青睐。详细介绍了基于 CATIA 二次开发创建的后缘铰链襟翼气动机构一体化设计模块,并嵌入到原大型飞机增升装置气动机构一体化设计平台上,获得较好的效果,为我国未来大型客机增升装置设计奠定了技术储备。

关键词:增升装置;综合设计;平台;CATIA

中图分类号:V211.3

文献标识码:A

[**Abstract**] High-Lift device design is one of the key technologies during the development of large aircraft in China. Referred to the trailing edge high lift and its characteristic of airplane A350 and B787, aero-mechanism intergrated design of trailing edge hinge flap is researched. Trailing edge hinge flap is one of new advance high lift devices which uses simple hinge device to drive trailing edge high lift system. The advantage and disadvantage of the hinge flap with good prospects for development has been discussed. Aero-mechanism intergrated design modules are introduced in detail, which intergrated design of trailing edge hinge flap has been established based on the secondary development of CATIA. And the aero-mechanism intergrated design modules are set in an intergrated design platform. The platform improves efficiency for designing high lift device of large aircraft. The good results show that the design points out the development direction of high lift device on large aircraft and provides advices for further study.

[**Key words**] High-lift Device; Performance; Actuation System; Integrated Design; CATIA

0 引言

现代大型客机的增升装置一般由前缘缝翼和后缘襟翼及其支撑驱动机构组成。增升装置对于提升飞机起飞、着陆及爬升性能,以及控制进场的最佳姿态等具有重要影响^[1]。增升装置设计是现代大型客机提高起飞重量,缩短起降滑跑距离,增强机场适应性的关键技术,是提高飞机国际竞争力最有效的手段之一。

目前,大型客机的增升装置通常选用较为成熟

的前缘缝翼和后缘单缝襟翼,后缘襟翼的驱动机构一般为连杆滑轨机构。近年来国际上出现一种新型后缘增升装置,采用重新设计的简单铰链连接的单缝襟翼,配合扰流板下偏达到理想的气动性能。据公开的资料显示^[2],波音 787 与空客 A350XWB 均使用了该型增升装置。

增升装置设计属于多目标、多学科综合的设计问题^[3]。气动上要满足飞机起飞、着陆滑跑距离和爬升梯度的要求;结构上要满足强度和刚度的要求,并且要求重量轻、可靠性高、可维修性好等;另

外,增升装置的噪声问题越来越引起人们的重视^[4],未来的增升装置设计还会考虑噪声的要求。

国外的 R. S. Pepper 与 C. P. van Dam^[5] 等人在增升装置多学科优化设计上做了开拓性的工作,开发了一套关于增升装置的多学科优化设计软件——ACSynt。国内的刘沛清^[6] 等人也开发了一套大型飞机增升装置气动机构一体化设计平台,集成了增升装置选型、气动设计、驱动机构设计、运动仿真等一系列功能。本文在其基础上继续开展工作,增加扰流板下偏的铰链式襟翼这一新型增升装置设计模块。

1 铰链式襟翼优缺点分析

绕固定转轴转动的铰链襟翼的富勒运动较差,如图 1 所示。襟翼转动时是一条圆弧的运动轨迹,因此襟翼的直线后退量较小,机翼面积增量较小,增升效果较差;其次,铰链转轴的支撑臂通常离机翼下方较远,导致整流罩高度较大,迎风面积大,产生较大的阻力。这两个缺点影响了铰链式襟翼在大型客机上的应用。

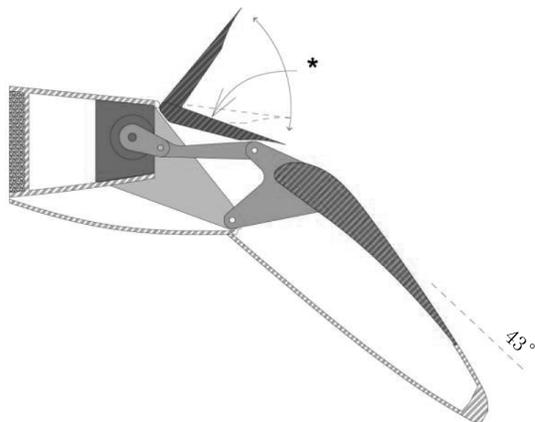


图 1 铰链式襟翼

最新研究表明^[7],铰链式襟翼偏转时如果扰流板跟随偏转一定的角度以保证缝道参数基本不变,可以明显提高升力系数。铰链式襟翼相对于其他运动形式的襟翼能偏转更大角度,获得更大的升力。而扰流板下偏并不会额外增加系统复杂度,因此铰链式襟翼结构简单、重量轻以及可靠性好等优势就更加凸显出来。

图 2 显示了空客 A350XWB 所采用的后缘自适应下偏铰链襟翼(Adaptive Dropped Hinge Flap—ADHF)与普通单缝富勒襟翼(Fowler)的升力系数对比示意图^[8]。从图中可以看出,在两种襟翼偏转相

同的角度时,自适应下偏铰链襟翼在大部分迎角范围内升力系数要优于普通单缝富勒襟翼,只是在最大升力系数上略低于普通单缝襟翼。如果两种襟翼都偏转到各自最大的角度后(ADHF 能偏转 45°,单缝襟翼能偏转 35°),自适应下偏铰链襟翼在全迎角下的升力系数要高于普通单缝襟翼,说明了自适应下偏铰链襟翼在气动性能上具有较大的优势。

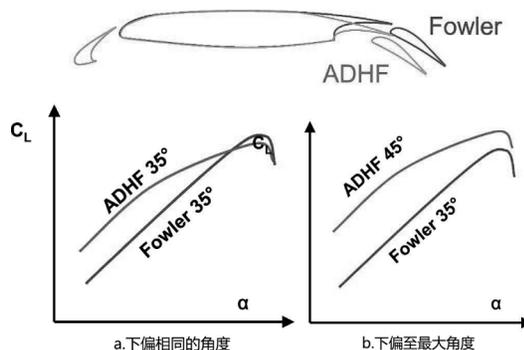


图 2 ADHF 与单缝襟翼升力曲线对比

此外,铰链式襟翼还具有使机翼在巡航时变弯度的功能。由于铰链式襟翼严格的圆弧运动轨迹,客机巡航时襟翼偏转一定角度,扰流板跟随下偏可以封闭缝道,将使机翼后缘弯度发生变化,从而改变机翼展向的升力分布。

如图 3 所示,飞机在展向上的升力分布按气动最优和结构重量最优是两条不同的曲线,固定翼飞机必须在其中做出权衡。如果使用铰链式襟翼在巡航时根据燃油消耗情况让内外侧襟翼差动,改变机翼展向升力分布,那么可以起到优化结构重量,同时提高巡航效率的作用。

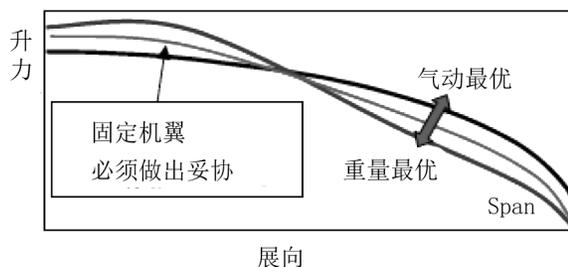


图 3 机翼展向升力分布

铰链襟翼由于具有以上优点,在工程应用领域得到了越来越多的青睐,在未来具有良好的发展前景。

2 铰链式后缘襟翼气动机构一体化设计

增升装置传统的设计方法是先进行气动设计,

在不考虑机构的情况下设计出气动性能最好的前缘缝翼和后缘襟翼,并优化出起飞和着陆时的缝道参数,然后才设计一套机构驱动襟翼到达设计位置。然而由于铰链式襟翼的运动轨迹是圆弧,导致起飞和着陆两个位置中有一个可能达不到,必须重新设计。因此铰链式襟翼需要进行增升装置气动机构综合设计,即在多段翼设计之初便要考虑到运动机构和运动形式带来的约束,在此条件下设计的前缘铰链式襟翼才能顺利完成驱动机构设计。

另一方面,大型客机后缘襟翼的三维运动极其复杂。内侧襟翼转轴近似平行于机翼水平轴线,基本按顺气流运动;而外侧襟翼因为机翼的后掠和上反,导致其顺气流运动时没有固定转轴,是一个后退加旋转的复合运动,甚至在展向还有位移。因此任何驱动机构牵引的襟翼所能到达的实际位置与气动设计上的最佳位置存在着一定的误差。这个误差在设计阶段不能完全忽略,因为增升装置的气动性能对缝道参数比较敏感。一般希望能在机构设计完成后、风洞试验前对该误差进行准确快速评估,因此一套增升装置快速成型方法就非常重要。

基于上述原因开发的“大型飞机增升装置气动机构一体化设计平台”较好地满足了工程需求。本文在其中增加了铰链式襟翼气动机构一体化设计模块,进一步完善了功能。

3 增升装置气动机构一体化设计平台介绍

目前,已经开发完成的大型飞机增升装置气动机构一体化设计平台如图4所示。平台主要分为8个模块:增升装置平面布局模块、增升装置气动设计模块、驱动机构选型模块、驱动机构参数设计模块、整流罩设计模块、增升装置装配模块、增升装置运动仿真模块和增升装置气动性能评估模块。



图4 增升装置气动机构一体化设计平台

3.1 驱动机构选型模块

驱动机构选型模块用于提供给用户选择采用的增升装置驱动机构类型,后续的设计过程将依赖于此项选择,如图5所示。



图5 驱动机构选型模块

平台目前集成了前缘齿轮齿条机构、后缘下偏铰链机构和连杆滑块机构等,图中黑框处即为增加的下偏铰链襟翼机构的选择框。不同驱动机构产生不同的运动轨迹,会直接影响到增升装置的气动设计^[9],需要慎重选择。

3.2 铰链襟翼气动设计模块

增升装置气动设计模块的主要功能是提供前缘缝翼和后缘襟翼缝道参数输入,并据此调用CATIA软件根据给定的机翼布局自动生成起飞着陆构型,如图6所示。该模块所需输入的缝道参数由多轮CFD数值计算优化后得出,优化方法采用基于iSIGHT平台下的多目标遗传算法,需要考虑运动轨迹的约束,目标函数为起飞状态下高升阻比、着陆状态高升力高阻力的加权函数。由于缝道参数优化的反复性和迭代性的特点,气动优化模块没有集成进入平台。

对于扰流板下偏式铰链襟翼,在气动设计时要把扰流板的下偏角度作为变量一起优化,将最终的优化结果输入平台,以便后续生成铰链机构。

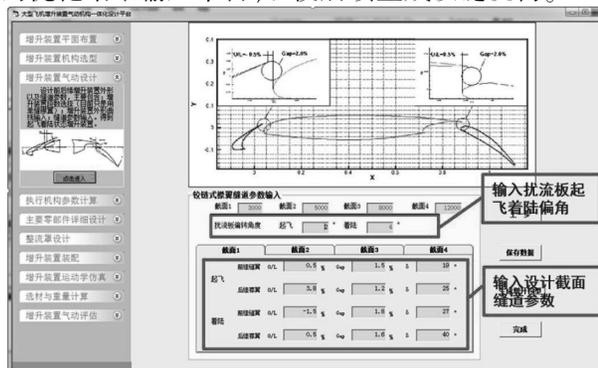


图6 增升装置气动设计模块

3.3 驱动机构参数化设计模块

增升装置的气动设计完成之后,即可根据生成的三维模型获得设计驱动机构所必须的参数。基本思路是首先选择驱动机构安装的展向平面位置,然后计算获取此平面上襟翼与驱动机构连接位置的坐标与偏转角度等参数,如图7所示。

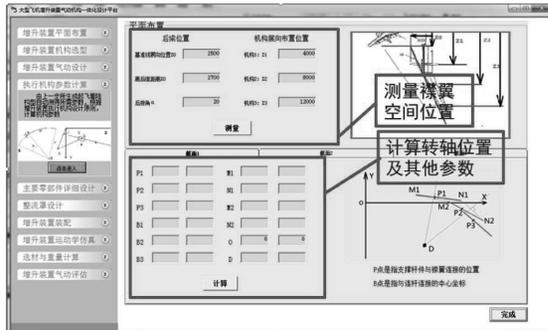


图7 驱动机构参数计算模块

对于铰链式襟翼来说,运动机构可以简化为四连杆机构,如图8所示。AB间的 L_1 代表曲柄,BC间的 L_2 代表连接曲柄和襟翼的连杆,CD间的 L_3 代表固定襟翼的支撑杆,AD间的 L_4 代表支撑襟翼的悬臂梁。将四根杆在XY轴上投影可得:

$$\begin{aligned} L_1 \cos\varphi_1 + L_2 \cos\varphi_2 + L_3 \cos\varphi_3 - L_4 &= 0 \\ -L_1 \sin\varphi_1 + L_2 \sin\varphi_2 - L_3 \sin\varphi_3 &= 0 \end{aligned} \quad (1)$$

在后缘铰链襟翼的运动过程中,人们关心的是旋转作动器转动角度 φ_1 与襟翼偏转角度 φ_3 的关系 $f(\varphi_1, \varphi_3)$,联立式(1)方程,消去 φ_2 后可得:

$$\begin{aligned} f(\varphi_1, \varphi_3) = L^2 - L_2^2 + L_3^2 + L_4^2 - 2L_1L_4\cos\varphi_1 - 2L_3L_4\cos\varphi_3 \\ + 2L_1L_3(\varphi_1 - \varphi_3) = 0 \end{aligned} \quad (2)$$

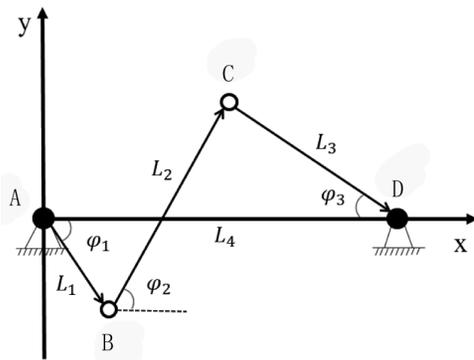


图8 铰链襟翼驱动机构简化图

L_3 、 L_4 的长度由襟翼几何信息确定, L_1 、 L_2 的长度则需要在知道巡航和着陆状态偏角 φ_1 、 φ_3 后,求解式(2)方程得出。驱动机构参数化设计模块会调用CATIA根据上述计算获得的尺寸参数生成模型,并自动完成装配。扰流板偏转控制使用传统作动

器操纵。图9显示了各零件的设计过程。



图9 铰链机构详细零件设计模块

值得一提的是,该模块生成的驱动机构均为简化模型,目的是为检验实际机构驱动下增升装置运动的流畅性和空间误差。驱动机构的详细设计更为复杂,考虑的因素更多,该平台对此并不做要求。

针对铰链式襟翼驱动机构,重新设计了一种整流罩,如图10所示,襟翼在展开时整流罩活动部分绕着固定的转轴旋转,与整流罩固定部分没有间隙和空腔,因此可以减小起飞着陆时的噪声。

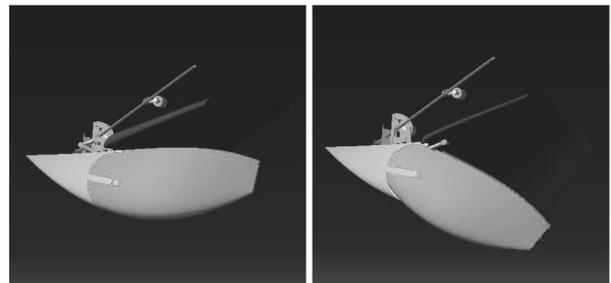


图10 巡航状态与襟翼打开后整流罩位置

增升装置全部零件生成之后,就可以进入装配和运动仿真模块进行运动仿真和误差评估,此处没有对原平台进行改动,故不再赘述。

3.4 增升装置气动性能评估

图11、图12显示了增升装置最终气动校核的一个算例。图11所示为某大型飞机着陆构型的结构网格,包括发动机短舱、涡流发生器、尾翼等。网格数量约 3×10^7 个。平台利用CFL3D软件分别计算该型飞机在气动设计条件下与实际机构牵引下飞机展开增升装置后各项气动性能。图12表示气动条件与真实条件下该客机在升力系数、阻力系数、升阻比和俯仰力矩系数上的对比。可以看出,增升装置在真实机构牵引下的气动性能与气动设计条件下的气动性能还是有一定误差的,特别是在较大迎角时。误差的影响尚需要谨慎分析和计算,根据实际情况做出决策。

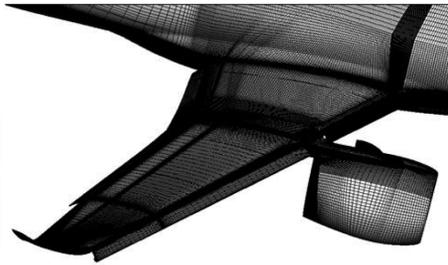


图 11 着陆构型三维结构网格

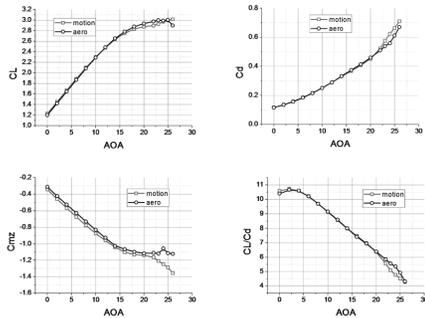


图 12 增升装置在机构引导下与气动设计状态气动性能对比

4 一体化设计平台优缺点

增升装置气动机构一体化设计平台作为一个完全面向工程应用的产品,具有很强的实用性。平台的设计初衷是为初步设计阶段提供一个高逼真和低成本的可变增升构型及简易驱动系统,因此完全模拟真实情况下增升装置的设计流程,考虑设计过程的反复迭代性,将繁琐的建模工作交给平台自动化完成,从而节约了大量时间,缩短了研制周期。

该平台的设计理念是基于气动机构一体化设计,在多段翼设计之初便考虑到驱动机构运动条件的约束,以此为基础可以顺利地展开驱动机构的设计,因此避免了气动设计部门给出的前后缘增升装置位置不能达到的问题,提高了设计效率。

该平台利用了 CATIA 软件强大的运动仿真功能,可以在一轮设计完成之后精确测量前后缘增升装置在驱动机构的牵引下所能到达的空间位置,比较真实情况与气动设计状态的误差,并使用三维 CFD 进行气动性能校核,确保增升装置各项性能符合设计要求。

当然,该平台也有不足之处,主要是功能还不完善。首先缺少了从二维高速翼型到三维增升构型的自动建模功能,因此机构设计依赖于初始给定的机翼三维布局,导致平台通用性较差。其次,该平台还缺少重量评估和噪声评估模块,主要原因是我国目前缺乏相应的经验数据和实验数据以及成

熟的评估软件。相信在未来的不断实践中,这些缺点都可以得到弥补和完善。

5 结论

增升装置多学科综合设计是未来增升装置设计的主流。本文分析了大型客机新型后缘增升装置——铰链式襟翼在气动和机构上的优缺点,指出其良好的发展前景;介绍了铰链襟翼气动机构综合设计的方法,并为大型飞机增升装置气动机构一体化设计平台添加新的机构设计模块,进一步完善了该平台的功能。最后还指出增升装置会朝着简单化、多功能化方向发展,未来的设计平台需要不断发展完善,注重机构设计的真实性,增加通用性。

参考文献:

- [1] Peter K C R. High-lift systems on commercial subsonic airliners[J]. NASA Contractor Rept, 1996, 4746.
- [2] Recksiek M. Advanced high lift system architecture with distributed electrical flap actuation[C]. Aviation System Technology Workshop, 2009.
- [3] Daniel Reckzeh. Aerodynamic Design of Airbus High-Lift Wings in a Multidisciplinary Environment [C]. European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering, 2004.
- [4] 张卫民, 郝璇, 陈大斌, 等. 大型客机气动噪声预测[J]. 航空制造技术, 2010, 14: 58-61.
- [5] Pepper R, van Dam C, and Gelhausen P. Design methodology for high-lift systems on subsonic transport aircraft [C]. Proceedings of the 6th AIAA/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, Bellevue, WA, 1996.
- [6] 刘沛清, 李亚林, 舒培, 等. 大型飞机增升装置气动机构一体化设计平台的创建[J]. 民用飞机设计与研究, 2013, 1: 57-61.
- [7] Wang X L, Wang F, Li Y L. Aerodynamic Characteristics of High-Lift Devices with Downward Deflection of Spoiler[J]. Journal of Aircraft, 2011, 48(2): 730-735.
- [8] Daniel Reckzeh. Flying Community Friendly-The Role of High Lift Aerodynamics [C]. KATnet II conference 2009, Bremen.
- [9] 黄建国. 后缘襟翼运动型式的选择及其分析[J]. 民用飞机设计与研究, 2009, 3: 6-12.
- [10] Daniel Reckzeh. Aerodynamic Design of the High Lift Wing for a Megaliner Aircraft[J]. Aerospace Science and Technology, 2003, 7: 107-119.
- [11] Nelson T. 787 Systems and Performance [J]. The Boeing Company, 2005.