

大型客机机翼前缘缝翼气动 及其机构一体化设计

Aero-mechanism Integrated Design Platform for the Leading Edge High Lift Device on Large Aircraft

周志杰 刘沛清 李亚林 舒培 徐琳 王一帆 唐家驹 /

Zhou Zhijie Liu Peiqing Li Yalin Shu Pei Xu Lin Wang Yifan Tang Jiaju

(北京航空航天大学,北京 100191)

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

摘要:

前缘缝翼系统设计是一个涉及多目标、多学科综合的问题。针对这一复杂问题,首先解决了前缘缝翼支撑与驱动机构设计的诸多难点,然后利用 CATIA 二次开发技术,建立了一套气动和机构一体化设计平台,将前缘缝翼气动设计和机构设计有机地结合起来。大型客机前缘缝翼气动机构一体化设计子平台的功能是向用户提供前缘缝翼以及支撑与驱动机构设计参数的输入;然后驱动 CATIA 自动生成前缘缝翼起飞着陆状态的气动外形;在此基础上自动生成支撑与驱动机构零件,装配并仿真;最后通过高效的气动评估方法来评估前缘缝翼在机构引导下得到的起飞着陆性能是否满足总体设计要求。

关键词:大型客机;前缘缝翼;气动;机构;一体化设计

[Abstract] The design of slat system is a multi-target and multidisciplinary problem. In response to this complex issue, firstly difficult points in the design of the support and driving mechanism of leading edge slats are solved. Then by using the secondary development of CATIA, a set of aero-mechanism integrated design platform is established, which organically combines the leading edge slats aerodynamic design with the mechanism design. The function of this platform is to provide users with the inputs of the leading edge slats design parameters as well as support and drive mechanism design parameters, hereafter drive CATIA automatically generate leading slats and their takeoff/landing configurations, on this basis automatically generate the support and drive mechanism parts, and then finish the assembly and simulation, Finally by using efficient aerodynamic evaluation measures to judge whether the takeoff/landing performance of leading edge slats under the guidance of the mechanism meet the requirements of the overall design.

[Key words] Large Civil Aircraft; Leading Edge Slat; Aerodynamic; Mechanism; Integrated Design

0 引言

增升技术的重大突破将对进一步提高新一代民用客机的气动性能起着关键性作用,其在全球范围内也是一个很有挑战性的研究课题^[1]。增升装置系统设计属于多目标、多学科综合的设计问题,整体上必须满足飞机总体技术要求,包括在飞机性能上如安全性、可靠性、维修性和噪声等方面的要求;气动上需满足飞机起飞、着陆滑跑距离短和爬

升梯度的要求;结构上要求构件少、重量轻、连接简单,具有足够强度和刚度^[2]。

对于增升装置的设计,国外投入了大量人力、物力和财力进行研究,并建立了较为配套的设计、制造和试验手段,取得了丰富的经验^[3-4]。根据世界主要大型客机生产商的经验,传统的以气动设计为主的方法必然出现各种各样的问题。考虑到增升装置涉及多学科的特性以及当前增升装置设计的发展趋势,本文以气动、机构和驱动系统一体化设计的理念,在

CATIA 环境下完成一体化设计平台。

1 前缘缝翼气动和机构一体化设计思想

1.1 传统的增升装置设计思路

在增升装置发展的前期,设计师们将更多的注意力放在了气动设计上。这与多段翼的复杂几何外形和气流流场,以及增升装置气动性能的重要性有很大的关系。气动设计师往往在设计好前缘缝翼外形、缝道参数等之后,就将剩下的任务都交给机构设计师^[1]。但是随着大型客机及其增升装置的发展,复杂的增升系统机构带来了很多问题。空客公司飞机设计师在进行 A300^[5]、A320^[6]、A380^[7] 等型号设计时,发现气动设计与机构设计之间存在矛盾,意识到增升系统的气动设计不是独立的,而是一个受多学科限制影响的复杂过程。

1.2 前缘缝翼设计过程中遇到的问题

设计初期,在设计某大型飞机前缘增升装置时,首先确定前缘增升装置形式为前缘缝翼,并且综合考虑选择前缘缝翼支撑与驱动机构为齿轮齿条机构;然后在没有考虑机构限制的情况下,设计了前缘缝翼外形,以及前缘缝翼的缝道参数(包括起飞着陆构型下的缝道参数、重叠量和偏角)。然而,最终发现机构难以满足设计要求,在前缘缝翼气动设计与机构设计之间存在两个主要矛盾。

(1) 前缘缝翼三位置问题

按照气动设计要求,前缘缝翼应该能够在支撑与驱动机构的引导下到达巡航、起飞和着陆三个位置。而对于选定的齿轮齿条机构,其运动轨迹为圆弧,三个位置出现了过约束,即第三个位置(起飞位置)无法达到,如图 1 所示。此时,可以选择调整轨道参数,在着陆位置和起飞位置两者的损失量上做出协调;也可以选择调整气动设计结果,在缝翼沿轨道运动轨迹上选取一个起飞位置,从而需要重新设计缝道参数。

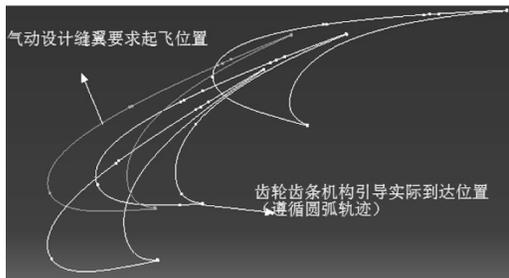


图 1 圆弧机构引导缝翼到达位置

(2) 前缘缝翼机构的两种运动形式

前缘缝翼机构有圆柱运动和圆锥运动两种运动形式。

圆锥运动形式的机构引导缝翼到达位置准确,如图 2 所示,其虚拟转轴与机翼前缘不平行,导致沿前梁布置的扭力管传来的力矩在每个轨道截面必须经过齿轮箱变向、变速,然后再传递给轨道,如图 3 所示。每个轨道截面的旋转半径不同,导致每个偏移齿轮箱的变速比、偏移距离和偏移角度各不相同,从而增加了设计难度及零件个数和重量。

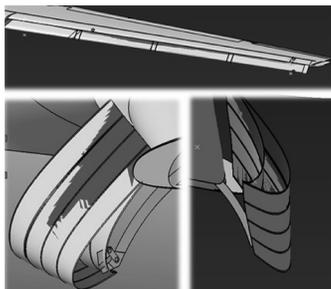


图 2 圆锥运动形式机构引导缝翼达到着陆位置

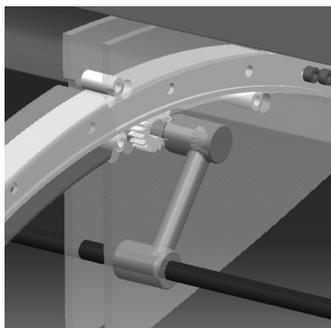


图 3 圆锥运动变向齿轮箱

圆柱运动形式机构,从设计流程上直接省略了变向偏移齿轮箱这套(10 个)复杂的机构,而只需要一个作动筒变速(各截面相同),这不仅使零件设计部分流程简化,同时减少了零件数量和重量,并且使扭力管的布置相对简单。圆柱运动形式的前缘缝翼机构虽然结构简单、重量轻,但是一般无法满足气动设计给出的缝道参数要求,如图 4 所示。

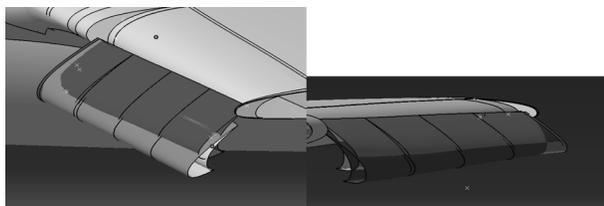


图 4 分别以内、外侧缝翼为基准截面设计轨道引导缝翼到达位置

综合比较以上两种运动形式机构的优缺点,根

据多学科设计综合最优的一体化思想,本文采用了与 A320 设计相似的圆柱运动形式的前缘缝翼机构。同时,在前缘缝翼子平台中,设计了圆锥运动形式机构,运动形式可选。

1.3 前缘缝翼气动和机构一体化设计思想

结合国外飞机设计经验,以及自身遇到的实际问题,总结得出前缘缝翼的气动和机构一体化设计思路。

当气动设计达到最优时机机构设计会很复杂,机构设计最优时往往又达不到气动设计最优,甚至达不到总体设计要求的起飞着陆性能。这时需要折中考虑,从两方面做出让步,这是一个迭代的过程,最终达到整个系统的最佳。因此,在前缘缝翼的设计中,气动和机构一体化设计非常重要。

2 前缘缝翼气动和机构一体化设计子平台

根据前缘缝翼气动和机构一体化设计思路,建立了大型客机前缘缝翼气动和机构一体化设计子平台。子平台是关于前缘缝翼的多学科设计与优化平台,将前缘缝翼的气动设计、机构设计有机地结合在一起,涉及前缘缝翼平面布置、气动设计、支撑与驱动机构设计、装配与仿真、机构零件材料选择以及气动评估等部分。前缘缝翼气动和机构一体化设计子平台包括以下功能模块。

2.1 前缘缝翼平面布置

前缘缝翼平面布置主要包括前缘增升装置活动面平面布置、机构轨道平面布置以及机翼前梁布置,并提供参数对应图例。输入参数对应后续模型的建立。

2.2 前缘缝翼机构选型

前缘缝翼机构选型包括选择前缘缝翼机构形式和机构的运动形式两部分。目前,平台机构形式为齿轮齿条机构,不可选,机构运动形式可选圆柱运动形式和圆锥运动形式。

2.3 前缘缝翼气动设计

前缘缝翼气动设计模块提供参数输入窗口,参数输入包括前缘缝翼外形控制曲线以及前缘缝翼缝道参数两部分,如图 5 所示,并提供解释参数具体含义的图例。

该模块在用户输入前缘缝翼外形控制曲线以及缝道参数后,会按照用户要求调用 CATIA 在高速巡航机翼的基础上自动生成前缘缝翼,从而生成前

缘缝翼巡航、起飞、着陆构型模型装配体。

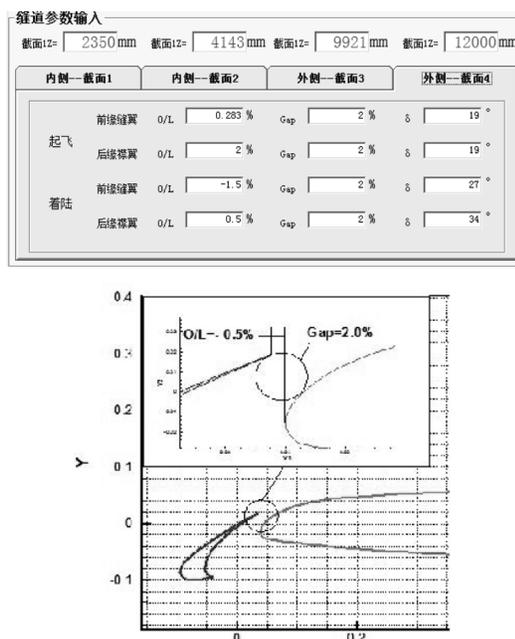


图 5 前缘缝翼缝道参数输入及图例

2.4 执行机构设计参数

执行机构参数计算模块需要用户设定几个与机构设计相关的参数,相关参数都有参数图例提供参考,如图 6 所示。然后根据模块中输入的参数,调用 CATIA 计算前缘增升装置支撑与驱动机构的二维参数,计算结果会返回给平台,如图 7 所示。

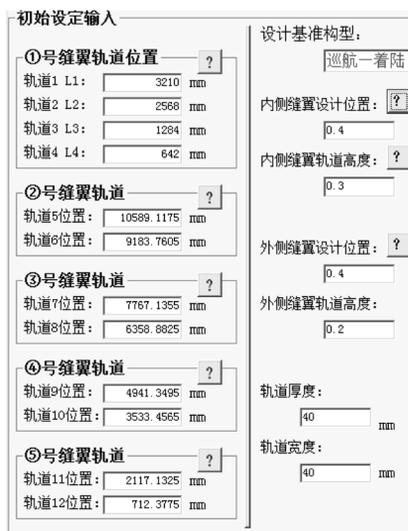


图 6 执行机构计算参数输入

然后以圆柱运动形式的机构设计为例介绍执行机构二维参数计算。

圆柱运动的特点是各点旋转半径相同,虚拟旋转轴和机翼前缘平行。不同轨道二维参数需要在不同轨道平面上测量,要确定多个测量平面。

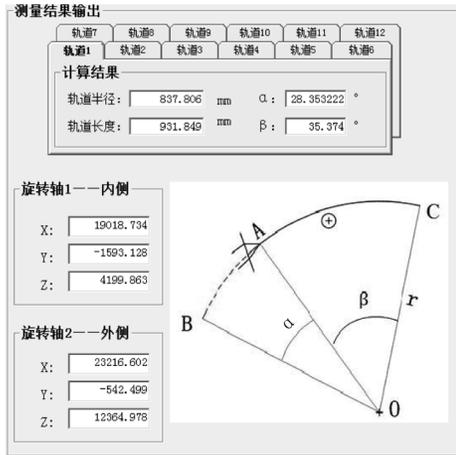


图7 执行机构计算结果

首先需要确定虚拟旋转轴,虚拟旋转轴是一条直线,有两种方法可以确定:一是通过两个点;二是通过一个点加一个方向向量。圆柱运动形式虚拟旋转轴平行于前缘,前缘确定了方向,只需要确定一个点,即圆心 O ,就可得到虚拟旋转轴。在图8所示截面中两条曲线分别为巡航状态、着陆状态前缘缝翼外形轮廓图。在两个状态的缝翼上分别选取前缘点和后缘点(任意两点也行),并将两点对应连接,两条连线中垂线的交点即是运动的圆心点 O 。

在此基础上,根据用户的设定设计基准截面和轨道高度,如图9所示。在轨道平面上测量机构生成所需的各个参数,这些平面的二维参数可以参见前缘缝翼机构二维运动简图,如图10所示。

图9中前梁高度为 MN ,其值代表轨道高度, MN 太小, A/B 点位置太高,轨道相对于主翼前缘开口太靠前,会严重影响到前缘气动效果; MN 值太大, A/B 点太靠下,该处轨道与缝翼连接件难以布置,会伸出主翼下表面。目前此问题最严重的截面是轨道12截面。

图10中,圆柱运动形式机构平面设计需要测量的参数有:轨道半径 R 、偏角 α 、偏角 β 、弧长 \overline{AB} 以及弧长 \overline{AC} 。

2.5 主要零部件详细设计

根据二维平面设计中所提供的各截面运动学参数,以及强度设计所提供的零件粗细、圆角截面形状等详细信息,就可以进行下一步机构三维设计。

圆柱运动形式机构每个轨道截面的主要零件如图11所示,扭力管提供的力矩经过作动筒减速传递给小齿轮(作动筒内部有复杂减速齿轮组),小齿轮带动齿条运动,齿条、轨道和缝翼三者固连,如此

缝翼完成打开收回运动。

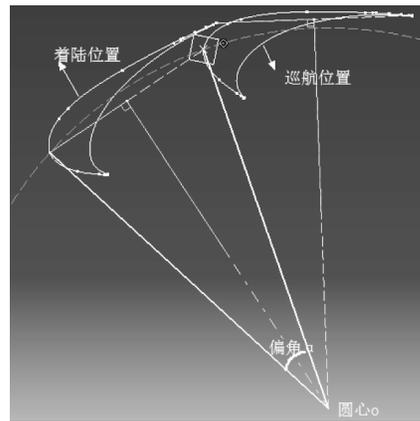


图8 两个位置确定截面轨道参数

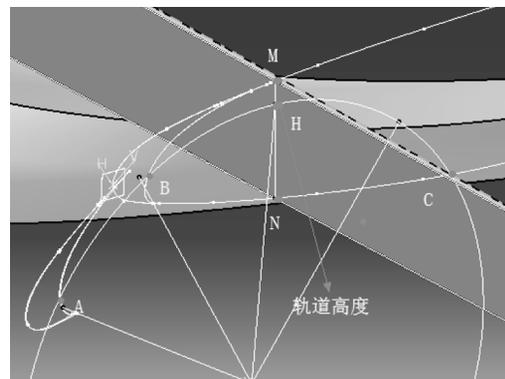


图9 前缘缝翼轨道高度影响

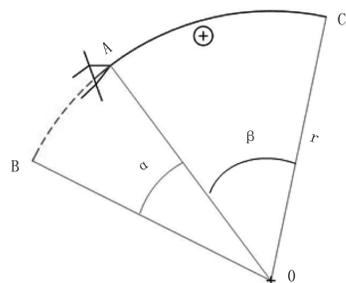


图10 前缘缝翼机构运动简图

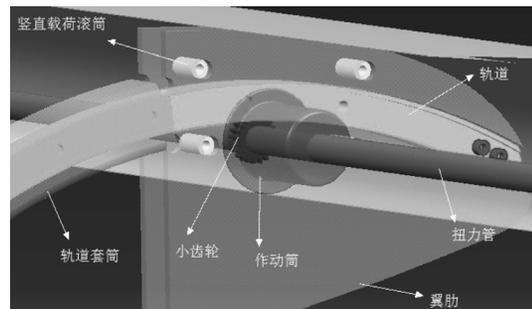


图11 圆柱运动形式执行机构主要零件

发动机挂架的存在使前缘缝翼分成内侧和外侧两段。由于内外侧缝翼缝道参数设计不统一,外侧扭力管会产生一个偏角为零的偏移,所以在内外

侧缝翼之间需要一个偏移齿轮箱来完成扭力管的平行偏移。

2.6 前缘增升系统装配及运动学仿真

在所有零部件生成完之后,平台会调用 CATIA 自动完成前缘增升系统的装配,并且实现运动机构仿真,如图 12 所示。

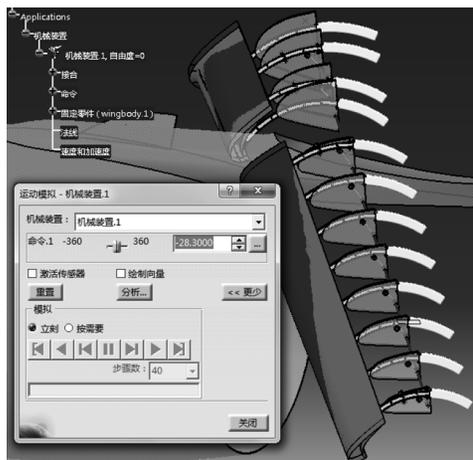


图 12 前缘缝翼机构 DMU 运动模拟

进行运动学仿真,按照机构约束福勒展开前缘缝翼,将前缘缝翼在机构引导下到达的位置与之前完全按照气动设计生成的起飞、着陆构型进行对比,检测机构是否能满足要求。一般情况下会有误差,平台会自动返回一组模型的位置误差数据。

2.7 选材与重量计算

前缘增升装置选材与重量估算包括增升装置各零件材料具体选定。

根据国外文献以及飞机维修手册等资料,前缘缝翼各主要零部件的材料类型基本上已经确定。比如前缘缝翼的主铆接结构、主翼翼肋、前梁以及蒙皮都是铝合金板材,考虑到减重需求,目前很多新型飞机采用复合材料;轨道是合金钢锻件,并且采取适当表面处理,同时扭力管也采用合金钢材料;轨道和缝翼的连接件是钛合金材料;而对于一些标准件,比如齿轮、轴承等均有相关标准。

在材料类型下还有具体的材料牌号,子平台根据选择的材料牌号,然后根据材料的特性对零件乃至整个机构进行评估,评估包括重量、零件数量、维修性、成本等多方面因素。

2.8 前缘缝翼气动评估

对机构引导缝翼到达起飞、着陆位置的前缘缝翼进行气动评估。评估技术包含一套高效 CFD 数值模拟技术,将计算结果与总体性能要求比较,并且返回气动评估数据。

根据气动评估返回的数据以及选材与重量估算模块给出的评估,可以对前缘缝翼系统设计结果进行判断,如果符合设计要求,就保留设计结果,如果设计结果不符合要求,需要修改气动设计参数,再次进行以上步骤迭代。

3 结论

本文针对前缘缝翼系统多目标、多学科复杂的复杂设计问题,结合国外飞机设计以及自身遇到的问题,总结出前缘缝翼气动和机构一体化设计思路,利用 CATIA 二次开发技术建立了大型客机前缘缝翼气动和机构子平台。然后着重介绍了大型客机前缘缝翼气动和机构一体化设计子平台,子平台解决了前缘缝翼机构设计与气动设计的主要矛盾,将前缘缝翼气动设计和机构设计有机结合,为前缘缝翼气动机构迭代设计提供了强有力的工具,大大缩短了大型飞机增升装置的设计周期,节省了成本。

参考文献:

- [1] Peter K. C. Rudolph. High-Lift Systems on Commercial Subsonic Airliners[R]. NASA Contractor Report4746,1996.
- [2] 李有吉. 飞机总体设计技术[M]. 西安:西北工业大学出版社,2002.
- [3] 姜澄宇,宋笔锋. 从国外民机重大研究计划看我国大型民机发展的关键技术[J]. 航空制造技术,2008(1):28-33.
- [4] Hansen H, Thiede P, Moens F, Rudnik Rand Quest J. Overview about the European High Lift Research Programme EU-ROLIFT[R]. AIAA,2004;2004-0767.
- [5] McRae DM. The aerodynamic development of the wing of the A300B[J]. Aeronaut J 1973,77;367-79.
- [6] Wedderspoon JR. The high lift development of the A320 aircraft[R]. ICAS,1986: 86-2.3.2.
- [7] Daniel Reckzeh. Aerodynamic design of airbus high-lift wings in a multidisciplinary environment. ECCOMAS. 2004C. P. van Dam. The aerodynamic design of multi-element high-lift systems for transport airplanes[J]. Progress in Aerospace Sciences,2002 (38):101-144.
- [8] Wedderspoon JR. The high lift development of the A320 aircraft[R]. ICAS, 1986: 86-2.3.2.
- [9] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册(第5册):民用飞机总体设计[M]. 北京:航空工业出版社,2001.
- [10] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册(第6册):气动设计[M]. 北京:航空工业出版社,2001.
- [11] 顾涌芬. 民用飞机总体设计[M]. 上海:上海交通大学出版社,2010.