

大型飞机增升装置气动机构一体化设计平台的创建

Aero-mechanism Integrated Design Platform for High Lift Devices on Large Aircraft

刘沛清 李亚林 舒培 周志杰 何雨薇 徐琳 王一帆 唐家驹 /
Liu Peiqing Li Yalin Shu Pei Zhou Zhijie He Yuwei 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:

根据大型飞机整体技术要求和起飞着陆增升装置设计总要求,确定增升装置总体设计流程,建立气动机构一体化设计思想。在 CATIA 环境下进行二次开发,将气动、机构连接起来,形成一体化设计与仿真平台。平台的功能可以实现通过用户输入缝道参数和选择增升装置机构来驱动 CATIA 生成相应的增升装置的执行机构和传动机构,最后通过调用 CFD 工具来评估大型飞机的起飞着陆性能是否满足总体设计要求。

关键词:后缘增升装置;气动设计;机构设计;一体化设计

[Abstract] According to the whole technological demands and takeoff and landing demands for high lift devices on large aircrafts, this article summarizes a process of how to design high lift devices and presents an integrated design idea connecting aerodynamics and mechanism design. By use of the secondary development of CATIA, a set of aero-mechanism integrated design platform is established, which provides users takeoff/landing configurations of high lift devices with the inputs of design parameters as well as supporting systems. Finally using efficient aerodynamic evaluation measures judges whether the takeoff/landing performance of high lift devices under the guidance of the mechanisms meet the requirements of the overall design.

[Key words] High Lift Devices; Aerodynamics; Mechanism; Integrated Design

0 引言

现代大型民机需要复杂的多段高升力系统来满足飞机起飞、降落时的性能要求。在当今充满竞争的民机市场中,大型飞机的设计趋势要求拥有更高效的增升装置,来满足在给定迎角和襟翼偏角下,最大程度地提高升力系数和升阻比。

增升装置设计属于多目标、多技术综合的设计。整体上必须满足飞机总体技术要求,包括飞机的性能如安全性、可靠性、维修性、噪声等方面;气动上必须满足飞机起飞、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;操纵上要便于维修、可靠、成本低、满足损伤容限要求等。

但是,目前有关增升装置设计的大量文献中极少有详尽地论述综合性的设计方法,绝大部分是按照单目标的设计理念进行的。比如,AMO. Smith^[1]等对增升装置的气动设计进行了详细论述,从而奠定理论基础。Peter K. C. Rudolph^[2]在《跨声速客机增升装置设计》中对大型飞机增升装置收放机构进行了详尽论述。但是,如何将大型飞机增升装置的气动设计和机构设计综合考虑,包括两者相互影响和相互制约的条件等很少提及。

近年来,C. P. Van Dam^[3-5]在增升装置综合设计上作了一定的工作。他从气动和机构两个方面对前人的工作分别作了综述,最后将气动和机构结合起来,阐明了两者的关系,并且对运输机的增升装置设计流程做了简单介绍,指出增升装置的

优化设计不是一个单目标的最优解,而是寻求系统多目标综合性能最优。

Daniel Reckzeh^[6]参与过包括 A380、A400M 和 A350XWB 等飞机的增升装置设计,积累了丰富的设计经验,在他近期所撰写的论文中详细阐述了空客公司在增升装置设计上的先进方法和手段。建立了气动和机构一体化的设计思想,并且从经济性、可靠性等多方面对增升装置的优化设计进行了论述。

为了避免沿袭波音 747 飞机极其复杂的增升装置机构,空客公司从机构的简单化出发,在气动与机构设计方面进行了大胆的革新,将气动和机构一体化设计理念成功地运用于 A320 飞机中。继而在 A380 增升装置设计中得到了进一步的发展,创建了目前最先进的在 CATIA 环境下气动和机构一体化综合设计平台,为我国设计大型客机增升装置提供了可借鉴的先进经验。

1 增升装置设计流程

增升装置设计的一般流程如图 1 所示,主要分为初步设计、设计定型以及制造与试飞三个阶段。初步设计阶段主要是在设计好的高速机翼上进行多段翼的气动设计,同时要经过多轮迭代,选取最优的缝道参数,从而满足飞机的起飞、着陆性能要求。

设计定型阶段主要是进行气动机构的综合设计。先由初步设计阶段设计好的多段翼型作为机构设计的条件,设计一套高效可靠的襟翼收放机构来操纵襟翼到达飞机在起飞、巡航、着陆等条件下的位置。在这一阶段的设计过程中会出现一个气动设计和机构设计之间的矛盾,即气动设计达到最优时机构设计会很复杂,机构设计最优时往往达不到气动设计的最优,甚至达不到总体设计要求的起飞、着陆性能。此时就要折衷考虑,在两方面作出让步,最终达到整个系统的最优。

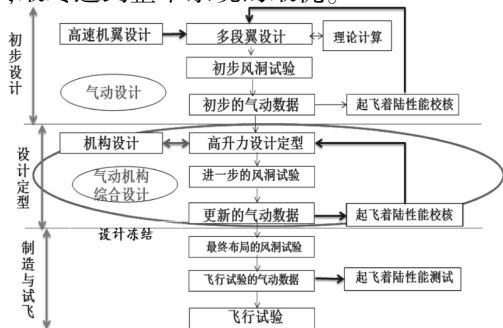


图 1 增升装置设计流程图^[4]

2 气动和机构一体化设计理念

借鉴空客公司增升装置设计的先进经验,针对增升装置的复杂性,本文建立了气动和机构一体化设计理念,如图 2 所示。整个设计过程依次按照气动设计、平面布置、机构选型与设计、整流罩设计、运动仿真、气动评估以及综合优化设计的顺序进行迭代循环。最终形成满足气动机构等综合性能要求的增升装置。

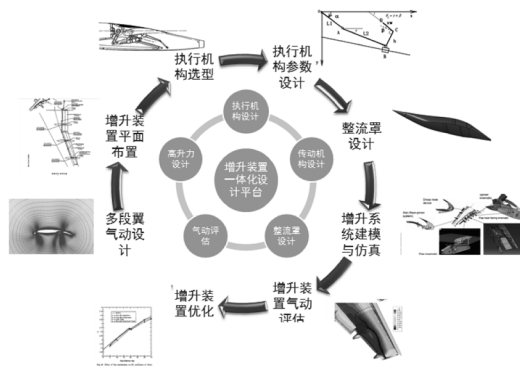


图 2 增升装置气动机构一体化设计流程图

在上述气动和机构一体化设计理念中,特别需要重视以下两点:

(1) 飞机设计的迭代性要求。增升装置设计是集气动、机构、结构强度、控制等多学科一体的交叉设计。所以在设计中要进行多学科综合考虑,反复迭代和不断修正,直至达到系统综合性能最优。

(2) 大型客机系列化发展的要求。任何一款新型的大型客机都必须兼顾系列化的发展需要,从而对增升装置的适应性提出更高的要求,这给设计带来了更大的难度。

3 气动和机构一体化设计平台

根据图 2 提出的综合设计思想,在 CATIA 环境下,构建了多段翼设计模块、增升装置平面布置模块、执行机构选型模块、执行机构参数设计模块、整流罩设计模块、增升装置建模与仿真模块、增升装置气动评估模块和增升装置优化模块。将这些模块按图 2 的顺序综合起来,搭建了气动机构一体化设计平台,并在我国某大型飞机中得到初步应用。

该综合设计平台的主界面如图 3 所示。其中在界面的左侧列出了所用到的各模块名称。

如图 4 所示,在 CATIA 环境下,进行二次开发,将气动、机构、驱动系统子平台连接起来,形成一体化设计与仿真平台。



图3 一体化设计平台主界面

平台的功能可以实现:通过用户输入缝道参数和选择增升装置机构来驱动 CATIA 生成相应增升装置的执行机构和传动机构,最后通过调用 CFD 来评估大型飞机的起飞着陆性能是否满足总体设计要求。

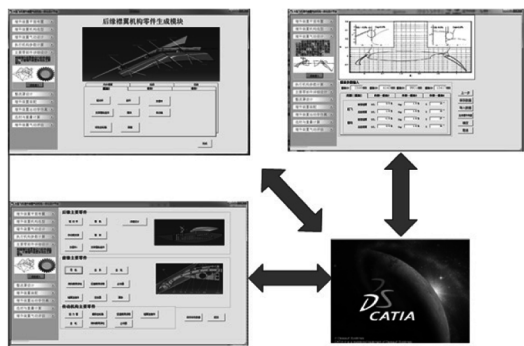


图4 平台与 CATIA 之间的交互

3.1 平面布置模块

如图 5 所示,该模块为用户输入模块,输入信息包括机翼上活动面的位置信息、前后梁的位置信息和增升机构在机翼上的位置信息,这些数据在之后的模块中都会有所引用。

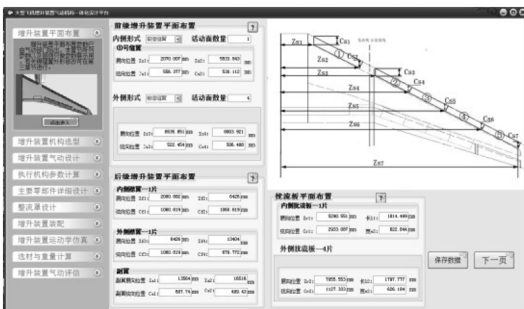


图5 增升装置平面布置界面

3.2 机构选型模块

如图 6 所示,该模块为用户提供了迄今为止在各种大型客机中使用过的增升装置机构,如简单铰链机构、丝杠滑轨机构、简单四连杆机构、倒置四连杆机构以及连杆滑轨机构。不同的机构有不同的

特点,用户可以点击对应的按钮查看该机构的优点和使用情况,用户根据设计的飞机情况选用适合此型飞机的增升机构。



图6 机构选型模块界面

3.3 气动设计模块

如图 7 所示,气动设计模块的主要作用是襟缝翼相关状态缝道参数的输入,根据用户输入的缝道参数,平台会自动调用 CATIA 进行襟缝翼相关位置模型的生成,这是参数化设计的核心。用户在这一步可以输入不同的缝道参数组合,驱动后面的程序进行计算、建模、总装和运动仿真。

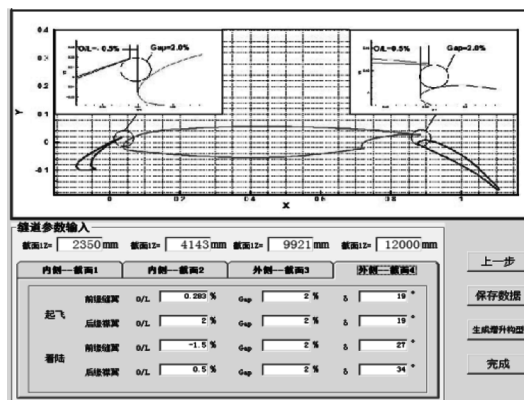


图7 气动设计模块界面

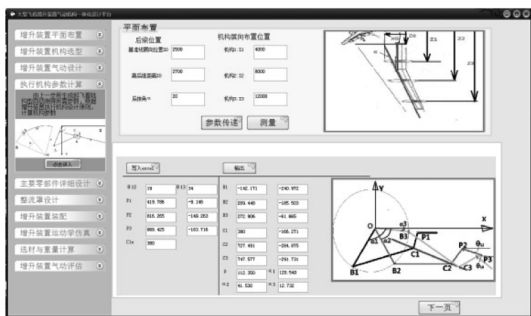
3.4 控制机构设计模块

如图 8 所示,该模块主要作用是根据气动设计给出的前缘缝翼和后缘襟翼在巡航、起飞和着陆时的位置信息作为已知条件,求解齿轮齿条机构以及连杆滑轨机构中各个关键零部件的尺寸。用户不需要进行大量的数据输入,只需要点击【测量】,软件会自动调用 CATIA 对所需参数进行测量计算,并将测量数据自动写入到相应的 textbox 中,用户检查数据正确无误后,只需要点击【计算】,软件平台即可自动调用 Matlab 计算工具,利用已经写好的代码进行计算,计算结果会自动写入相应的 textbox 中。

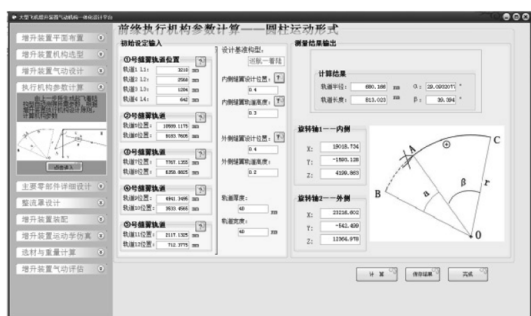
3.5 零件建模模块

如图 9 所示,零件建模模块的功能主要是根据

【参数计算模块】计算出来的机构尺寸作为输入,对
 增压装置中的机构零件进行逐一建模,用户在此模
 块中只需要点击【参数传递】和【建模】就能实现零
 件的生成。

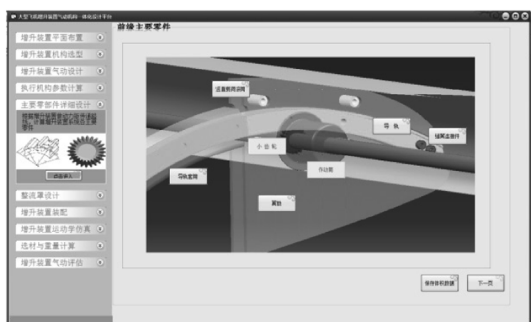


a) 后缘机构参数计算

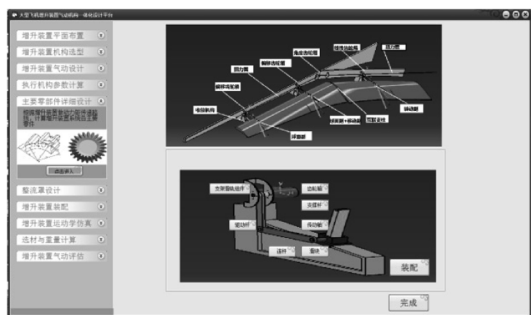


b) 前缘机构参数计算

图8 控制机构参数计算



a) 前缘零件建模界面



b) 后缘零件建模界面

图9 零件建模模块计算界面

3.6 整流罩生成模块

如图 10 所示,整流罩的设计包括整流罩外形设计和整流罩的运动设计。整流罩主要作用是包覆后缘增压装置机构系统,起到整流的作用。但是在飞机巡航飞行时,整流罩相当于一个附加物,会产生额外的阻力。此模块按照整流罩的设计原则,提取收放机构尺寸中对整流罩尺寸产生关键影响的几个参数对整流罩进行构型。整流罩分为固定在机翼下表面的部分和跟随收放机构运动的部分。整流罩的跟随运动可以用简单的杆组机构实现,没有进行精细的设计,在以后的工作中还可以加以完善。

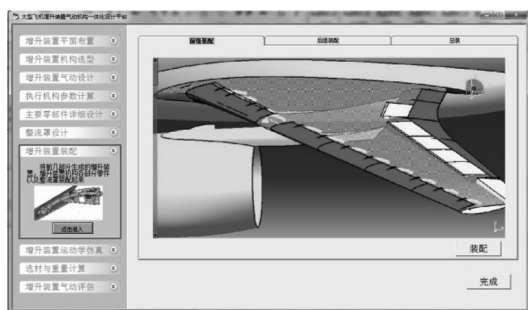


图10 整流罩生成模块界面

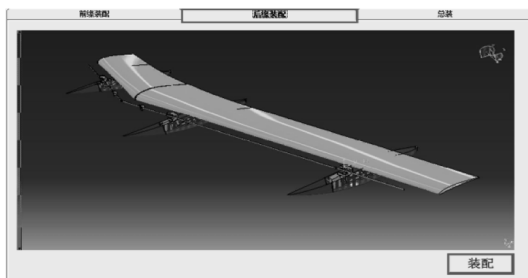
3.7 装配和运动仿真模块

如图 11 所示,装配模块对生成的大量零件进行自动装配。整个增压装置系统的主要零件达 200 多个,是一个极其复杂的过程,如果人工装配则需要耗费大量的时间。装配模块事先定义好各个零件之间的约束关系,在这个模块中用户只需要点击【装配】按钮即可完成前后缘增压装置的装配。装配好的增压装置被自动设定为收起位置。

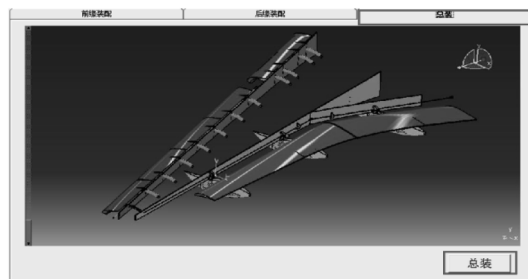
运动仿真模块主要是对之前装配好的前、后缘增压装置系统进行运动仿真,模拟飞机在起飞时襟缝翼由收起位置运动到起飞位置;在起飞阶段结束后,模拟襟缝翼由起飞位置收起到巡航位置;在准备着陆时,模拟襟缝翼由巡航位置运动到着陆位置。运动仿真模块能直观、真实地反映整个增压系统的运行情况,包括扭力管的转动、齿轮齿条机构的运动情况、连杆滑块机构的收放运动情况以及各个齿轮箱传递扭矩的情况。同时检查各个部件在运行过程中是否存在干涉,以及襟缝翼运动的协调性、内外侧襟翼运动的连续性和同步性,甚至可以测出襟缝翼的运动参数,如位移、速度、加速度等,从而实时反映增压装置的运行情况。



a) 前缘装配



b) 后缘装配



c) 前后缘总体装配

图 11 装配和运动仿真模块

3.8 选材与重量计算模块

如图 12 所示,增升装置选材与重量估算模块包含增升装置各零件材料的选定。

根据国外文献以及飞机维修手册等资料,增升装置各主要零部件的材料类型已基本确定。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;考虑减重要求,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、轴承等有相关标准。

增升平台根据选择的材料型号以及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、维修性以及成本等多方面因素。

3.9 气动评估模块

如图 13 所示,气动评估模块的主要功能是对安装了机构约束之后的增升装置作气动评估,找出有

机构约束和无机构约束(气动设计)时增升装置气动性能之间的差异,并与总体性能指标作对比,最终得出该增升装置机构的可行性。考虑到要缩短增升装置进行一轮设计的周期,气动评估数据主要是利用航空工程权威数据库中的工程估算公式计算得到。

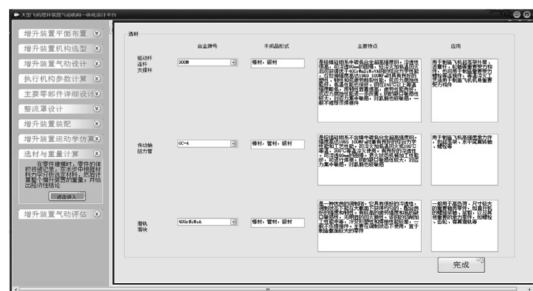


图 12 选材与重量计算模块界面

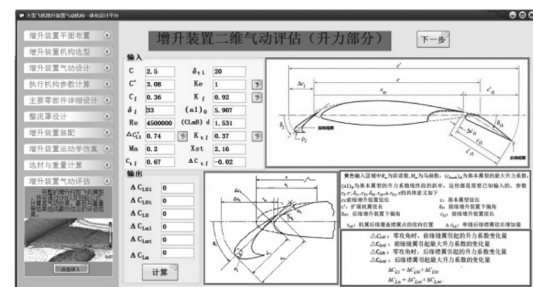


图 13 气动评估模块界面

4 结论

本文针对大型飞机总体设计和起飞着陆对增升装置设计的技术要求,确定了增升装置总体设计流程,建立起气动和机构一体化设计理念,并在 CATIA 环境下进行二次开发,将气动、机构等设计模块连接起来,创建了一体化设计与仿真平台,为我国大型飞机增升装置设计提供了有效的工具。

参考文献:

- [1] AMO Smith. High-lift Aerodynamics[J]. Aircraft, 1975.
- [2] Rudolph PKC. High-lift systems on commercial subsonic airliners[J]. NASA CR 4746, 1996.
- [3] C. P. van Dam. Aero-mechanical design of high-lift systems.
- [4] C. P. van Dam. The aerodynamic design of multi-element high-lift systems for transport airplanes[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2002 (38): 101-144.

(下转第 75 页)

交互。

- (1) 通信转换器:
 - a) RS 424 接口;
 - b) ARINC 618 接口;
 - c) TCP/IP 接口;
 - d) ADS-B 数据获取网关,支持 FTP 数据交互方式,或 Active MQ 数据交互方式;
 - e) 预留 ARINC 429 接口能力。
- (2) 机载和地面部分的接口:
 - a) 机载 VHF 电台仿真设备提供 RS 232 或其他通信接口实现与机载系统模拟器的连接;
 - b) 地面 VHF 电台仿真设备提供 RS 232 或其他通信接口实现与 CNS/ATM 管制工作站系统的连接。
- (3) CNS/ATM 管制工作站系统接口:
 - a) Active MQ 接口;
 - b) Socket 接口。
- (4) 数据库:
 - a) 导出解码后的 ADS-C 数据;
 - b) 导出解码后的 ADS-B 数据;
 - c) 导出解码后的 CPDLC 数据。

4 技术效果和研究意义

本研究的顺利完成,将对大型客机机载通信管理功能系统的研制和验证工作产生巨大的推动作用:

- (1) 通过在测试平台上的功能测试,能够确定大型客机通信管理功能系统中的 AFN/CM、CPDLC 与 ADS-C 应用的功能,对详细设计有着辅助作用;
- (2) 通过在测试平台上的功能测试,能够直观地了解合理的数据信息显示情况,对 AFN/CM、CP-

DLC 与 ADS-C 应用的控制显示界面中人机工效设计具有指导作用;

(3) 测试平台能够配合机载通信管理功能系统,实时完成 ARINC 618/620 格式数据解析,是完成大型客机机载通信管理功能系统的 AFN/CM、CPDLC 和 ADS-C 应用机上地面功能试验、MOC5(机上地面试验)和 MOC6(飞行试验)的必要条件;

(4) 测试平台能够配合机载通信管理功能系统,测试各种管制条件下地面系统对大型客机通信管理功能系统中 ADS-C 信息的控制能力;

(5) 本平台可对 AFN/CM、CPDLC 与 ADS-C 的操作程序和维护程序文件的确定提供重要支持作用;

(6) 本平台完成后,将使得飞机主机商具备在整机运行模式下对数据链系统中飞机 AFN/CM、CPDLC 和 ADS-C 功能进行测试的综合能力。

参考文献:

- [1] AC-121-FS-2008-16R1,航空运营人使用地空数据通信系统的标准与指南。
- [2] 刘天华.民用飞机数据链通信管理技术[J].电讯技术,2010,5:84-88.
- [3] 周其焕.自动相关监视及其数据链的标准[J].中国民航学院学报,1995,3:70-85.
- [4] 罗银辉,张娅岚.新型数字航空通信系统概述[J].数字技术与应用,2011,8:22-23.
- [5] 李建军,张军,罗喜伶,刘锋.空地数据链机载仿真系统设计研究[J].航空电子技术,2003,3:24-28.
- [6] 杨小强,黄智刚,张军,祝贺.基于空地数据链的飞机状态监控系统的实现[J].电讯技术,2003,1:68-72.

(上接第 61 页)

- [5] C. P. van Dam, S. G. Shaw, J. C. Vander Kam, R. R. Brodeur. Aero-Mechanical Design Methodology for Subsonic Civil Transport High-Lift Systems[J]. Aerodynamic Design and Optimisation of Flight Vehicles in a Concurrent Multi-Disciplinary Environment, 1999.
- [6] Daniel Reckzeh. Aerodynamic Design of the A400M High-Lift System.
- [7] 仪志胜,何景武.民用飞机后缘襟翼机构设计仿真计算

研究[J].飞机设计,2010,1:43-46.

- [8] 黄建国.后缘襟翼运动型式的选择及其分析.民用飞机设计与研究[J],2009,3:8-12.
- [9] 黄建国.后掠襟翼沿顺气流方向运动的设计.民用飞机设计与研究[J],1991,3:21-26.
- [10] 严少波,黄建国.飞机后缘襟翼运动同步性设计与计算.民用飞机设计与研究[J],2011,1:20-24.