二维增升装置气动外形与驱动机构综合优化研究

刘睿, 白俊强, 刘南, 沈广琛

(西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072)

摘 要:为了减少增升装置设计过程中气动外形与驱动机构的往复迭代时间,搭建了二维增升装置气动外形及驱动机构综合优化设计平台,文中对四连杆机构以及连杆滑轨机构约束下的二维多段翼型进行优化设计和分析对比。优化结果显示,四连杆机构和连杆滑轨机构对应的着陆和起飞构型气动性能均有所提升。四连杆机构杆长减小了 64.15 mm(2.7%),连杆滑轨机构在不考虑滑轨的情况下,杆长减小 237.3 mm(14.7%)。这种气动机构综合优化设计对于缩短增升装置设计周期,降低设计成本具有现实意义。

关 键 词:迎角;流场;运动学;升阻比;机构; 压力分布;网格生成;气动外形;增升装置;综合优化

中图分类号:V211.52 **文献标志码**:A **文章编号**:1000-2758(2015)04-0525-08

增升装置设计对于一架大型运输机研制成败有着至关重要的影响。尽管增升装置只在起飞和着陆状态使用,然而增升装置的性能对于整架飞机的经济性有着很重要的影响[1]。Van Dam[2]的一篇文章中提到,一架典型的双发长航时跨声速运输机的起飞升阻比增加 1%,就可以增加 1 270 kg 的货物或者多飞 278 km。相似的,最大升力系数增大 1.5%,在给定的进场速度下,可以增加 2 990 kg 的载重。这些例子展示了增升装置精细设计可以带来的性能潜力。

除了经济性之外,增升装置的性能对于整架飞机的安全性同样有着相当重要的影响。根据空客对 1958~2013 年的飞行事故统计,大约有 80%的飞行事故发生在起飞和着陆过程。其中有 67%发生在着陆过程(包括进场和着陆滑跑阶段)。在对以往进场之后的着陆过程中发生的空难调查显示,着陆空难发生率与进场速度密切相关。一般说来,小的进场速度和着陆滑跑距离可以减小着陆过程的空难发生率[3-4]。增升装置通过提高升力系数来减小进场速度,进而减小着陆滑跑距离。因此,各大飞机制造商都在努力提高增升装置性能以提高飞机安全性和经济性,从而提高飞机的市场竞争力。

然而,仅仅针对给定增升装置进行气动性能优化是不满足工程实际应用要求的。一般情况下通过优化得到具有优秀气动性能的增升装置很有可能找不到合适的驱动机构驱动襟翼至优化位置。因此,考虑增升装置驱动机构,进行气动外形和驱动机构综合优化对于减少设计成本以及提高增升装置的性能有着非常重要的意义。在国内,刘沛清等[5]研究了波音 787 的后缘襟翼定轴旋转机构与扰流板下偏联动对增升装置性能的影响,这种定轴旋转机构在主翼后缘约束下,为了保证得到良好的缝道参数,襟翼弦长较短,虽然搭配扰流板下偏技术可以获得较优的缝道参数,然而相对于四连杆机构、连杆滑轨机构等,气动效率依然较低。在国外,Van Dam[2]建立了增升装置气动性能与襟翼缝道参数的数据库,通过分析襟翼驱动机构的运动与缝道参数的关系来进行气动机构综合优化设计,这种方法建立气动数据库的过程是非常耗时的。Takenaka 等[6]利用遗传算法研究了起飞构型气动性能与运动性能之间的平衡。Kolla 等[7]主要研究了在满足襟翼收放约束下的着陆襟翼的气动外形优化,并未考虑机构参数对于气动性能的影响。

收稿日期:2014-10-28

作者简介:刘睿(1992—),西北工业大学硕士研究生,主要从事飞行器气动外形设计研究。

为了使起飞和着陆性能在可实现的驱动机构下匹配并且得到较好的性能,基于白俊强、刘南等构建的多段翼型气动外形优化系统[8-9],本文进一步考虑驱动机构的影响,搭建了一套针对气动外形和驱动机构进行综合优化设计的平台。由于目前主要的大型民用运输机后缘襟翼驱动机构多采用四连杆机构和连杆滑轨机构,因此,本文仅对这 2 种典型机构进行优化设计和对比分析。

1 气动外形与驱动机构综合优化系统

本文的优化设计系统主要依托 Admas 运动仿真软件和 ModeFRONTIER 优化环境搭建而成,其主要包含轨迹输出模块、运动干涉检查和襟翼生成模块、动网格模块和 CFD 计算模块。取样流程图如图 1 所示,主要实现过程为:

1) 将机构参数读入 Adams 宏中;

2) 运行 Adams 宏,输出对应的襟翼前后缘点运动轨迹;

3) 通过每个轨迹点襟翼的位置,判断运动过程中襟翼主翼是否干涉,如果发生干涉,则剔除该点,如果不发生干涉,通过起飞襟翼偏角和着陆襟翼偏角得到起飞和着陆构型;

4) 通过动网格技术生成新构型的网格。

5) 进行 CFD 计算。

1.1 运动轨迹输出

通过 Adams 仿真软件对驱动机构进行建模,制作 Adams 输出襟翼前缘点和后缘点运动轨迹的宏文件,修改宏文件中关于机构建模的参数,运行宏文件,输出新的襟翼前缘点和后缘点运动轨迹。

1.2 运动干涉检查和襟翼生成

该模块通过自编程序实现,在得到襟翼前后缘点运动轨迹的情况下,通过给出襟翼在起飞位置和着陆位置的偏角,可以得到襟翼起飞和着陆的位置,在着陆偏角范围以内,对逐个轨迹点得到的襟翼进行是否与主翼干涉的检查。如果发生干涉,则停止生成襟翼,该个体将从优化种群中剔除掉。如果不发生干涉,则输出新生成的起飞和着陆襟翼,并输出对应的缝道参数,包括搭接量和缝道宽度。

1.3 计算网格与方法可信度验证

近年来,工程中对流场进行数值模拟的主要方法是雷诺平均 Navier-Stokes(Reynolds Averaged Navier-Stokes,RANS)方程。本文采用基于 RANS 方程的程序对三段翼型流场进行求解,程序采用有限体积法进行空间离散,离散格式为二阶 Roe 格式,为了封闭雷诺平均带来的不封闭的雷诺应力项,引入 SST 湍流模型对方程进行封闭[10]。

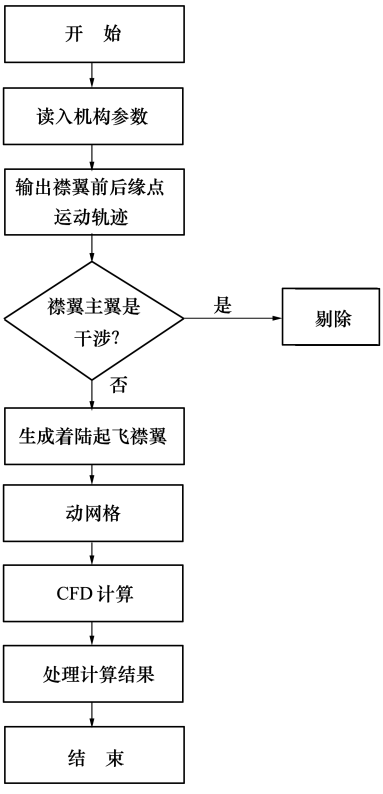
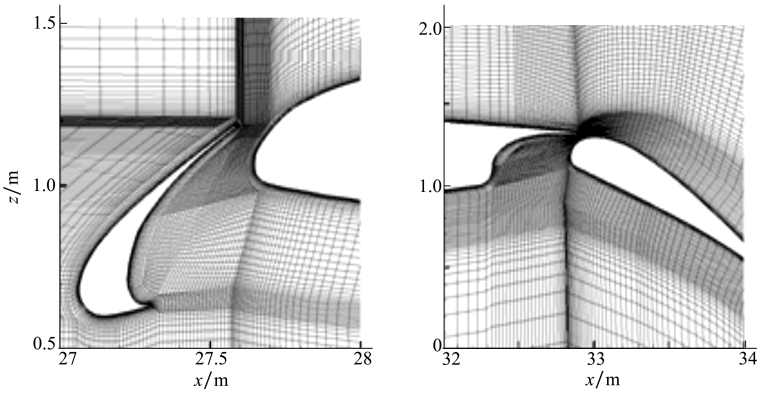


图 1 取样流程图

由于三段翼型的流动现象非常复杂,对三段翼型进行精细的网格划分是保证流场求解精度、抓住流场细节的必要条件。本文对三段翼型采用精细划分的结构网格并在缝翼尾迹、主翼尾迹以及襟翼尾迹区进行加密。图 2 为对典型的三段翼型进行的结构网格划分示意图。

本文采用 DLR-F15 标模进行计算方法可信度验证,CFD 计算结果与实验值的压力分布对比如图 3 所示,由于实验风洞壁面影响,实验值与计算值略有差别。计算状态:$Ma=0.15$,$Re=2.0\times10^6$。

从压力分布的对比可以看出,本文采用的 CFD 计算方法与网格对三段翼型的压力分布模拟结果较好,证明了本文采用的 CFD 方法与网格的可靠性。



a)　着陆前缘缝翼网格　　b)　着陆后缘缝翼网格

图 2　三段翼型结构网格划分　　图 3　风洞实验与 CFD 计算压力分布对比

1.4　动网格方法

动网格技术是在进行优化过程中根据几何的变化快速获得新构型计算网格的技术。本文在气动外形与驱动机构综合优化过程中,采用 RBF 动网格方法生成新构型的网格。RBF 方法插值过程中仅需要网格点的坐标信息,无需节点间的连接信息,所以数据结构简单,并且计算效率较高,网格变形能力较强,在动网格方面广泛应用。其基本思路是利用 RBF 插值函数分别构造 2 个插值矩阵。其中一个是边界网格与模型坐标点之间的插值矩阵,另一个是边界网格与空间网格的插值矩阵。这 2 个插值矩阵的构造采用类似形式,其构造过程如下[11-12]:

$$\boldsymbol{C}_{ss}=\begin{bmatrix}0&0&0&0&1&1&\cdots&1\\0&0&0&0&x_{g_1}&x_{g_2}&\cdots&x_{g_N}\\0&0&0&0&y_{g_1}&y_{g_2}&\cdots&y_{g_N}\\0&0&0&0&z_{g_1}&z_{g_2}&\cdots&z_{g_N}\\1&x_{g_1}&y_{g_1}&z_{g_1}&\varphi_{g_1g_1}&\varphi_{s_1s_2}&\cdots&\varphi_{g_1g_N}\\\vdots&\vdots&\vdots&\vdots&\vdots&\vdots&\ddots&\vdots\\1&x_{g_N}&y_{g_N}&z_{g_N}&\varphi_{g_Ng_1}&\varphi_{g_Ng_2}&\cdots&\varphi_{g_Ng_N}\end{bmatrix}\tag{1}$$

式中,$\varphi_{g_1g_2}=\varphi(\|x_{g_1}-x_{g_2}\|)$,$x_{g_1}=(x_{g_1},y_{g_1},z_{g_1})$ 为模型点坐标。

$$\boldsymbol{A}_{fs}=\begin{bmatrix}1&x_{s_1}&y_{s_1}&z_{s_1}&\varphi_{s_1g_1}&\varphi_{s_1g_2}&\cdots&\varphi_{s_1g_N}\\\vdots&\vdots&\vdots&\vdots&\vdots&\vdots&\ddots&\vdots\\1&x_{s_N}&y_{s_N}&z_{s_N}&\varphi_{s_Ng_1}&\varphi_{s_Ng_2}&\cdots&\varphi_{s_Ng_N}\end{bmatrix}\tag{2}$$

$$\begin{cases}\boldsymbol{X}_s=\boldsymbol{A}_{fs}\boldsymbol{C}_{ss}^{-1}\boldsymbol{X}_g=\boldsymbol{H}\boldsymbol{X}_g\\\boldsymbol{Y}_s=\boldsymbol{A}_{fs}\boldsymbol{C}_{ss}^{-1}\boldsymbol{Y}_g=\boldsymbol{H}\boldsymbol{Y}_g\\\boldsymbol{Z}_s=\boldsymbol{A}_{fs}\boldsymbol{C}_{ss}^{-1}\boldsymbol{Z}_g=\boldsymbol{H}\boldsymbol{Z}_g\end{cases}\tag{3}$$

式中,$\boldsymbol{X}_s=(0,0,0,x_{s_1},\cdots,x_{s_N})$,$\boldsymbol{Y}_s=(0,0,0,y_{s_1},\cdots,y_{s_N})$,$\boldsymbol{Z}_s=(0,0,0,y_{z_1},\cdots,y_{z_N})$,这样就得到了模型坐标点与表面网格之间的插值矩阵。

$$\boldsymbol{C}_{ss}=\begin{bmatrix}\varphi_{s_1s_1}&\varphi_{s_1s_2}&\cdots&\varphi_{s_1s_N}\\\cdots&\cdots&\ddots&\cdots\\\varphi_{s_Ns_1}&\varphi_{s_Ns_2}&\cdots&\varphi_{s_Ns_N}\end{bmatrix}\tag{4}$$

$$\boldsymbol{A}_{fs}=\begin{bmatrix}\varphi_{v_1s_1}&\varphi_{v_1s_2}&\cdots&\varphi_{v_1s_N}\\\cdots&\cdots&\ddots&\cdots\\\varphi_{v_Ns_1}&\varphi_{v_Ns_2}&\cdots&\varphi_{v_Ns_N}\end{bmatrix}\tag{5}$$

2　气动外形与驱动机构优化算例

本文采用某宽体客机 kink 位置的三段翼型作为优化翼型,前缘缝翼弦长占巡航翼型弦长 10.87%,后缘襟翼弦长占巡航翼型弦长 25%。前缘缝翼的位置对起飞和着陆分别固定。优化计算状态为 $Ma=0.2$,$Re=4.66\times10^6$。

2.1　四连杆机构机翼优化设计

四连杆机构作为一种襟翼的驱动机构形式,波音较多采用。在 Boeing-747SP、Boeing-767、Boeing-777 上都有采用,只是复杂程度不同。本文采用波音公司为 Boeing-777 外翼段初始设计的四连杆机构[13]作为优化算例,其机构简图如下图所示:

该机构中 1 号杆和 4 号杆分别与机架铰接,2 号杆和襟翼固接,2 号杆和 3 号杆固接,1 号杆和 3

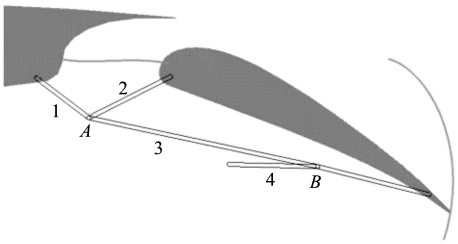


图 4 四连杆机构简图

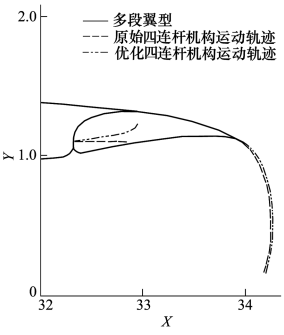


图 5 襟翼前后缘点运动轨迹对比

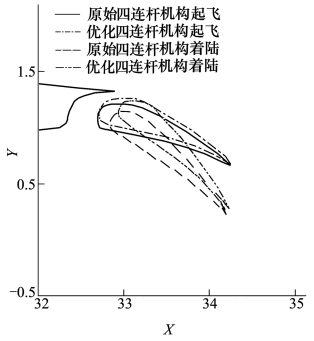


图 6 起飞和着陆外形对比

号杆铰接,3 号杆和 4 号杆铰接。可根据二维机构的自由度计算公式得出该机构的自由度为 1。(x_A, y_A, x_B, y_B) 为 A、B 点的坐标,θ_{to} 为起飞襟翼偏角,θ_{ld} 为着陆襟翼偏角。T_{cl} 为起飞构型 8° 迎角升力系数,T_{clh} 为起飞构型 16° 迎角升力系数,T_K 为起飞构型 8° 迎角升阻比,L_{cl} 为着陆构型 8° 迎角升力系数,L_{clh} 为着陆构型 20° 迎角升力系数,L 为机构的 1、2、3、4 杆长总和。对于该四连杆机构的气动机构综合优化,共有 6 个优化变量,6 个优化目标。

优化变量:(x_A, y_A, x_B, y_B), θ_{to}, θ_{ld}。

优化目标:①min($1/T_{cl}$);②min($1/T_{clh}$);③min($1/T_K$);④min($1/L_{cl}$);⑤min($1/L_{clh}$);⑥min$L$。

综合优化中,每代 100 个个体,共优化 12 代。得到的 6 目标 Pareto 前沿共有 427 个点。将 Pareto 前沿中的点经过单位化处理,选取距离原点最近的 Pareto 前沿点,得到综合性能均较好的优化结果。各个杆长的变化如表 1 所示,机构总长度减小了 64.15mm(2.7%)。图 5 为原始四连杆机构与优化四连杆机构前后缘点运动轨迹的对比,可以看出,在机构的整个运动中,优化四连杆机构的福勒运动量大于原始四连杆机构,缝道宽度小于原始四连杆机构。

表 1 四连杆优化与原始机构杆长对比

杆编号	原始四连杆机构/mm	优化四连杆机构/mm
1	325.58	358.65
2	452.22	464.62
3	1153.83	1063.84
4	436.61	416.98
总长	2 368.24	2 304.09

图 6 为原始四连杆机构起飞和着陆构型与优化四连杆机构对比,图 7 为气动力系数对比。优化四连杆机构起飞构型线性段升力系数大于原始四连杆机构,最大升力系数几乎不变,升阻比增大。

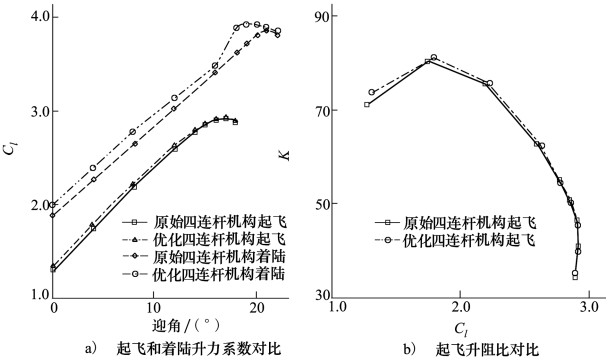


图 7 气动力系数对比

2.2 连杆滑轨机构机翼优化设计

空客公司对后缘单缝襟翼的驱动机构倾向于采用连杆滑轨形式。本文以 A320 采用的连杆滑轨机构作为优化算例。图 8 为连杆滑轨机构的机构简图[13]。

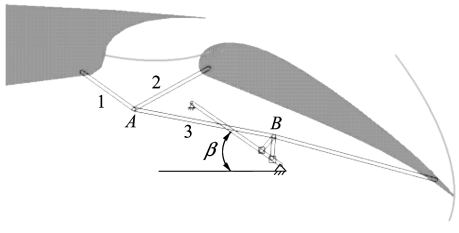


图 8 连杆滑轨机构简图

该机构中 1 号杆与机架铰接,2 号杆与襟翼固接,2 号杆与 3 号杆固接,1 号杆与 3 号杆铰接,B 点通过 2 个滑块在滑轨上做平动。β 角为滑轨与水平方向的夹角。滑轨两端与机架固接。(x_A, y_A, x_B, y_B) 为 A、B 点的坐标,θ_{to} 为起飞襟翼偏角,θ_{ld} 为着陆襟翼偏角,β 为滑轨的倾角。T_{cl}、T_{clh}、T、L_{cl}、L_{clh} 与四

连杆机构中对应的含义相同,L 为机构的 1、2、3 杆长总和。对于该连杆滑轨机构的气动外形与驱动机构综合优化,共有 7 个优化变量,6 个优化目标。优化变量在四连杆的基础上增加一个滑轨倾角 β,优化目标与四连杆机构相同。需要特别指出的是,由于滑轨重量远大于连杆重量,连杆滑轨机构的优化中机构性能没有考虑滑轨,这是本文的一个小缺憾。

综合优化中,每代 100 个个体,共优化 12 代,得到的六目标 Pareto 前沿中包含 421 个点。采用上文提到的对于 6 个目标采取的处理方式,可以得到综合性能均较好的优化结果。表 2 为连杆滑轨机构的 1、2、3 号杆长及总长。可以看出,相较于原始连杆滑轨机构,优化连杆滑轨机构的 1、2、3 号杆长均减小,杆长总长减小了 237.3 mm(14.7%),图 9 为襟翼前后缘点的运动轨迹对比,可以看出,在整个运动过程中的优化连杆滑轨机构的缝道宽度均小于原始连杆滑轨机构,小襟翼偏角下,优化连杆滑轨机构的福勒运动与原始连杆滑轨机构几乎没差别。

表 2　连杆滑轨优化与原始机构杆长对比

杆编号	原始连杆滑轨机构 /mm	优化连杆滑轨机构 /mm
1	353.550	320.553
2	471.700	426.320
3	790.600	631.680
总长	1 615.850	1 378.553

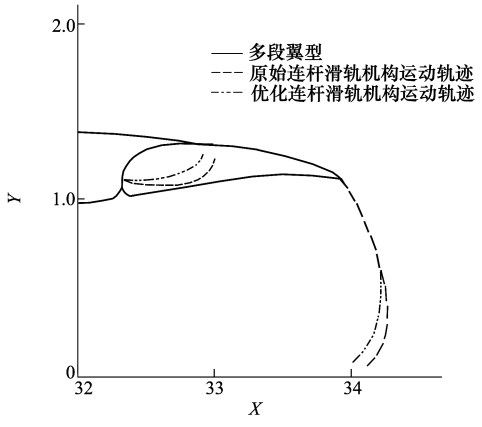


图 9　襟翼前后缘点运动轨迹对比

图 10 为原始连杆滑轨机构的着陆和起飞构型与优化连杆滑轨机构外形对比。图 11 为气动力系数对比。优化连杆滑轨机构的着陆构型缝道宽度

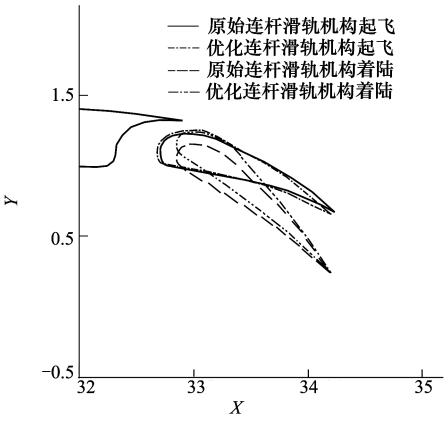


图 10　起飞和着陆外形对比

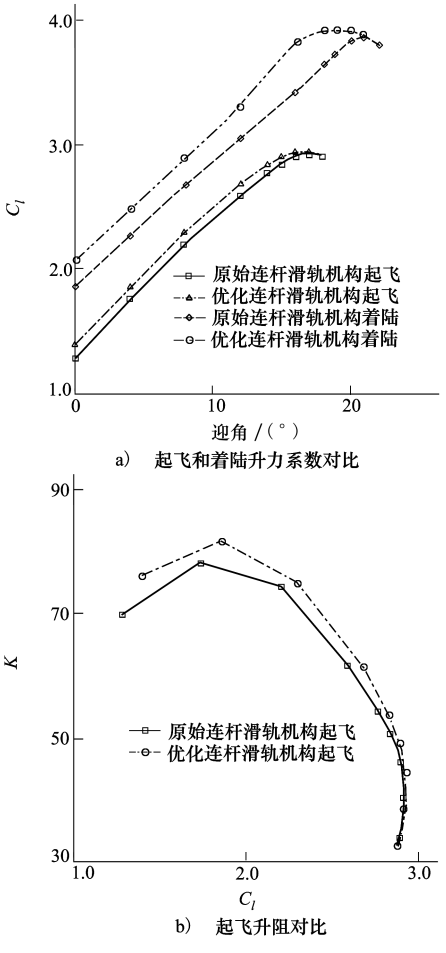


图 11　气动力系数对比

小,襟翼偏角大,大的偏角会增大襟翼后缘的分离,然而小的缝道会提高缝道射流能量,较大的襟翼偏角与较小的缝道宽度搭配可以提高着陆构型的最大升力系数。优化连杆滑轨机构的起飞构型缝道宽度

小,搭接量稍小,襟翼偏角稍大。大的襟翼偏角和小的搭接量可以提高升力系数,小的缝道宽度有助于减小阻力,从而提高升阻比。

3 四连杆与连杆滑轨机构优化结果对比

图 12 为采用四连杆机构的综合最优构型与采用连杆滑轨机构的综合最优构型襟翼前后缘点运动轨迹对比。可以看出四连杆机构的福勒运动量较大,在小的襟翼偏角下,四连杆机构的缝道宽度较小,在大的襟翼偏角下,连杆滑轨机构的缝道宽度较小。

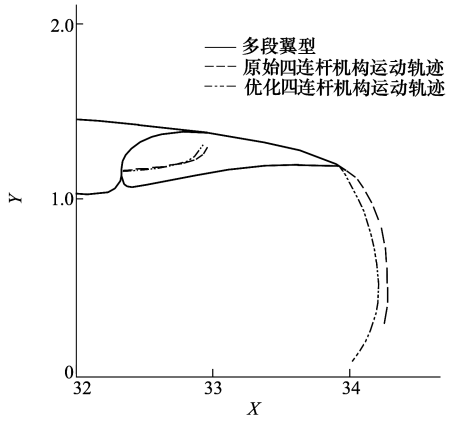


图 12 四连杆和连杆滑轨襟翼前后缘点运动轨迹对比

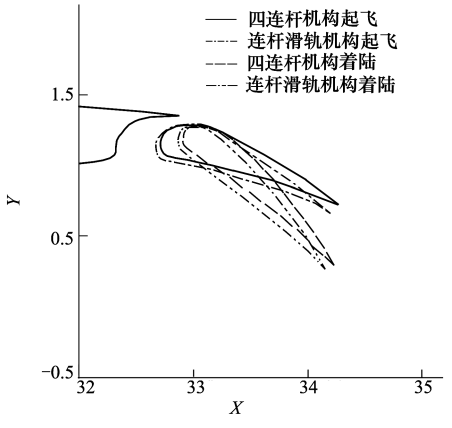


图 13 起飞和着陆外形对比

图 13 为优化四连杆机构与优化连杆滑轨机构的着陆和起飞构型对比。优化四连杆机构的起飞和着陆构型襟翼搭接量较小。优化四连杆机构的起飞构型缝道宽度较小,襟翼偏角较小;优化连杆滑轨机构的着陆构型缝道参数较小,襟翼偏角较大。

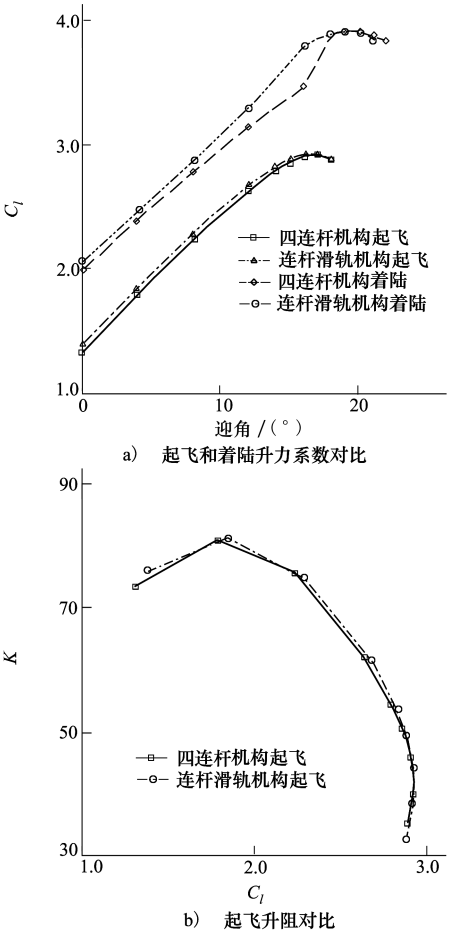


图 14 气动力系数对比

图 14 为优化四连杆机构和优化连杆滑轨机构的起飞和着陆构型气动力系数对比,可以看出优化连杆滑轨机构的着陆构型线性段升力系数较大,升力线斜率没有出现明显的上扬,说明在小迎角状态下,襟翼后缘的分离较小,原因在于优化连杆滑轨机构的着陆构型缝道宽度较小,在小迎角状态下缝道射流作用足够强烈,抑制了襟翼后缘分离。优化连杆滑轨机构的起飞构型升力系数和升阻比均较好,原因在于优化连杆滑轨机构起飞构型的襟翼偏角稍大,增大了升力,同时也增大了升阻比。

4 结 论

本文基于 adams 宏和 modeFRONTIER 优化环境以及自编程序搭建了一套考虑襟翼驱动机构的气动机构一体优化平台,对四连杆机构和连杆滑轨机

构进行优化。优化结果显示:

1) 优化得到的四连杆机构较原始四连杆机构杆长减小 64.15mm(2.7%);对应的着陆构型线性段升力系数增大 0.13,最大升力系数增大 0.07;对应的起飞构型线性段升力系数增大 0.045,最大升力系数几乎不变,8°迎角的升阻比增大 0.1。

2) 优化得到的连杆滑轨机构在不考虑滑轨的情况下,机构杆长减小 237.3mm(14.7%);对应的着陆构型线性段升力系数增大 0.14,最大升力系数增大 0.04;对应的起飞构型线性段升力系数增大 0.1,最大升力系数几乎不变,8°迎角的升阻比增大 0.6。

3) 优化得到的连杆滑轨机构与优化得到的四连杆机构相比,对应的着陆构型线性段升力系数增大 0.1,最大升力系数几乎不变;对应的起飞构型线性段升力系数增大 0.06,最大升力系数增大 0.02,8°迎角的升阻比减小 0.7。

综上所述,这种方法可以得到气动性能和结构性能较好的设计结果,在增升装置的设计阶段可以避免机构与气动互相迭代设计,具有一定的实用价值。

参考文献:

[1] Franke D M. Aerodynamic Optimization of a High-Lift System with Kinematic Constraints[M]. New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics VIII Springer Berlin Heidelberg, 2013

[2] Van Dam C M. The Aerodynamic Design of Multi-Element High-Lift Systems for Transport Airplanes[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2002, 38(2): 101-144

[3] Dirk M Franke. Multidisciplinary Optimization of a Generic 2D High-Lift Configuration Regarding Kinematics, Aerodynamic and Flight Mechanics[R]. AIAA-2012-3017

[4] Rudolph P K C. High-Lift Systems on Commercial Subsonic Airliners[R]. NASA Contractor Report 4746, National Aeronautics and Space Administration NASA, 1996

[5] 徐琳,田云,刘沛清,等. 大型飞机后缘铰链襟翼与扰流板下偏联合主动控制的二维绕流数值研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2014, 112(1): 52-57
Xu Lin, Tian Yun, Liu Peiqing, et al. 2D Numerical Study Based on Active Control of Trailing Edge High Lift Devices with Downward Deflection of Spoiler for Large Aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2014, 112(1): 52-57 (in Chinese)

[6] Takenaka K, Nakahashi K. Aerodynamic Optimization of 2-D High-Lift Device under Kinematic Constraints[C]//5th European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering(ECCOMAS 2008), Venice, Italy

[7] Kolla M L, Yokata J W, Lassaline J V, Fejtek I. Stowability Constraint within a Two-Dimensional Aerodynamic Optimization Method[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(2): 696-698

[8] 白俊强, 刘南, 邱亚松,等. 基于 RBF 动网格方法和改进粒子群优化算法的多段翼型优化[J]. 航空学报, 2013, 34(12): 2701-2715
Bai Junqiang, Liu Nan, Qiu Yasong, et al. Optimization of Multi-Foil Based on RBF Mesh Deformation Method and Modified Particle Swarm Optimization Algorithm[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(12): 2701-2715 (in Chinese)

[9] 刘南. 运输类飞机增升装置气动外形高效设计方法研究[D]. 西安:西北工业大学, 2013
Liu Nan. Aerodynamic Shape Design Methodology for Civil Transport Aircraft High-Lift System[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2013 (in Chinese)

[10] 阎超. 计算流体力学方法及应用[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2006
Yan Chao. Computational Fluid Dynamics and Its Application[M]. Beijing: Beihang University Press, 2006 (in Chinese)

[11] Allen C B, Rendall T C S. Unified Approach to CFD-CSD Interpolation and Mesh Motion Using Radial Basis Functions[R]. AIAA-2007-3804

[12] Boer A D, Schoot V D, Bijl H. Mesh Deformation Based on Radial Basis Function Interpolation[J]. Computers and Structures, 2007, 85: 784-795

[13] Rudolph P K C. Mechanical Design of High Lift System for High Aspect Ratio Swept Wings[R]. National Aeronautics and Space Administration, 1998

Researching Aerodynamic-Mechanical Optimization of 2D High-Lift System

Liu Rui, Bai Junqiang, Liu Nan, Shen Guangchen
(College of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi′an 710072, China)

Abstract: In order to shorten the design cycle of high-lift system, a methodology has been developed which merges the aerodynamic shape with the trailing-edge flap mechanism in the process of the design of high-lift system. This paper focused on integration optimization of high-lift system with kinematic constraints which include four-bar linkage mechanism and link-track mechanism. The results of optimization show that the aerodynamic performance with the two mechanisms has been improved. Besides, the total length of the four-bar linkage mechanism decrease 64.15mm (2.7%), the total length of the link-track mechanism decrease 237.3mm (17.7%) regardless of track. It can be stated that this methodology is quite significant for shortening the design cycle and reducing the design costs.

Key words: angle of attack, computer software, flow fields, kinematics, lift, lift drag ratio, Mach number, matrix algebra, mechanisms, mesh generation, optimization, pressure distribution, schematic diagrams, shape optimization, trajectories, turbulence models, two dimensional; aerodynamic shape, high-lift system, integration optimization

《工程索引》数据库(Ei Compendex deatabase)收录了《西北工业大学学报》2015 年 4 月这一期(第 33 卷第 2 期)全部 28 篇论文 平均每篇论文收录了 2006 年以后出现的 Ei 主题词 3.93 个

Ei Compendex deatabase 收录了《西北工业大学学报》第 33 卷第 2 期全部 28 篇论文的编号是 20152100875613 至 20152100875640。共收录了英文摘要 2006 年以后(含 2006 年)出现的 Ei 主题词 110 个:2 篇收录各达 10 个,2 篇收录各达 8 个,1 篇收录达 7 个,2 篇收录各达 6 个,1 篇收录达 5 个,3 篇收录各达 4 个,10 篇收录各达 3 个,1 篇收录达 2 个,6 篇收录各达 1 个。平均每篇收录 3.93 个(110÷28)。

胡沛泉
2015 年 8 月