

文章编号: 1674-8190(2022)06-107-09

# 静稳定裕度对飞翼布局的影响研究

陈立立, 钟世东, 黄江涛, 陈宪, 余龙舟, 王峻曷  
(中国空气动力研究与发展中心 空天技术研究所, 绵阳 621000)

**摘要:** 减小配平损失对提高飞翼布局升阻比和提升飞行控制能力具有重要意义, 因此基于离散伴随优化方法研究静稳定裕度对跨声速飞翼布局减阻优化的影响, 分别开展10%、0%、-10%三种静稳定性设计工况的优化研究。采用自由变形(FFD)方法对非结构表面网格进行参数化, 以FFD控制点为设计变量, 通过求解流场和伴随方程得到灵敏度信息; 采用序列二次规划(SQP)算法获得控制点位移的梯度, 经过多轮迭代得到优化构型。结果表明: 在几何厚度和力矩配平的约束下, 离散伴随优化方法可以显著提升飞翼布局的最大升阻比, 三种工况下最大升阻比提高都在8%以上; 随着静稳定裕度的减小, 定升力系数优化的巡航升阻比增量有所减小, 当静稳定裕度为10%时巡航升阻比提高了5.08%。

**关键词:** 飞翼布局; 离散伴随; 气动优化; 静稳定裕度; 升阻比

**中图分类号:** V211.3

**DOI:** 10.16615/j.cnki.1674-8190.2022.06.11

文献标识码: A

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



## Influence Research on Stability Margin for Flying Wing Configuration

CHEN Lili, ZHONG Shidong, HUANG Jiangtao, CHEN Xian, YU Longzhou, WANG Yinzhong  
(Aerospace Technology Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

**Abstract:** Reduction of trim loss is essential to raise lift-to-drag ratio and enhance flight control performance for flying wing configuration, so the influence on aerodynamic optimization of transonic flying wing configuration is studied based on discrete adjoint method, and three conditions of 10%, 0%, -10% stability margin are considered in the optimization process, respectively. The free-form deformation (FFD) method is used to achieve the parametrization of surface unstructured grid, the control point of FFD is selected to serve as design variable, and the flow-field and adjoint equation is solved to obtain the sensitivity information. The sequential quadratic programming (SQP) algorithm is utilized to obtain the gradient of control points, and the final configuration is obtained by multiple iteration. The results show that the discrete adjoint optimization method can evidently improve the maximum lift-to-drag ratio under the constraint of geometric thickness and moment trim, and the increment is exceeded by 8% at these three conditions. The increment of cruise lift-to-drag ratio appears to reduce with the increase of stability margin while lift coefficient is fixed, the lift-to-drag ratio can increase 5.08% when the stability margin is 10%.

**Key words:** flying wing configuration; discrete adjoint; aerodynamic optimization; stability margin; lift-to-drag ratio

收稿日期: 2022-01-02; 修回日期: 2022-01-28

通信作者: 黄江涛, hjtcyf@163.com

引用格式: 陈立立, 钟世东, 黄江涛, 等. 静稳定裕度对飞翼布局的影响研究[J]. 航空工程进展, 2022, 13(6): 107-115, 133.

CHEN Lili, ZHONG Shidong, HUANG Jiangtao, et al. Influence research on stability margin for flying wing configuration[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(6): 107-115, 133. (in Chinese)

## 0 引言

飞行器气动设计技术直接影响飞行器的飞行性能,减阻增升一直是飞行器设计领域追求的目标。随着飞行器设计要求的提高,大规模设计变量及约束的引入对优化设计效率的需求更加突出,基于伴随方程的气动优化的计算过程与设计变量数量无关,成为解决大参数气动设计优化问题技术瓶颈的重要手段<sup>[1-2]</sup>。伴随方法是 20 世纪 80 年代 A. Jameson<sup>[3]</sup>基于控制理论思想提出的以 N-S 方程为约束实现飞行器气动外形优化的一种方法;J. R. R. A. Martins 等<sup>[4-5]</sup>、Chen S 等<sup>[6]</sup>基于离散伴随方法开展了 CRM(Common Research Model)外形多点设计;G. K. W. Kenway 等<sup>[7]</sup>基于离散伴随方法开展了包含抖振特性的多点设计研究。国内,黄江涛等<sup>[8]</sup>基于自主开发的结构化网格求解器 PMB3D 开展了离散伴随方程构造以及求解方法的研究;陈颂<sup>[9]</sup>采用自由变形(Free-form Deformation,简称 FFD)气动外形参数化及 IDW 空间网格变形技术并结合离散伴随方程构建了基于梯度的飞行器气动优化设计系统,采用该方法分别对翼身融合体非常规构型和机翼—机身—平尾的常规构型进行了气动优化研究。近些年伴随方程在飞行器高效率气动优化中的作用越来越明显。

飞翼布局是一种高升阻比构型,结构紧凑,在优化设计过程中面临装载、巡航性能和力矩配平等多个问题,是典型的多参数多目标优化问题<sup>[10]</sup>。由于飞翼布局纵向操纵能力弱,通常需要较大的舵偏才能实现配平,导致其配平阻力比常规布局大,进而也导致了舵面的俯仰操纵余量降低。如何提高飞翼布局在宽静稳定裕度范围下的配平与高升阻比兼顾依然是目前研究难点。

针对静稳定度对飞机设计的影响,国内外研究者开展了大量的研究工作。F. H. Lutze<sup>[11]</sup>提出了重心位置对于飞机气动力影响的解析表达式,开展了有效减小全机配平阻力的研究;许维进等<sup>[12]</sup>推导了飞机升致阻力与重心位置间的关系,放宽静稳定裕度可以降低配平阻力,且存在一个配平升致阻力最小值对应的重心位置;王华友等<sup>[13]</sup>研究了放宽静稳定裕度对飞行器纵向气动参数的影响规律,重心后移配平阻力减小,同时也带来最大平飞速度增大、升限增高等效益;阙建锋等<sup>[14]</sup>提出了一种 T 构型太阳能飞机,不但满足飞

行器的静稳定性要求,而且减小了配平阻力;李立等<sup>[15]</sup>研究了放宽静稳定裕度的民用飞机气动布局优化设计,结果表明放宽静稳定裕度具有较大的减阻效果,重心后移减小了尾翼负升力和机翼正升力,导致诱导阻力减小,实现了客机升阻比的提高;刘晓冬等<sup>[16]</sup>针对飞翼布局气动设计中的多目标多约束设计问题,开展了基于伴随方法的气动优化设计研究;彭程<sup>[17]</sup>开展了飞翼布局放宽静稳定裕度的分析,表明放宽静稳定裕度会导致飞翼布局飞行品质变差,需要引入增稳控制系统进行改善。综上所述,国内外对放宽静稳定裕度的常规布局飞行器研究较多,但是飞翼布局与客机不同,没有平垂尾,通过降低平尾诱导阻力的结论在飞翼布局上无法应用。传统飞翼布局优化重点是固定静稳定性裕度的减阻,关于静稳定性裕度对飞翼布局伴随优化鲜有研究。

因此,为研究静稳定裕度对飞翼布局多目标约束下的优化问题,本文分别采用 FFD 方法和序列二次规划(Sequential Quadratic Programming,简称 SQP)算法进行网格参数化划分与梯度寻优,基于离散伴随优化方法开展宽范围静稳定性裕度下的跨声速飞翼布局的气动减阻优化研究,以期改善跨声速飞翼宽范围静稳定裕度设计性能提供一定的数据参考。

## 1 计算方法

### 1.1 离散格式

本文数值计算采用基于非结构网格的求解器,对流项离散采用稳定性较好的 Roe 格式,采用 hvenkat 限制器,采用 LU-SGS 方法隐式时间推进。湍流模型选择 S-A 模型,离散伴随方程各项的物理边界条件采用矩阵形式。

### 1.2 参数化方法

参数化方法采用 FFD 技术<sup>[18-19]</sup>,该技术是由 T. W. Sederberg 等<sup>[20]</sup>于 1986 年首次提出,FFD 自由变形技术可以直接针对网格实现高质量的小范围到中等尺度网格变化,有效减少几何重建和网格划分的工作量。物面网格与控制点之间满足如下映射关系:

$$x(s, t, u) = \sum_{i=0}^l \sum_{j=0}^m \sum_{k=0}^n P_{i,j,k} B_i^i(s) B_j^j(t) B_k^k(u) \quad (1)$$

控制点从  $P_{i,j,k}$  变为  $P'_{i,j,k}$  后可以得到新的网格节点  $x'(s, t, u)$ 。

$$x'(s, t, u) = \sum_{i=0}^l \sum_{j=0}^m \sum_{k=0}^n P'_{i,j,k} B_i^i(s) B_m^j(t) B_n^k(u) \quad (2)$$

空间网格采用径向基函数 RBF-TFI(Radial Basis Function-Transfinite Interpolation) 动网格技术实现空间网格重构, 同时也不改变空间网格数量, 能够保证计算精度和计算效率。

### 1.3 伴随方程

伴随求解器通常采用连续伴随方法和离散伴随方法, 两种方法都可以求解参数的敏感性。连续伴随方法严重依赖数学问题描述的偏微分方程; 离散伴随方法是基于离散的控制方程形式, 离散伴随对各项的变分可以手动推导, 也可采用自动微分方法, 自动微分方法使用简单方便, 但是计算效率低。本文离散伴随方程采用手动推导完成, 采用有限体积法对流动控制方程和离散伴随方程进行求解。

优化设计问题描述如下:

$$O = \min I(W, X) \quad (3)$$

式中:  $W, X$  分别为流场守恒变量, 设计变量。

残差约束方程:

$$R(W, X) = 0$$

引入拉格朗日算子  $\lambda$  构造目标函数:

$$L = I + \lambda^T R \quad (4)$$

对上式两侧进行求偏导可以得到:

$$\begin{aligned} \frac{dL}{dX} &= \frac{d}{dX} [I(W, X) + \lambda^T R(W, X)] = \\ & \left\{ \frac{\partial I}{\partial W} \frac{dW}{dX} + \frac{\partial I}{\partial X} \right\} + \lambda^T \left\{ \frac{\partial R}{\partial W} \frac{dW}{dX} + \frac{\partial R}{\partial X} \right\} = \\ & \left\{ \frac{\partial I}{\partial W} + \lambda^T \frac{\partial R}{\partial W} \right\} \frac{dW}{dX} + \left\{ \frac{\partial I}{\partial X} + \lambda^T \frac{\partial R}{\partial X} \right\} \end{aligned} \quad (5)$$

通过式(5)可以看出, 只要方程右侧的第一项系数为0, 就可以完全消除  $\frac{dW}{dX}$  的影响。从而建立的目标函数与流动项无关, 只与设计变量  $X$  有关。进而得到流场的伴随方程:

$$\frac{\partial I}{\partial W} + \lambda^T \frac{\partial R}{\partial W} = 0 \quad (6)$$

通过隐式迭代方法求解拉格朗日算子  $\lambda$ , 通过下式进行目标函数梯度信息的求解。

$$\frac{dI}{dX} = \left\{ \frac{\partial I}{\partial X} + \lambda^T \frac{\partial R}{\partial X} \right\} \quad (7)$$

$$\begin{cases} \frac{\partial I}{\partial X} \approx \frac{I(W, X + \Delta X) - I(W, X)}{\Delta X} \\ \frac{\partial R}{\partial X} \approx \frac{R(W, X + \Delta X) - R(W, X)}{\Delta X} \end{cases} \quad (8)$$

在气动优化中, 通常是降低巡航阻力, 目标函数<sup>[21-22]</sup>表示为

$$I = C_D = C_A \cos \alpha + C_N \sin \alpha = \frac{1}{S_{\text{ref}}} \iint_{BS} C_p (S_x \cos \alpha + S_z \sin \alpha) d\xi_1 d\xi_2 \quad (9)$$

式中:  $C_A$  为机体轴向力系数;  $C_N$  为法向力系数;  $S_{\text{ref}}$  为参考面积;  $d\xi_1$  和  $d\xi_2$  分别为沿着轴向和法向坐标下的表面面积微分。

由于在优化过程中, 升力系数的变分为0, 从而目标函数的梯度<sup>[21-22]</sup>可以进一步表示为

$$\begin{aligned} \delta I &= \frac{1}{S_{\text{ref}}} \iint_{BS} C_p [(\delta S_x \cos \alpha + \delta S_z \sin \alpha) + \\ & \Omega(\delta S_z \cos \alpha - \delta S_x \sin \alpha)] d\xi_1 d\xi_2 + \\ & \int_D k^T \frac{\partial}{\partial \xi_i} (\delta Q_{ij} f_j) d\xi_k \end{aligned} \quad (10)$$

式中:  $k^T$  为共轭变量;  $Q_{ij}$  为对应的雅克比矩阵。

### 1.4 优化算法

针对优化过程中遇到的大规模约束问题, SQP算法能够高效处理该类问题。优化过程中采用SQP算法作为梯度寻优算法, 优化步长通过目标函数值以及伴随方程求得的梯度值进行确定<sup>[23]</sup>。整个伴随优化流程如图1所示。

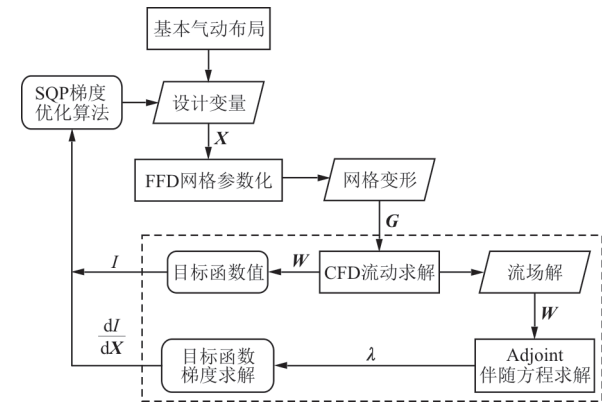


图1 离散伴随优化求解过程

Fig. 1 Optimization process of discrete adjoint

## 2 CFD算法验证

采用中国空气动力研究与发展中心自主设计的跨声速客机标模(CHN-T1标模)<sup>[24-25]</sup>验证数值

模拟方法,该模型在我国目前最大口径 2.4 m 跨声速风洞进行了大量的风洞试验,是目前国内唯一的跨声速客机标模。风洞模型如图 2 所示,整机面积  $0.25784 \text{ m}^2$ ,模型翼展  $1.54876 \text{ m}$ ,机身长度  $1.5744 \text{ m}$ ,平均气动弦长  $0.1937 \text{ m}$ 。计算网格采用“第一届航空 CFD 可信度研讨会”发布的非结构混合网格,计算过程中保留表面网格不变,将第一层网格厚度设置为  $1 \times 10^{-5} \text{ m}$ ,计算网格如图 3 所示。计算条件与风洞试验一致, $Re = 3.3 \times 10^6$ , $Ma = 0.78$ ,采用压力远场边界条件,表面为无滑移壁面边界条件。

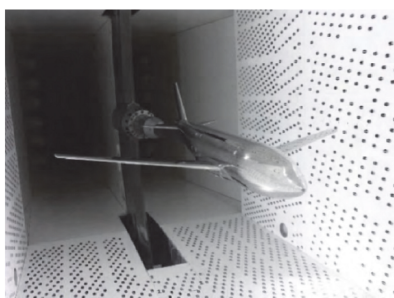


图 2 CHN-T1 标模的试验模型照片

Fig. 2 Wind tunnel photo of CHN-T1 standard model

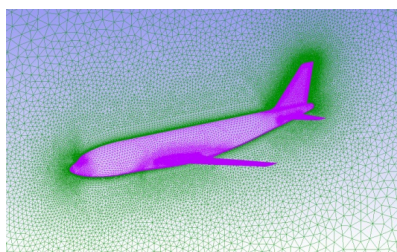
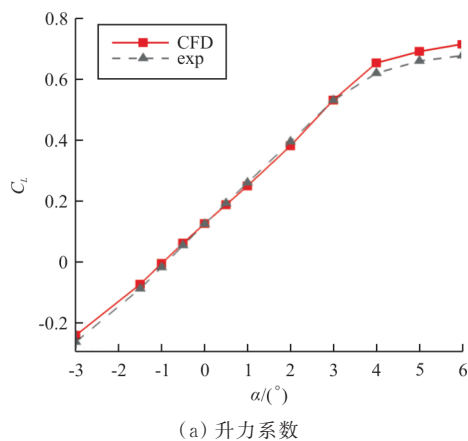


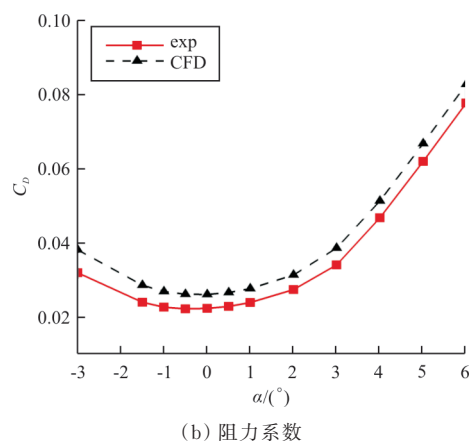
图 3 CHN-T1 标模的计算网格

Fig. 3 Computational grid of CHN-T1 standard model

CFD 计算结果与风洞试验<sup>[26]</sup>的气动参数对比如图 4 所示。



(a) 升力系数



(b) 阻力系数

图 4 CFD 计算结果与试验数据对比

Fig. 4 Comparison between CFD results and experimental data

从图 4 可以看出:CFD 计算所得升力系数线性段部分与试验数据吻合较好,计算得到的阻力系数大于试验数据。主要是因为风洞试验中机翼表面有一部分层流区域,计算采用的是全湍流模型,总体趋势是一致的,验证了本文计算方法的可靠性和准确性。

### 3 优化对象

以跨声速飞翼布局为研究对象,如图 5 所示,半模参考面积  $3.64 \text{ m}^2$ ,前缘后掠角  $43^{\circ}$ ,平均气动弦长  $1.515 \text{ m}$ ,翼展  $5.7 \text{ m}$ ,计算马赫数  $0.85$ ,巡航高度  $10 \text{ km}$ 。空间 FFD 控制体如图 6 所示,分别在飞翼布局附近空间区域布置  $12 \times 13 \times 7$  个空间 FFD 控制点,在优化过程中选择靠近待优化区域的 168 个控制点作为优化变量,控制点只给定沿  $z$  轴方向的自由度。优化过程中对局部几何厚度进行盒式约束,即沿着翼展方向提取 10 个截面,在每个截面沿着流向分为 10 段,在优化过程中确保每个局部控制点的当地厚度不小于初始值。

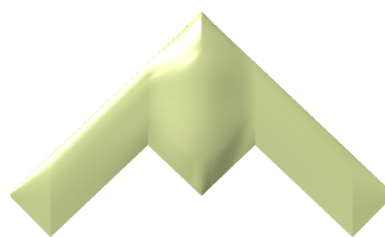


图 5 飞翼布局几何外形

Fig. 5 Flying wing configuration



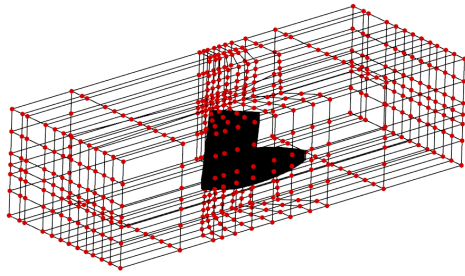


图 6 FFD 控制点分布  
Fig. 6 Control points distribution of FFD

采用半模进行计算,第一层网格厚度  $1 \times 10^{-5}$  m,网格数量 150 万。CFL 初始值设置为 1,随着计算的进行迭代步数逐渐增加到 20,总迭代步数为 5 000,残差降至 0.000 01 视为收敛。

### 4 优化结果分析

为研究静稳定裕度对飞翼布局减阻优化的影响,选择静稳定、中立稳定和静不稳定三种设计工况,分析定升力系数下的气动减阻与力矩配平特性,优化过程中以阻力最小为目标函数,给定俯仰力矩和几何厚度约束。巡航马赫数 0.85,飞行高度 10 km,单位长度雷诺数 7 222 570,研究的静稳定裕度分别是 10%,0,-10%,对应的重心位置分别是 1.35、1.50、1.65 m。优化问题描述如下:

$$\begin{aligned}
 &O = \min C_D \quad (11) \\
 &\text{s.t.} \begin{cases} Ma = Ma_{\text{cruise}} \\ C_L = C_{L,\text{design}} \\ x_{c.g} = x_{c.g,\text{design}} \\ |C_{my}| \leq 0.001 \\ c|_i \geq c|_{i,\text{initial}} \end{cases}
 \end{aligned}$$

式中: $C_D$ 为阻力系数; $C_L$ 为巡航升力系数; $x_{c.g}$ 为飞翼重心位置; $C_{my}$ 为俯仰力矩系数; $c|_i$ 为盒式约束对应控制点处的厚度。

重心设定在 1.35 m 时,优化过程中目标函数(阻力系数)的收敛历程如图 7 所示,当目标函数  $C_D$  基本不发生变化后认为达到收敛解,可以看出:优化过程中阻力系数呈现了明显的下降趋势。

不同重心位置下优化前后的压力云图对比如图 8 所示,图中  $C_p$  为压力系数,可以看出:三种工况下优化后上下表面机翼压力系数分布更加平缓,激波强度减弱,达到了减阻的效果。

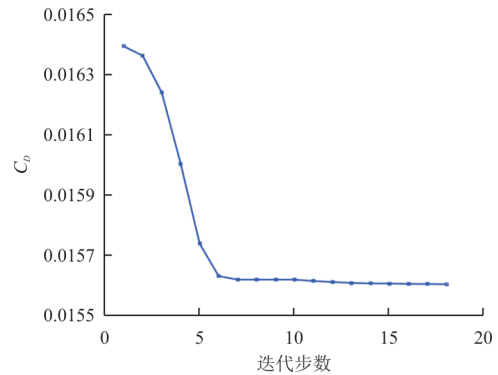


图 7 目标函数迭代收敛历程  
Fig. 7 Convergence history of objective function

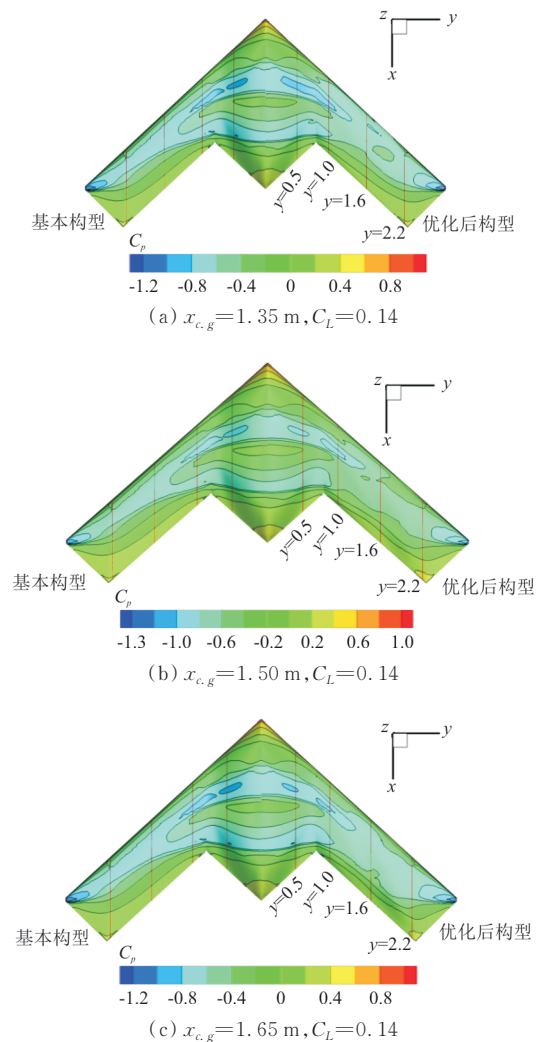


图 8 固定静稳定性裕度优化前后压力云图对比  
Fig. 8 Pressure contour comparison of initial and opted configuration at fixed stability margin

不同重心位置优化前后剖面压力系数对比如图 9 所示,其中剖面位置分别取沿翼展 0.5、1.0、1.6 和 2.2 m 四个位置。由于在优化过程中俯仰力

矩约束为 0, 优化后的构型表面压力分布出现了变化, 使得飞行器在优化点具有一定的自配平能力, 从而减小配平阻力, 提高巡航点的升阻比。从图 9 (a) 可以看出: 当  $y=0.5 \text{ m}$  时, 优化前后压力系数变化不明显; 当  $y=1.6 \text{ m}$  时, 当地剖面的前缘上下表面压差增大后缘则趋于一致, 从而使得当地翼型的压心位置前移减小低头力矩; 当  $y=2.2 \text{ m}$  时,

优化后的当地升力系数降低同样达到了降低低头力矩的作用, 即考虑配平的优化结果减小了舵面的配平要求。从图 9(c) 可以看出: 当飞行器有  $-10\%$  的静不稳定裕度时,  $y=1.6 \text{ m}$  和  $y=2.2 \text{ m}$  对应的当地弦向位置压心有所后移都是为了增加低头力矩, 从而达到优化后的构型力矩系数接近 0。

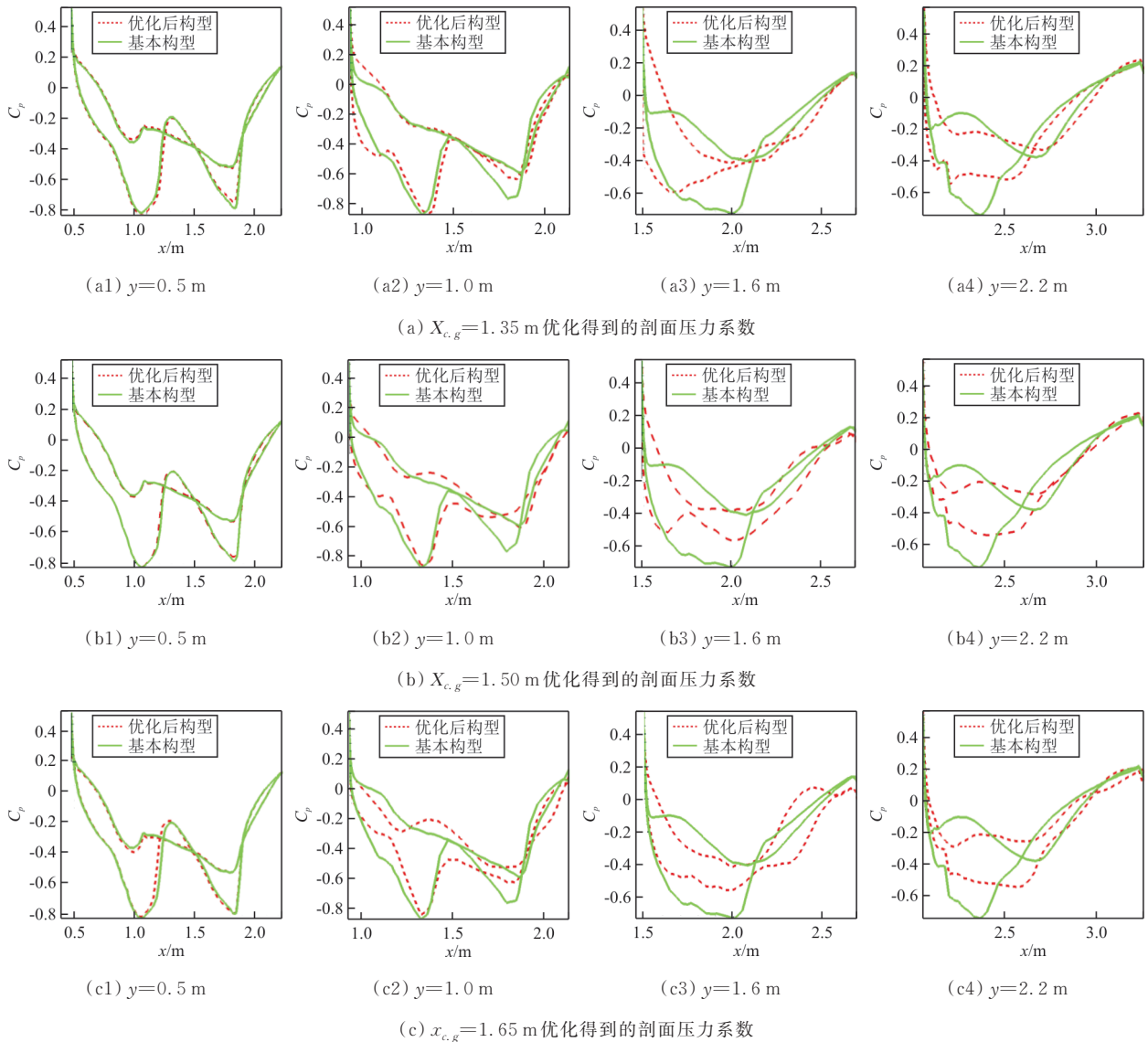


图 9 固定静稳定性裕度优化前后剖面压力系数对比

Fig. 9 Pressure distribution comparison of initial and opted configuration at fixed stability margin

三种工况下的优化结果对比如表 1 所示, 可以看出: 静稳定比静不稳定飞行器优化得到的升阻比大, 阻力更小。由于在优化过程中得到的升力系数很难刚好就是 0.14, 但是偏差不大, 为了确保变量的单一性, 表中的数据是在优化结果的基础

上通过定升力系数再次计算得到, 因此, 力矩系数与给定的约束稍有差别。当静稳定裕度为  $10\%$  时, 基本构型产生的是低头力矩, 升阻比为 8.495 1, 优化后升阻比增加  $5.08\%$ ; 当飞行器为中立稳定时, 优化后升阻比增加  $4.20\%$ ; 当稳定裕度

为-10%时,基本构型产生抬头力矩,优化后升阻比增加0.73%,三种工况下优化后的力矩都在0附近,达到了自配平优化目的。随着静稳定裕度的减小,巡航状态下的最优升阻比是降低的;优化后

对应巡航迎角减小,可能是在优化过程中为了配平力矩,优化部位剖面形状后段部分弯度增加,减小了零升迎角。

表 1 不同静稳定裕度优化结果对比  
Table 1 Opted results comparison at fixed stability margin

工况	构型	$\alpha/(\circ)$	$C_L$	$C_D$	$C_m$	$C_L/C_D$
静稳定	基本	2.124	0.14	0.016 48	-0.007 280	8.495 1
	优化后	2.280	0.14	0.015 68	0.001 108	8.926 3
中立稳定	基本	2.124	0.14	0.016 48	0.006 863	8.495 1
	优化后	2.153	0.14	0.015 82	-0.000 970	8.851 8
静不稳定	基本	2.124	0.14	0.016 48	0.020 530	8.495 1
	优化后	1.935	0.14	0.016 36	0.001 670	8.557 5

不同重心位置优化下在  $y=2.0\text{ m}$  剖面下的型线对比如图 10 所示,可以看出:随着重心后移,截面翼型后段弯度增加,相当于减小了当地翼型的零升迎角,其他剖面位置具有类似的优化结果,从而导致整个飞行器的零升迎角降低。

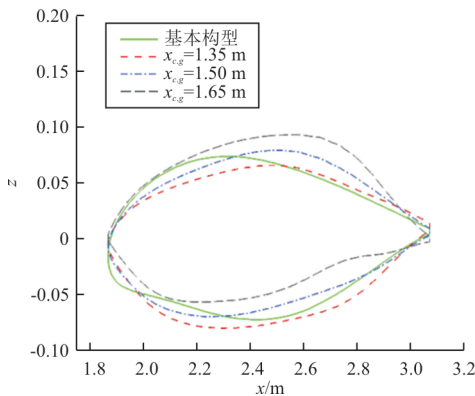
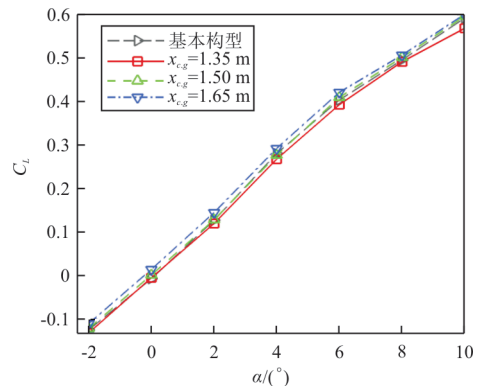


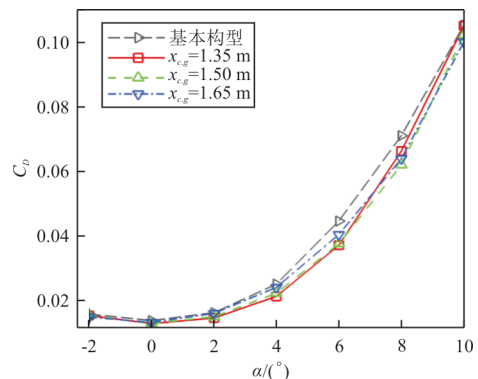
图 10 剖面型线优化结果对比( $y=2.0\text{ m}$ )  
Fig. 10 Comparison of section profile by optimization ( $y=2.0\text{ m}$ )

不同静稳定裕度优化下的气动参数对比如图 11 所示,可以看出:10% 静稳定裕度优化的升力系数最小,静稳定性裕度为-10% 对应的升力系数最大;在研究的攻角范围内优化后的构型阻力都得到了不同程度的减小;伴随优化方法基本不会改变飞行器的静稳定特性,只是改变了巡航状态下的俯仰力矩。图 11(c)中三条优化曲线的交点正好是问题描述中优化的约束值,对应的升力系数为0.14,俯仰力矩接近0。三种工况下优化得到的最大升阻比都有明显提升,与原始模型相同,最

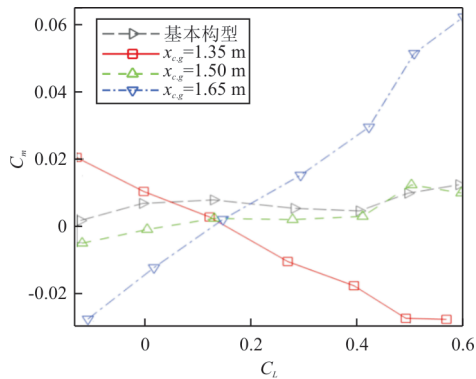
大升阻比都出现在  $4^\circ$  迎角的状态,原始模型的最大升阻比为 10.97,  $x_{c.g}$  分别为 1.35、1.50、1.65 m 得到的最大升阻比分别为 12.33、12.19、11.91,相比于原始模型升阻比分别提高 12.4%、11.12%、8.57%。伴随优化方法能够提高设计工况下的最大升阻比,且提高比例都在 8% 以上,有效改善了飞行器的气动性能。



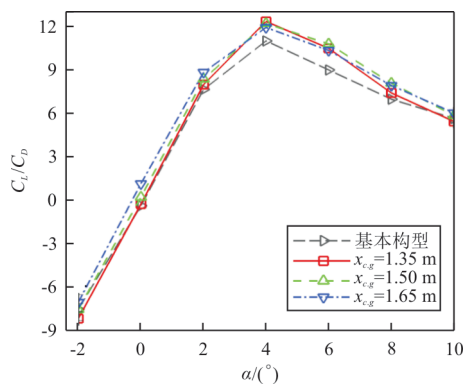
(a) 升力系数



(b) 阻力系数



(c) 纵向静稳定特性



(d) 升阻比

图 11 固定静稳定裕度的气动性能对比

Fig. 11 Aerodynamic parameters comparison of opted results by fixed stability margin

针对常规布局,文献[15]指出在不采用外形优化的前提下,仅通过将重心后移就可以减小平尾的配平负升力,同时机翼升力也会减小(全机重量不变),从而机翼和尾翼的诱导阻力都会减小,达到全机减阻的目的。对于飞翼布局,通过将重心后移也会降低舵面的配平阻力,但由于飞翼只有一个升力面,机翼升力系数不变,也就是诱导阻力不会发生改变,但型阻减小了,这一点与常规布局不同,同时由于静稳定裕度的降低带来控制难度增加。对于常规布局在重心后移基础上通过外形进一步优化可以获得更明显的减阻效果,主要是减小了诱导阻力同时外形优化也降低了激波阻力。针对飞翼布局,本文的基本构型是没有进行配平的,因此,重心后移的减阻效果没有体现,但是与常规布局优化配平结果<sup>[15]</sup>对比,在确保静稳定裕度不变的前提下,通过优化实现了重心前移后升阻比不降反升的效果,这与常规布局有很大不同,也是本文优化结果的主要发现,单纯通过重

心后移降低飞翼布局阻力不一定是最优的选择,也不是重心越靠后配平阻力越小。

因此,针对飞翼布局,在巡航状态下保证所需静稳定裕度前提下,采用考虑力矩约束的伴随优化方法进一步提高了升阻比,避免了由于静稳定裕度增加带来的配平阻力增加,可以有效改善飞翼布局设计在静稳定裕度和配平要求之间的矛盾。

## 5 结 论

(1) 跨声速飞翼布局三种设计工况下的最大升阻比提高8%以上,重心位置的选取对优化结果影响显著,静稳定裕度越大定升力优化得到的巡航升阻比越大。

(2) 离散伴随优化方法能够在不降低飞行器稳定裕度的前提下不仅可以减小配平阻力还可以增加巡航升阻比,能够显著提升跨声速飞翼布局的飞行性能。

本文在优化过程中对飞翼布局仅考虑了局部的几何约束,今后研究将考虑更大范围的几何约束以及进排气条件下的内外流一体化伴随优化设计。

## 参考文献

- [1] 黄江涛,高正红,余婧,等. 大型民用飞机气动外形典型综合设计方法[J]. 航空学报, 2019, 40(2): 48-58.  
HUANG Jiangtao, GAO Zhenghong, YU Jing, et al. A typical integrated design method for aerodynamic shape optimization of large civil aircraft[J]. *Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2019, 40(2): 48-58. (in Chinese)
- [2] 肖天航,罗东明,郑祥明,等. 仿生飞行器非定常气动优化设计研究进展与挑战[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(1): 80-87.  
XIAO Tianhang, LUO Dongming, ZHENG Xiangming, et al. Progress and challenges in unsteady aerodynamic optimization design of bionic flapping-wings[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2018, 36(1): 80-87. (in Chinese)
- [3] JAMESON A. Aerodynamic design via control theory[J]. *Journal of Scientific Computing*, 1988, 3: 223-260.
- [4] LYU Z J, MARTINS J R R A. Strategies for solving high-fidelity aerodynamic shape optimization problems[C]// 15th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference. [S. l.]: AIAA, 2014: 1-5.
- [5] KENWAY G K W, MARTINS J R R A. Multipoint aerodynamic shape optimization investigations of the common re-



- search model wing[J]. *AIAA Journal*, 2016, 54(1): 113-128.
- [6] CHEN S, LYU Z, KENWAY G K W, et al. Aerodynamic shape optimization of the common research model wing-body-tail configuration[J]. *Journal of Aircraft*, 2016, 53: 276-293.
- [7] KENWAY G K W, MARTINS J R R A. Aerodynamic shape optimization of the CRM configuration including buffet-on-set conditions[C]// 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting. [S.l.]: AIAA, 2016: 1-12.
- [8] 黄江涛, 刘刚, 周铸, 等. 基于离散伴随方程求解梯度信息的若干问题研究[J]. *空气动力学学报*, 2017, 35(4): 554-562.  
HUANG Jiangtao, LIU Gang, ZHOU Zhu, et al. Investigation of gradient computation based on discrete adjoint method[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2017, 35(4): 554-562. (in Chinese)
- [9] 陈颂. 基于梯度的气动外形优化设计方法及应用[D]. 西安: 西北工业大学, 2016.  
CHEN Song. Gradient based aerodynamic shape optimization design and applications[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016. (in Chinese)
- [10] 樊华羽, 詹浩, 程诗信, 等. 高效粒子群算法研究及飞翼无人机气动隐身优化设计[J]. *航空工程进展*, 2019, 10(6): 735-743.  
FAN Huayu, ZHAN Hao, CHENG Shixin, et al. Research on efficient particle swarm optimization and aerodynamic stealth integrated design of fly-wing UAV[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2019, 10(6): 735-743. (in Chinese)
- [11] LUTZE F H. Trimmed drag considerations[J]. *Journal of Aircraft*, 1977, 14(6): 544-566.
- [12] 许维进, 刘志敏. 重心位置对飞机阻力及其飞行性能的影响[J]. *飞行力学*, 1999, 17(1): 54-58.  
XU Weijin, LIU Zhimin. Effect of center-of-gravity position on aircraft drag and flight performance[J]. *Flight Dynamics*, 1999, 17(1): 54-58. (in Chinese)
- [13] 王华友, 李振水, 高亚奎, 等. 某机放宽纵向静稳定度效益分析[J]. *飞行力学*, 2007, 25(1): 19-21.  
WANG Huayou, LI Zhenshui, GAO Yakui, et al. Benefit research of relaxing static stability on a civil airplane[J]. *Flight Dynamics*, 2007, 25(1): 19-21. (in Chinese)
- [14] 阙建锋, 王维军, 吴宇. 利于减少配平损失的太阳能飞机构型设计[J]. *北京航空航天大学学报*, 2016, 42(7): 1479-1485.  
QUE Jianfeng, WANG Weijun, WU Yu. Design of solar-powered aircraft configuration for reducing trim loss[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2016, 42(7): 1479-1485. (in Chinese)
- [15] 李立, 白俊强, 郭同彪, 等. 考虑放宽静稳定度的民用客机气动优化设计[J]. *航空学报*, 2017, 38(9): 203-216.  
LI Li, BAI Junqiang, GUO Tongbiao, et al. Aerodynamic optimization design for civil aircraft considering relaxed static stability[J]. *Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(9): 203-216. (in Chinese)
- [16] 刘晓冬, 张沛良, 何光洪, 等. 基于伴随方法的飞翼布局多目标气动优化设计[J]. *西北工业大学学报*, 2021, 39(4): 753-760.  
LIU Xiaodong, ZHANG Peiliang, HE Guanghong, et al. Multi-objective aerodynamic optimization of flying-wing configuration based on adjoint method[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2021, 39(4): 753-760. (in Chinese)
- [17] 彭程. 飞翼飞机放宽静稳定性分析及其容错飞行控制方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2016.  
PENG Cheng. Relaxed static stability analysis of flying wing aircraft and research on its fault-tolerant flight control methods[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016. (in Chinese)
- [18] 李静, 高正红, 赵轲. 基于直接控制FFD参数化方法的跨声速层流翼身组合体稳健性设计[J]. *中国科学·技术科学*, 2015, 45(9): 964-974.  
LI Jing, GAO Zhenghong, ZHAO Ke. Robust design of transonic laminar wingbody configuration based on direct manipulated FFD technique[J]. *Scientia Sinica Technologica*, 2015, 45(9): 964-974. (in Chinese)
- [19] 陈立立, 郭正, 侯中喜. 自由变形技术在RAE2822翼型优化设计中的应用[J]. *国防科技大学学报*, 2018, 40(5): 45-53.  
CHEN Lili, GUO Zheng, HOU Zhongxi. Application of free-form deformation technique for RAE2822 airfoil optimization design[J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2018, 40(5): 45-53. (in Chinese)
- [20] SEDERBERG T W, PARRY S R. Free-form deformation of solid geometric models[J]. *ACM SIGGRAPH Computer Graphics*, 1986, 20(4): 151-160.
- [21] REUTHER J, JAMESON A. Control theory based airfoil design for potential flow and a finite volume discretization[C]// 32nd Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. [S.l.]: AIAA, 1994: 1-10.
- [22] 白俊强, 陈颂, 华俊, 等. 基于伴随方程和自由变形技术的跨声速机翼气动设计方法研究[J]. *空气动力学学报*, 2014, 32(6): 820-826.  
BAI Junqiang, CHEN Song, HUA Jun, et al. Transonic wing aerodynamic design based on continuous adjoint method and free form deform technique[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2014, 32(6): 820-826. (in Chinese)
- [23] 蒋城, 梁益华, 刘峰博, 等. 基于离散伴随的跨声速构型气动优化反设计[J]. *航空计算技术*, 2019, 49(3): 56-59.  
JIANG Cheng, LIANG Yihua, LIU Fengbo, et al. Aerody