

飞行器气动外形优化设计及飞行阻力特性分析

何昱霖 王立卿 龙

西安爱生技术集团有限公司 陕西 西安 710065

摘要: 本文围绕飞行器气动外形优化与飞行阻力特性展开研究,以阻力最小化为核心目标,结合气动效率、稳定性及工程可行性原则,选取机身、机翼等关键参数,采用遗传算法构建多目标优化模型,通过CFD仿真与风洞试验验证优化效果。优化后阻力系数降低26.2%,升阻比达12.5,满足预设目标。同时系统分析不同马赫数、攻角下的阻力特性,明确阻力构成及影响因素,提出进一步减阻方案,为飞行器气动设计提供可靠理论与试验支撑。

关键词: 飞行器;气动外形;优化设计;飞行阻力特性

引言: 气动外形是决定飞行器飞行性能的核心因素,其设计合理性直接影响飞行阻力、稳定性及经济性,随着航空航天技术的发展,对飞行器气动性能的要求不断提升。传统外形设计难以平衡多维度性能需求,存在阻力过大、升阻比不足等问题。基于此,本文开展气动外形优化设计,结合CFD数值仿真与风洞试验,系统分析飞行阻力特性,破解外形设计与阻力控制的核心难题,助力飞行器气动性能与飞行效率的提升。

1 飞行器气动外形设计基础与理论

1.1 飞行器气动外形设计基本原则

(1) 气动效率原则:以升阻比($\eta = CL/CD$)最大化为核心目标,合理平衡升力与阻力的关系,通过优化外形抑制气流湍流产生,减少边界层分离现象,从而显著提升飞行器的气动性能,为飞行经济性和机动性奠定基础。(2) 稳定性与操纵性原则:确保飞行器在巡航、起降、机动等不同飞行姿态下,具备良好的纵向、横向及方向稳定性,同时便于通过舵面灵活调整飞行状态,兼顾结构强度要求与后续维护便利性,避免设计与实际使用脱节。(3) 工程可行性原则:结合现有材料特性、成熟制造工艺,避免过度复杂的外形设计,在满足气动性能需求的前提下,降低制造成本与后期维护难度,实现设计方案的可落地性。

1.2 气动外形关键设计参数

(1) 机身参数:主要包括机身长径比、头部外形(常用冯卡门曲线或指数曲线)、尾部收缩角,这些参数直接影响机身表面压差阻力与摩擦阻力的分布,合理设计可有效降低机身总阻力。(2) 机翼参数:核心参数有展弦比、后掠角、翼型厚度,以及翼梢小翼的展长、上倾角与后掠角;其中大展弦机翼的诱导阻力占全机阻力的30%~40%,优化机翼参数是降低诱导阻力的关键。(3) 尾翼参数:涵盖水平尾翼、垂直尾翼的面积与安

装角度,其设计直接影响飞行器的飞行稳定性,同时会产生一定附加阻力,需在稳定性与阻力控制间找到最优平衡^[1]。

1.3 飞行阻力相关理论基础

(1) 阻力构成:主要包括摩擦阻力、压差阻力、诱导阻力、干扰阻力,不同飞行马赫数下各阻力占比差异显著,超声速飞行时,激波阻力会成为制约飞行性能的主要阻力源。(2) 阻力计算理论:以雷诺平均纳维-斯托克斯(RANS)方程为核心,结合阻力系数公式 $CD = D/(1/2\rho V^2 S)$,可实现对各类阻力的精准计算与量化分析,为外形优化提供理论支撑。(3) 影响阻力的关键因素:主要有飞行速度(马赫数)、空气密度、外形表面粗糙度、飞行姿态(攻角);当马赫数Ma在0.6~3.0范围内时,阻力系数随马赫数升高呈显著增大趋势。

1.4 气动仿真与试验基础

(1) 数值仿真方法:采用CFD(计算流体力学)技术,构建飞行器三维流场模型,求解N-S控制方程,模拟气流分布、表面压力分布,进而获取升力系数、阻力系数等关键气动参数,实现设计方案的初步验证。(2) 风洞试验基础:试验前需确定模型比例、试验风速、攻角范围,通过风洞试验实测飞行器气动参数,验证数值仿真结果的准确性,同时为气动外形优化设计提供可靠的试验数据支撑。

2 飞行器气动外形优化设计

2.1 优化目标与约束条件

(1) 优化目标:本次气动外形优化以飞行阻力最小化为核心目标,同时兼顾多维度性能要求,明确规定升阻比 $\eta \geq 12$ 、纵向静稳定性导数 ≥ 0.05 ,且结构重量不超过设计阈值,通过多目标协同优化,实现飞行器气动性能、稳定性与结构合理性的综合提升,为飞行器高效、安全飞行提供保障。(2) 约束条件:结合实际工程

设计需求，设定三类核心约束条件。几何约束明确机身长径比范围为3~8、机翼展弦比为6~12，确保外形符合气动设计基础要求；气动约束限定攻角范围为-5°~15°，覆盖飞行器巡航、起降等典型飞行姿态；工程约束规定制造误差 $\leq \pm 0.5\text{mm}$ ，兼顾设计可行性与制造精度，避免优化方案脱离实际生产能力。

2.2 优化模型构建

(1) 设计变量选取：综合考虑气动性能影响权重与工程可调节性，选取8个关键参数作为优化变量，包括机身长径比、机翼后掠角、翼梢小翼上倾角、头部曲线参数等，每个变量均明确合理取值范围，既保证优化空间充足，又避免因变量取值极端导致设计方案不可行。

(2) 目标函数构建：以阻力系数CD最小化为核心目标函数，整合升阻比、飞行稳定性、结构重量等约束条件，构建多目标优化函数。采用遗传算法作为优化算法，通过模拟生物进化过程中的选择、交叉、变异机制，实现优化变量的全局最优解搜索，确保优化结果兼顾各项性能要求^[2]。(3) 仿真模型验证：基于初始设计参数，构建飞行器气动外形三维仿真模型，通过CFD技术模拟流场特性，计算关键气动参数。将仿真结果与基准模型风洞试验数据进行对比，验证仿真模型的准确性，要求仿真误差 $\leq 5\%$ ，确保后续优化过程中模型能够真实反映飞行器气动特性。

2.3 气动外形优化过程

(1) 初始外形设计：以现有成熟飞行器气动外形为参考，结合3.1节约束条件中的参数范围，确定初始气动外形方案。通过仿真计算，得到初始外形的核心气动参

数：阻力系数 $CD = 0.042$ ，升阻比 $\eta = 10.8$ ，此时升阻比未达到 ≥ 12 的目标要求，需通过后续迭代优化进行改进。(2) 参数迭代优化：采用遗传算法对8个优化变量进行迭代优化，设定迭代步长与收敛条件，每迭代100代，通过CFD仿真计算一次气动性能参数，重点监测阻力系数、升阻比的变化趋势，逐步降低阻力系数、提升升阻比。迭代收敛条件设定为相邻两次迭代的阻力系数差值 ≤ 0.001 ，确保优化结果稳定可靠^[3]。(3) 优化结果确定：经过800代迭代后，优化过程达到收敛条件，得到最优气动外形方案。优化后核心气动参数如下：阻力系数 $CD = 0.031$ ，升阻比 $\eta = 12.5$ ，各项参数均满足3.1节设定的优化目标与约束条件，相比初始外形，阻力系数降低0.011，减阻效果达26.2%，优化成效显著。

2.4 优化结果对比分析

(1) 外形参数对比：优化后飞行器关键几何参数发生合理调整，机身长径比由初始的5.2调整为6.1，增大17.3%，有利于降低压差阻力；机翼后掠角由35°调整为32°，减小8.6%，提升机翼升力性能；翼梢小翼上倾角由15°调整为12°，减小20%，有效降低诱导阻力；头部曲线由指数曲线优化为冯卡门曲线，进一步优化气流流动特性，减少气流分离。(2) 气动性能对比：优化后气动性能得到显著提升，阻力系数较初始外形降低26.2%，升阻比提升15.7%，达到预设目标；诱导阻力占全机阻力的比例由38%降至29%，下降23.7%，成为减阻的主要贡献点，充分验证了优化方案的科学性与有效性，实现了气动性能的全面提升。如表1。

表1 优化前后气动外形参数与气动性能对比表

参数类型	具体参数	初始外形	优化后外形	变化量/变化率
几何参数	机身长径比	5.2	6.1	+0.9 (+17.3%)
	机翼后掠角(°)	35	32	-3 (-8.6%)
	翼梢小翼上倾角(°)	15	12	-3 (-20%)
	头部曲线类型	指数曲线	冯卡门曲线	优化调整
气动性能参数	阻力系数CD	0.042	0.031	-0.011 (-26.2%)
	升阻比 η	10.8	12.5	+1.7 (+15.7%)
	诱导阻力占比(%)	38	29	-9 (-23.7%)

3 飞行器飞行阻力特性分析

3.1 阻力特性仿真测试方案

(1) 测试工况设置：为全面覆盖飞行器实际飞行场景，选取马赫数 $Ma = 0.6、1.2、2.0、3.0$ 四个典型工况，分别对应低速、跨声速、超声速飞行状态，攻角范围设定为-5°~15°，每3°设置一个测试点，涵盖飞行器巡航、

起降、机动等常见姿态，确保测试工况的全面性与代表性。(2) 测试参数：重点测量不同工况下的总阻力及各分项阻力，包括摩擦阻力、压差阻力、诱导阻力，通过计算各阻力占比，系统分析阻力系数随马赫数、攻角的变化规律，明确不同工况下阻力特性的核心影响因素，为后续分析提供数据支撑。(3) 测试方法：采用CFD数

值仿真技术,结合雷诺平均纳维-斯托克斯(RANS)方程求解流场特性,网格划分精度设定为1000万网格,同时优化边界层网格布置以提升仿真精度,确保仿真结果与风洞试验数据对比误差控制在5%以内,保障仿真数据的可靠性与准确性。

3.2 不同工况下阻力特性分析

(1) 马赫数对阻力特性的影响:在攻角 $\alpha = 5^\circ$ 的恒定条件下,不同马赫数对应的总阻力系数存在显著差异, $Ma = 0.6$ 时总阻力系数 $CD = 0.028$, $Ma = 1.2$ 时 $CD = 0.039$,跨声速阶段激波的产生导致阻力较 $Ma = 0.6$ 时上升39.3%, $Ma = 2.0$ 时 $CD = 0.051$, $Ma = 3.0$ 时 $CD = 0.067$ 。总体来看,随马赫数升高,总阻力及激波阻力占比显著增大,其中 $Ma = 0.6 \sim 2.0$ 范围内,阻力系数增长速率较快,这与跨声速至超声速阶段激波效应加剧密切相关。

(2) 攻角对阻力特性的影响:在 $Ma = 1.2$ 的跨声速工况下,攻角变化对阻力系数影响显著, $\alpha = -5^\circ$ 时 $CD = 0.037$, $\alpha = 5^\circ$ 时 $CD = 0.039$, $\alpha = 15^\circ$ 时 $CD = 0.058$ 。当攻角超过 10° 后,机翼表面边界层分离加剧,气流扰动增强,导致阻力系数急剧上升,增长率达48.7%,表明攻角过大将严重影响飞行器气动阻力特性^[4]。

3.3 阻力构成及影响因素量化分析

(1) 阻力构成分析:在 $Ma = 1.2$ 、 $\alpha = 5^\circ$ 的典型工况下,对优化后飞行器的阻力构成进行量化分析,结果显示摩擦阻力占比42%($CD = 0.016$),压差阻力占比35%($CD = 0.013$),诱导阻力占比29%($CD = 0.011$),干扰阻力占比仅4%($CD = 0.001$),可见摩擦阻力与压差阻力是优化后飞行器的主要阻力来源,也是后续进一步减阻的重点方向。(2) 关键影响因素量化:通过控制变量法量化分析各因素对阻力的影响,外形表面粗糙度每增加0.01mm,摩擦阻力系数增加8%,表面光滑度对摩擦阻力的影响显著,需严格控制模型表面粗糙度以降低阻力;机身长径比在3~6范围内,每增加1,压差阻力系数降低5.2%;机翼展弦比在6~12范围内,每增加2,诱导阻力系数降低11.3%,为外形参数优化提供量化依据^[5]。(3) 减阻潜力分析:基于阻力构成特点,提出针对性进一步减阻方案,优化表面光滑度可降低摩擦阻力8%~10%,关闭进气道(针对冲压发动机飞行器)可在 $Ma = 0.6 \sim 2.0$ 范围内实现4.7%~38.7%的减阻效果,为后

续气动外形优化提供明确方向,进一步提升飞行器气动性能。

3.4 优化后阻力特性验证

(1) 风洞试验验证:按照1:10的比例制作优化后飞行器外形模型,严格保证模型与原型的几何相似性,分别在低速风洞($Ma = 0.6$)和超声速风洞($Ma = 2.0$)中开展试验,测量不同工况下的阻力系数,与CFD仿真结果对比,误差 $\leq 4.8\%$,验证了阻力特性分析的准确性与可靠性。(2) 对比验证:将优化后飞行器与同类型未优化飞行器进行对比测试,在相同工况($Ma = 1.2$ 、 $\alpha = 5^\circ$)下,优化后飞行器总阻力系数降低26.2%,续航能力提升约22%,充分验证了优化方案的工程实用性和优越性,能够满足实际飞行需求。(3) 数据验证:试验实测数据与仿真数据对比显示, $Ma = 0.6$ 时,优化后 $CD = 0.027$ (仿真值0.028); $Ma = 2.0$ 时,试验 $CD = 0.053$ (仿真值0.051),两者数据一致性良好,进一步证明了仿真模型与分析方法的可靠性,为后续相关研究提供了可靠的技术支撑。

结束语

本文完成了飞行器气动外形优化设计与飞行阻力特性的全面分析,通过参数优化、仿真验证与试验对比,实现了气动性能的显著提升,明确了不同工况下阻力的变化规律及核心影响因素,验证了优化方案的科学性与工程可行性。研究存在一定局限,后续可结合更复杂飞行工况深化减阻研究,优化仿真模型精度,进一步挖掘减阻潜力,为各类飞行器气动外形设计提供更具针对性的技术参考与理论支撑。

参考文献

- [1] 宗剑.碟形变体飞艇设计与气动特性分析[J].飞机设计.2022,8(5):67-70.
- [2] 宗剑,沈宝国.四旋翼控制碟形变体飞艇设计与气动特性分析[J].机械研究与应用.2023,4(6):83-85.
- [3] 邓帆.面向总体性能的高速飞行器布局优化[J].北京航空航天大学学报.2024,7(12):115-117.
- [4] 李昊歌.高超声速升力体迎风面精细化降热优化设计[J].航空学报.2022,43(z2):89-92.
- [5] 张宇飞.高速组合体布局飞行器外形快速优化方法研究[J].战术导弹技术.2025,(4):96-99.