航 空 学 报
Acta Aeronautica et Astronautica Sinica

Mar. 25 2024 Vol. 45 No. 6
ISSN 1000-6893 CN 11-1929/V

http://hkxb.buaa.edu.cn hkxb@buaa.edu.cn

引用格式：刘柳，向先宏，张宇飞，等. 一种高升阻比非常规翼身融合燕尾气动布局[J]. 航空学报，2024，45(6)：629630. LIU L，XIANG X H，ZHANG Y F，et al. A high lift-to-drag ratio unconventional blended-wing-body aerodynamic configuration with swallow tail[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，2024，45(6)：629630 (in Chinese). doi：10.7527/S1000-6893.2023.29630

一种高升阻比非常规翼身融合燕尾气动布局

刘柳[1]，向先宏[1,*]，张宇飞[2]，陈海昕[2]，魏闯[3]，朱剑[1]，杨普[2]

1. 海鹰航空通用装备有限责任公司，北京 100074
2. 清华大学 航天航空学院，北京 100084
3. 航空工业空气动力研究院 高速高雷诺数气动力航空科技重点实验室，沈阳 110034

摘 要：未来高性能先进飞行器研发不仅对升阻比、最大升力系数等气动性能大幅提升提出了迫切需求，还面临更为严苛的总体/结构/隐身/飞控等各专业设计约束和要求。从飞行器平台总体顶层设计角度和工程应用背景出发，基于大有效容积隐身机身和高升力大展弦比隐身自然层流机翼，结合同时对机身/机翼、后体/燕尾进行几何和气动高效一体化融合等设计思想，开展了一种高升阻比非常规翼身融合燕尾气动布局设计优化与性能测试研究。CFD计算和风洞试验结果表明设计方案在马赫数0.194、雷诺数5.2×10^5工况下最大升阻比约31.2，气动性能较为优异，同时基本纵向/横航向气动特性以及燕尾舵效等可满足飞控需求；红外转捩测量试验结果显示其自由转捩位置与层流翼型/机翼气动计算结果符合较好；表面流动分离丝线试验结果显示燕尾受到机翼下洗影响较为显著，后续可进一步开展深入研究。

关键词：未来先进飞行器；大展弦比；高升力；非常规翼身融合；燕尾气动布局；风洞试验

中图分类号：V221.3 **文献标识码**：A **文章编号**：1000-6893(2024)06-629630-14

飞行器气动布局设计主要包括正常式布局、鸭式布局、三翼面布局、飞翼布局、升力体/乘波体布局、翼身融合布局以及其他组合式布局等[1-4]，这些布局在全机有效容积、巡航速度、升阻比、起降最大升力系数、外形隐身、结构形式、飞行稳定性、操纵性、抗侧风等性能方面各具特点。其中，翼身融合布局通过将机翼和机身等部件进行几何和气动上的一体化融合，在有效增加内部空间的同时，还可提升气动和隐身等全机总体性能，是未来先进飞行器新型气动布局研究和发展的主要方向之一。

由于翼身融合布局的典型特征是将机翼/尾翼与机身进行一体化融合设计，因此在气动设计过程中广义上具有该特征的外形都可称为翼身融合布局。例如，除了未来先进民机BWB (Blended-Wing-Body)外形等典型常规翼身融合气动方案，对于直接将单独机翼作为飞行器外形的飞翼布局、利用单独机身/弹身产生升力并作为飞行器外形的升力体布局以及其他具有“翼身融合”典型特征的组合式非常规布局等均属于翼身融合范畴。相应地，飞翼和升力体布局则可分别作为翼身融合布局分别在“翼”和“身”两端最特殊的2种不同表现形式。

常规翼身融合气动布局为了追求更高的气

收稿日期：2023-09-21；**退修日期**：2023-09-28；**录用日期**：2023-11-27；**网络出版时间**：2023-12-14 11:21
网络出版地址：https://hkxb.buaa.edu.cn/CN/Y2024/V45/I6/629630
基金项目：国家自然科学基金(12372288，U23A2069)
* **通信作者**. E-mail：2007xxhong@163.com

动效率和隐身性能，通常不直接采用正常尾翼，而是在机身后体或在机翼上安置纵向操纵舵面，因此存在力臂较短导致操纵效率偏低，或者由于在机翼上同时布置升降舵和副翼从而带来纵向和横航向气动特性强耦合等问题。这些问题导致尽管目前常规翼身融合布局在未来先进民机和高性能先进无人机等飞行器研发过程中获得越来越多关注，但仍需要投入大量研究工作以进一步提高其气动效率优势，并对上述相关问题进行系统验证分析和优化。诸多学者针对翼身融合布局进行了相关分析，在翼身融合布局高低速协调设计[5]、失速特性流动机理[6]、中央机体翼型设计[7]、总体参数等对高速气动性能影响[8]、兼顾气动/隐身和结构重量要求概念设计优化[9]、起降增升装置设计[10-11]、鸭翼对低速纵向气动特性影响[12]、抗侧风起降特性[13]以及气动布局/隐身反设计[14]等方面，开展了卓有成效的研究；此外，近年来美国国家航空航天局（National Aeronautics and Space Administration，NASA）和波音公司等研究机构亦重点针对常规翼身融合布局低速起降和飞控操稳等性能开展攻关，例如增加前缘襟翼和拉长机身后体等[15-17]。但从目前国内外研究进展来看，常规翼身融合BWB气动布局对未来如何开展工程应用所面临的高低速性能匹配、纵向操控效率不足等问题依然尚未很好解决，仍需进一步开展探索研究。

除了上述研究问题之外，对于隐身特性较为突出的飞翼类翼身融合气动布局方案，也存在由于飞行器部分任务载荷尺寸过大带来局部翼型高度偏大等设计困难；由于力矩自配平约束而难以选择更高升阻比的高升力翼型导致其气动效率难以进一步提升；由于翼展、翼面积以及翼载荷需与全飞行工况包线匹配所带来的部分气动方案全机展弦比偏小等问题。对于未来高性能先进飞行器研发，一方面不仅对升阻比等气动性能大幅提升提出了迫切需求，另一方面还需面临更为严苛的总体/结构/隐身/飞控等各专业设计约束，因此，亟需发展和探索新型非常规翼身融合气动布局设计方法以突破现有气动设计体系的局限。

基于此，本文从飞行器平台顶层总体设计角度和上述典型工程应用背景出发，在国内外研究成果基础之上进行翼身融合等气动布局优化设计。采用燕尾式尾翼等新型气动仿生设计思想，基于前期提出的低速/亚声速气动升阻比“屏障”理念[18]和潜在的突破方向分析结果，结合未来高性能先进长航时无人机等飞行器对大尺寸任务载荷机身有效容积匹配、高升阻比巡航、气动外形隐身、轻质结构以及操稳飞控等方面性能大幅提升的迫切需求，开展了一种大展弦比高升力非常规翼身融合燕尾气动布局[19]研究。通过CFD计算和风洞试验等研究手段对所获得的优化构型气动特性进行测试和分析，以期实现该类飞行器气动/飞控/隐身/结构/总体等专业性能多点提升，为开展工程应用提供支撑和参考。

1 数值计算方法验证

1.1 数值计算方法与网格

数值计算主要采用航空工业空气动力研究院研发的OVERSET数值计算平台[20]，主控方程为雷诺平均Navier-Stokes方程，计算湍流模型为SST（Shear Stress Transport）二方程模型，转捩预测采用e^N方法，同时进行流向T-S波不稳定性和横流C-F波稳定性分析。采用有限体积法，空间离散格式为二阶迎风Roe格式，时间推进方式采用LU-SGS（Low Upper Symmetric Gauss Seidel）隐式时间推进算法，同时采用2阶V循环多重网格技术加速收敛。计算网格采用全结构化网格，前后远场距离为机身长度的50倍，第1层网格高度为机翼平均气动弦长的2×10^{-6}倍，$y^+<1.0$，半模网格量在1 700万量级，图1为全机和翼梢表面网格示意图。本文数值计算方法与网格生成策略经过大量算例验证，具有较高的可信度[21]。

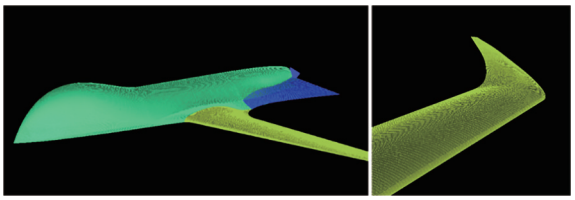
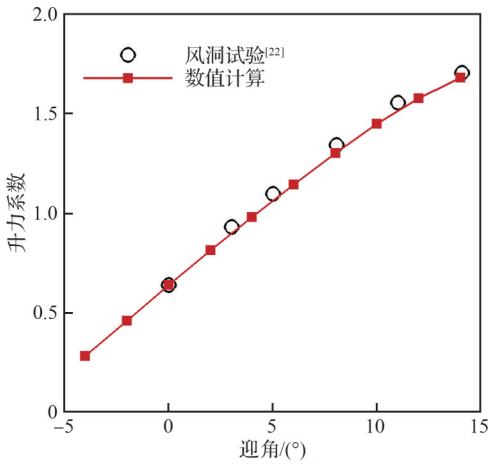


图1 气动计算数模表面网格

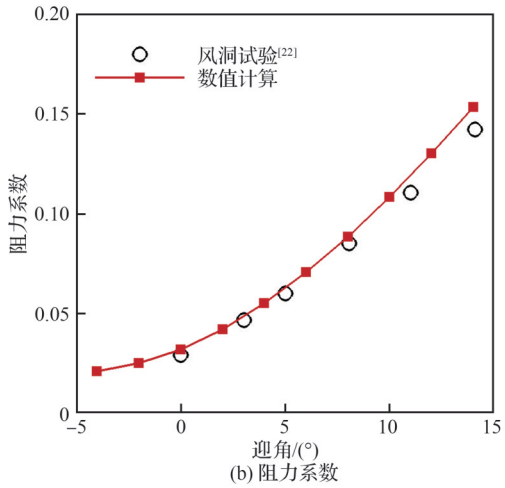
Fig. 1 Surface grid of aerodynamic calculation model

1.2 FX63-137机翼数值验证

由于本文研究的气动布局方案的飞行状态处于典型的中低雷诺数范围，为验证本文计算方法的可靠性和准确性，选择展弦比为8的FX63-137平直机翼进行数值模拟。FX63-137平直机翼存在较为明显的三维层流分离、转捩和再附等低雷诺数流动特征，常用于验证数值方法是否适用于中低雷诺数流动。参考文献[22]的试验结果及条件，数值模拟的来流速度为30 m/s，雷诺数为3×10^5，来流湍流度为0.1%。图2给出了计算和试验值对比结果，其中V为风速，计算升力系数与试验值符合较好，计算阻力系数略大于试验值，该数值模拟方法可用来开展本文研究。



(a) 升力系数



(b) 阻力系数

图2 FX63-137计算与试验结果对比（$V=30$ m/s）

Fig. 2 Comparison of simulation and experiment results for FX63-137（$V=30$ m/s）

2 大展弦比非常规翼身融合气动布局设计与优化

2.1 总体气动布局设计

结合未来先进高升阻比飞行器研发总体、结构、飞控和动力等专业需求开展大展弦比非常规翼身融合燕尾气动布局设计探索和初步验证，整体气动外形如图3所示。主要采用基于“大有效容积隐身脊机身＋前后缘平行隐身机翼＋燕尾”的非常规翼身融合气动布局设计思想。其中，机身需满足主

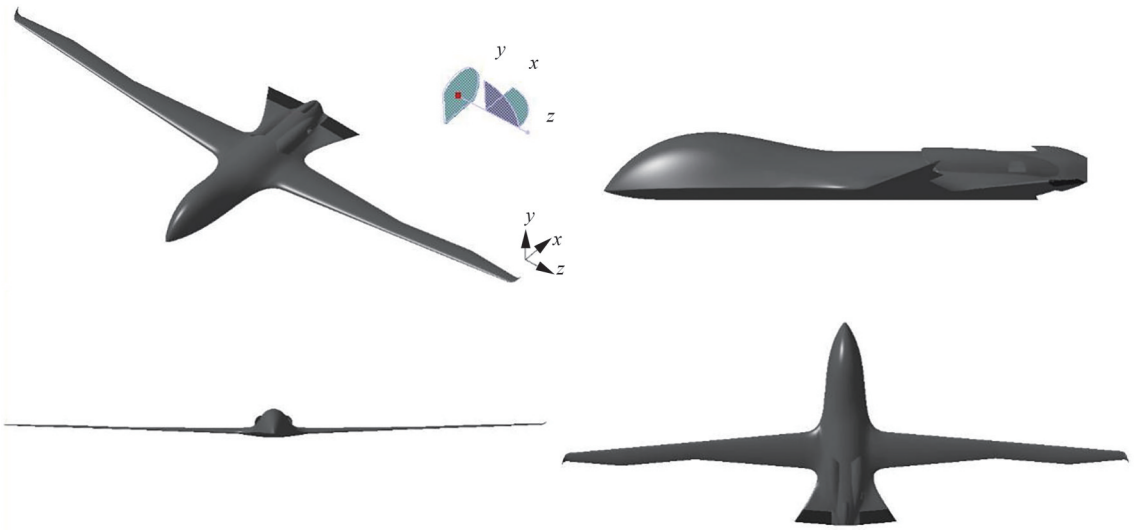


图3 非常规翼身融合气动设计方案外形三视图

Fig. 3 Three views of unconventional BWB aerodynamic design scheme shape

要内部载荷等容积约束，同时兼顾隐身设计需求；通过中低雷诺数高升力自然层流翼型和高升阻比隐身层流机翼设计提升全机气动升阻比和隐身性能；在翼身融合设计方面，采用机翼/机身一体化以及燕尾/后体一体化的非常规翼身融合设计，兼顾考虑总体、结构、隐身和飞控等专业需求。

2.2 主要气动设计参数优化

2.2.1 优化设计方法

首先针对翼型和机翼开展优化设计工作，优化方法包含参数化建模、自动化生成网格、CFD计算性能评估以及优化算法等模块，并搭建整体优化设计流程（见图4）。然后根据给定的设计输入、设计约束和优化目标开展优化设计工作。最后通过对优化结果进行选取和校验，获得满足要求相对最优的机翼模型，并与机身开展一体化建模和全机性能分析。

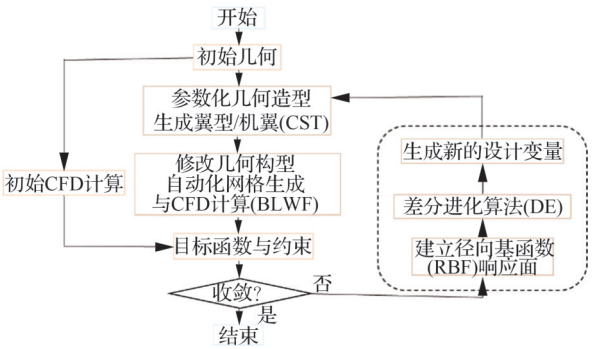


图 4 翼型/机翼自动优化设计流程

Fig. 4 Airfoil/wing automatic optimization design process

2.2.2 翼型与机翼优化

1）优化对象

优化机翼气动外形，包括机翼的扭转角和翼型，具体包括3个截面的扭转角及厚度，以及3个截面上、下表面各7个CST（Class/Shape function Transformation）参数，共48个优化变量。3个优化截面位置如图5所示，z表示展向的截面位置。相对位置弦长分别为1.4、0.6和0.6 m。翼尖弦长为0.3 m。翼根至翼尖厚度呈线性分布，翼根厚度为15%，翼尖厚度为13%，前缘后掠角为5°。3个截面优化变量的取值范围如表1所示。

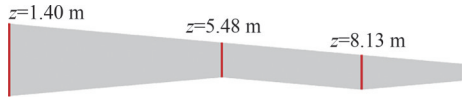


图 5 优化截面展向位置

Fig. 5 Spanwise position of optimized cross-section

表 1 截面优化变量取值范围

Table 1 Range for optimization variables of cross-sections

优化变量	变量数目	取值范围
扭转角	1	[−2°,2°]
上表面CST参数	7	[0,0.9]
下表面CST参数	7	[−0.4,0.2]

2）优化目标

采用多目标优化，第1个目标为巡航状态升阻比，在机翼定升力系数0.75时，优化升阻比K，K值的优化方向为最大化；第2个优化目标为约束非设计点特性的加权函数Obj，Obj的优化方向为最小化，其具体包括2个部分：

$$\sum_{i=1}^{3}\max\left(\left(x_{\mathrm{QQP}_i}-3.0\right),0\right) \tag{1}$$

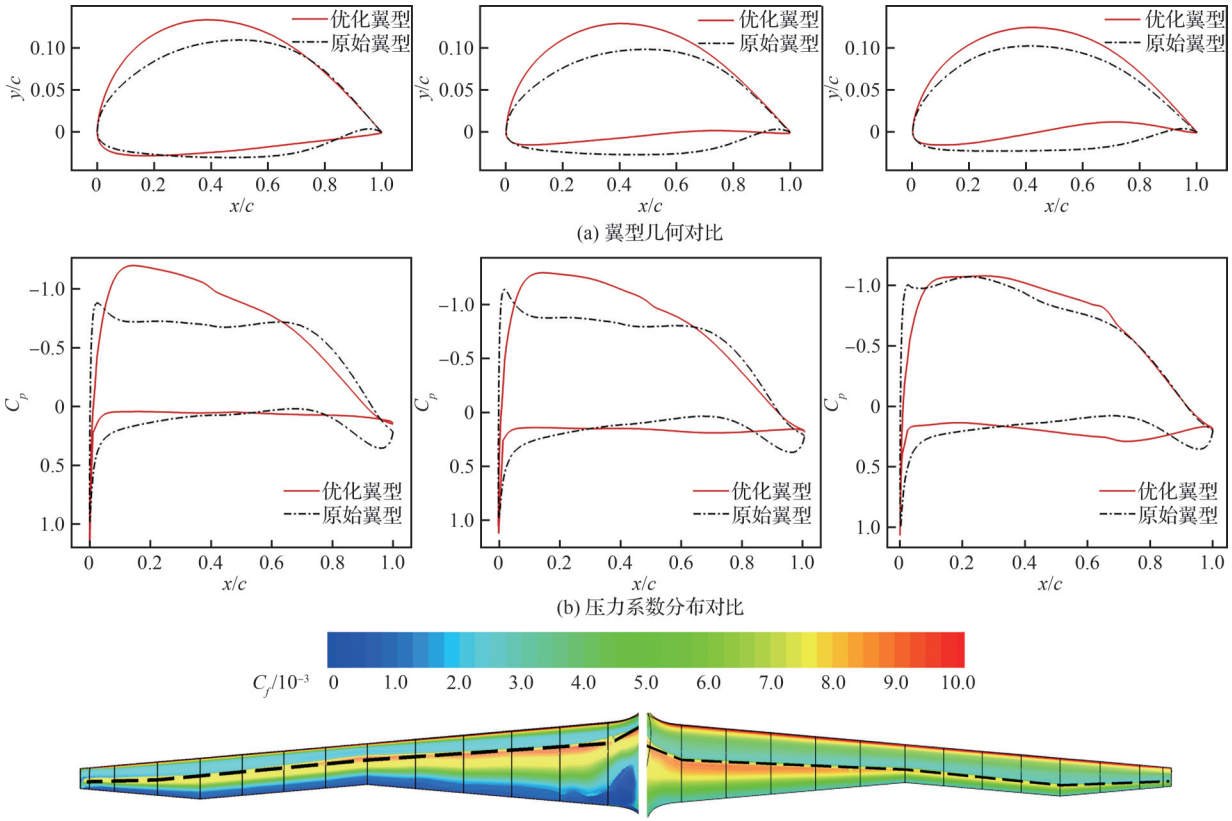
$$\sum_{i=1}^{3}\max\left(\left(x_{\mathrm{length}_i}-0.2\right),0\right) \tag{2}$$

式（1）中的函数用于引导巡航点尾缘压力恢复区的梯度值$x_{\mathrm{QQP}_i}<3.0$，避免在巡航点出现尾缘分离。式（2）中的函数是为了引导3个截面上的顺压梯度区x_{length_i}长度小于预设约束0.2。当$x_{\mathrm{length}_i}<0.2$时，函数值为0；当$x_{\mathrm{length}_i}>0.2$时，函数值为正。引导该函数最小化可以对顺压梯度区长度进行约束，避免优化得到过长的顺压梯度区，导致在迎角增大时尾缘逆压梯度过大，过早出现尾缘分离，降低非设计点的性能。通过以上2个优化目标函数，可以在兼顾非设计点性能的前提下，推迟流动转捩，延长层流区，减小气动阻力。

3）优化工具

使用CST方法进行截面翼型的几何参数化；使用结合响应面的差分进化优化程序HSADDE[23-25]作为优化算法。

基于以上优化设置进行优化，最终选取的优化外形与原始外形的截面翼型、压力分布及表面摩擦阻力对比如图6所示。初始翼型均选自NACA6



(c) 表面摩擦阻力系数对比(虚线为转捩线，左为优化前，右为优化后)

图 6 优化前后的截面及机翼对比

Fig. 6 Comparison of cross-sections and wings before and after optimization

系列自然层流翼型。翼根设计截面的扭转角为1.75°,翼尖的扭转角为0°,中间截面的扭转角线性变化。机翼的平面形状及机翼厚度分布并未发生变化。

通过对比优化前后的表面压力及摩擦阻力可以发现,直接选取的NACA6系列翼型由于设计升力系数与本文目标优化构型并不匹配,因此在前缘即产生了较明显的吸力峰与逆压梯度,导致转捩较早。而经过优化后的翼型前缘压力分布变化缓和,有效推迟了转捩,上表面层流区域占比达60%以上,有效减小了摩擦阻力。优化前的翼型尾缘逆压梯度较大,产生了一定的分离区域,而优化后的机翼尾缘则没有流动分离。

4）翼梢小翼选取

为了进一步减阻,采用翼梢小翼降低诱导阻力。翼梢小翼并未参与机翼气动优化过程。采用图7所示的小翼构型,通过增添小翼,可以使得巡航状态机翼的展向载荷分布更接近椭圆,从而利于减小诱导阻力。机翼气动外形经过优化,奥斯瓦尔德因子从0.829优化至0.950,添加翼梢小翼后进一步提升为0.994。

2.2.3 机身设计优化

该气动布局机身设计优化的重点在后体,主要结合后体发动机主体空间需求、进排气/散热器风道尺寸以及与燕尾的几何和气动一体化融合设计等开展研究。优化设计目标是在满足总体、结构、动力、飞控等约束的前提下使全机阻力尽量小,其中,拟通过燕尾与后体融合设计放宽纵向静稳定度(−5%左右),进一步减小配平阻力损失。图8和图9分别为机身后体设计优化过程中典型气动外形和CFD计算分析结果。其中方案6为原始机身方案,方案7为在方案6基础上在保证装载的基础上进行瘦身的方案,方案8为在方案7基础上保证投影形状相同侧缘下移的方

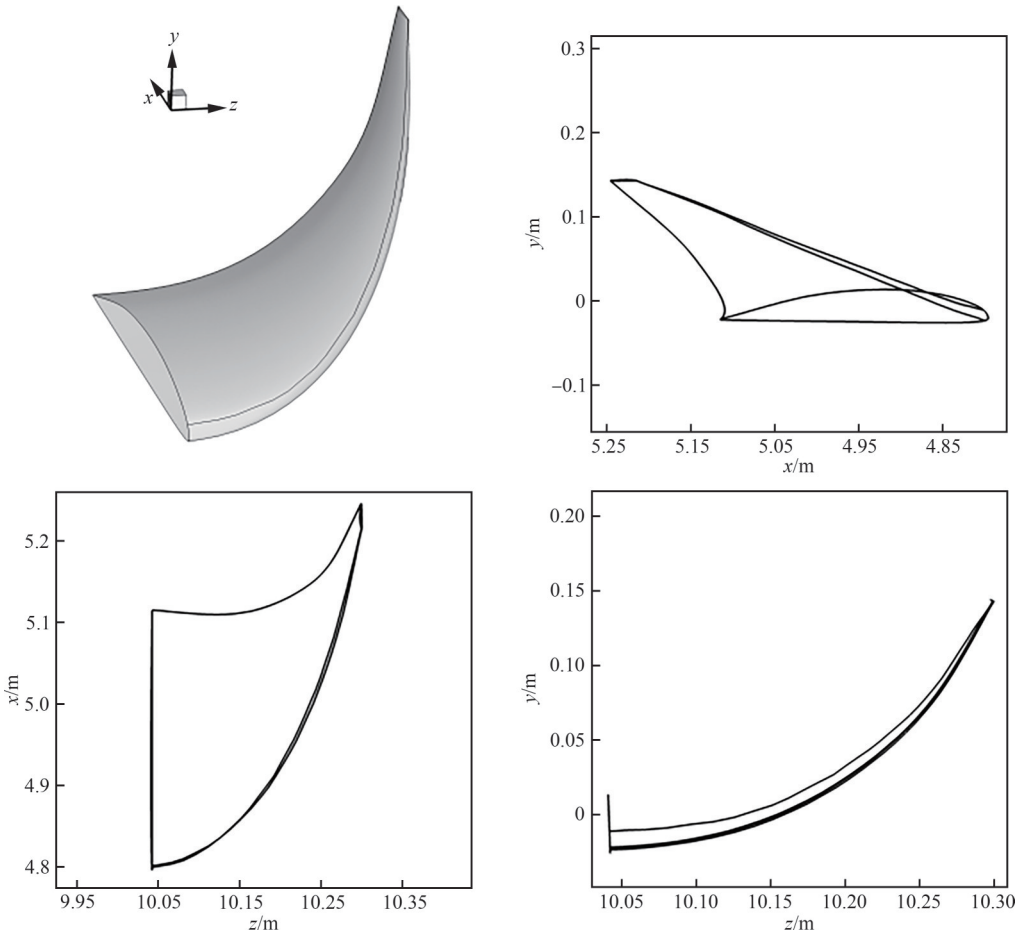


图 7　翼梢小翼几何外形

Fig. 7　Geometric shape of winglets

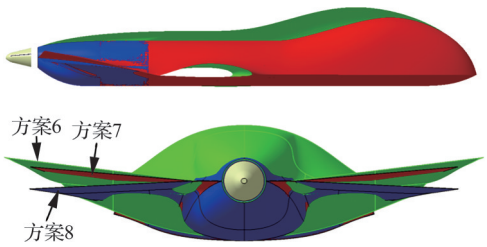


图 8　机身后体构型不同方案对比

Fig. 8　Comparison of different fuselage afterbody designs

案，通过多学科多轮迭代优化，获得阻力尽量低的后体优化外形。

2.2.4　翼身融合全机一体化设计优化

对机翼与机身分别进行了精细优化设计后，对机翼机身的融合区域进行了适当手动修型光顺，获得全机优化构型如图 10 所示（机翼展弦比

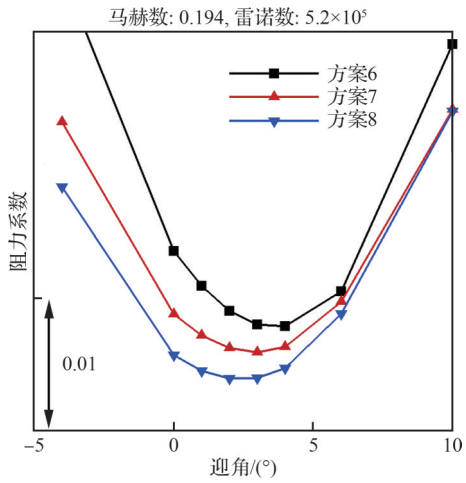


图 9　机身后体优化过程典型状态阻力系数对比

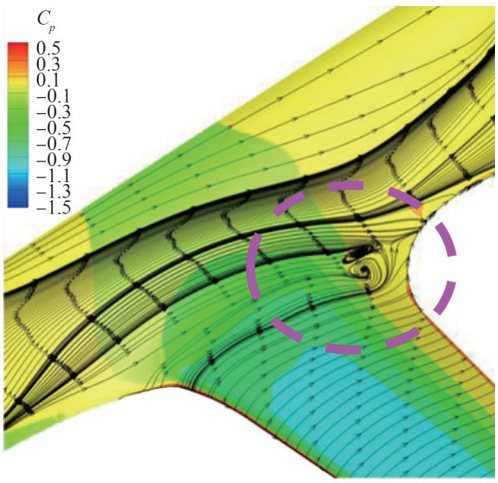
Fig. 9　Comparison of drag coefficient in typical states during optimization of afterbody

约 23.5）。通过对全机开展 CFD 计算分析，从翼身融合区域优化前后表面压力分布和流动分离

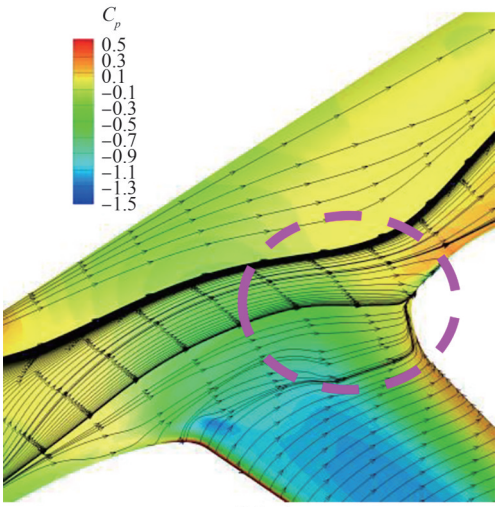
图 10 翼身融合全机一体化优化设计外形

Fig. 10 BWB aircraft optimization design shape

对比情况可以发现，翼身融合后缘分离区域经过优化已被完全消除（图 11）。此外，从全机气动力系数来看，升阻比在全机巡航升力系数（C_L=0.8）附近达到最大，如图 12 所示。



(a) 优化前



(b) 优化后

图 11 翼身融合区域优化前后表面流动分离对比

Fig. 11 Comparison of surface flow separation of blended-wing-body area before and after optimization

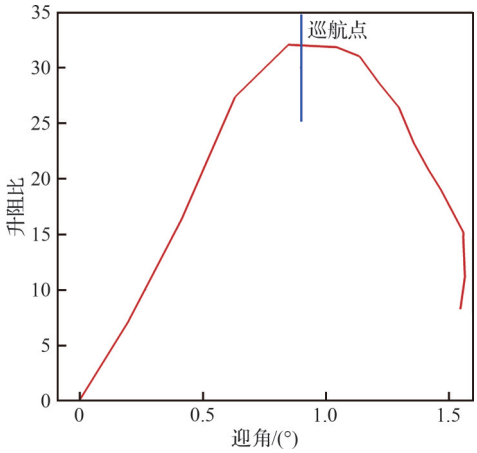


图 12 优化外形升阻比曲线

Fig. 12 Curve of lift to drag ratio of optimization shape

3 气动性能风洞试验

3.1 试验模型与风洞

在中国航空工业空气动力研究院 FL-8 风洞开展气动特性风洞试验研究。试验模型和风洞安装图分别如图 13 和图 14 所示。气动舵面除了本文提出的燕尾舵，其他舵面与常规舵面类似，

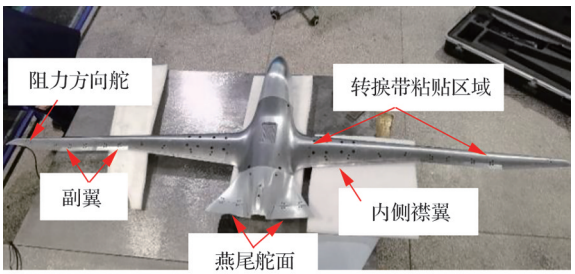


图 13 试验模型加工装配与气动舵面示意图

Fig. 13 Schematic diagram of experimental model processing and aerodynamic control surface

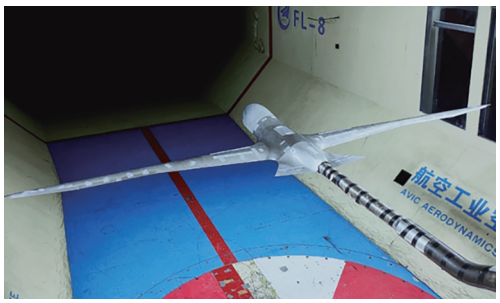


图 14 试验模型在风洞中的安装示意图

Fig. 14 Installation diagram of test model in wind tunnel

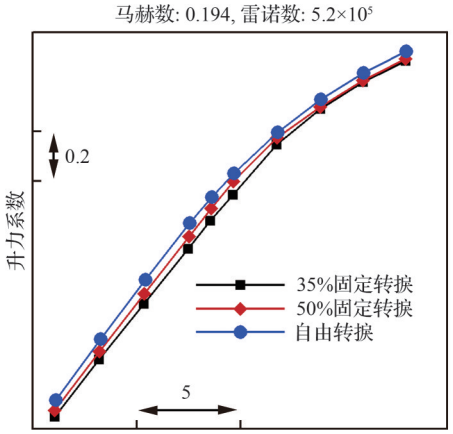
不再赘述。其中，燕尾舵面展向宽度占机身后体宽度80%区域，弦长约为机身长度5%。风洞试验模型展长2.45 m，平均气动弦长0.118 m，采用尾支撑方式，底部阻力通过在空腔测压后采用压差阻力换算等方式对底阻予以扣除[26]。升力系数C_L、阻力系数C_D和侧向力系数为风轴系结果，俯仰力矩系数C_m、滚转力矩系数C_{la}和偏航力矩系数C_{an}为体轴系结果。

3.2 典型工况气动力特性风洞试验

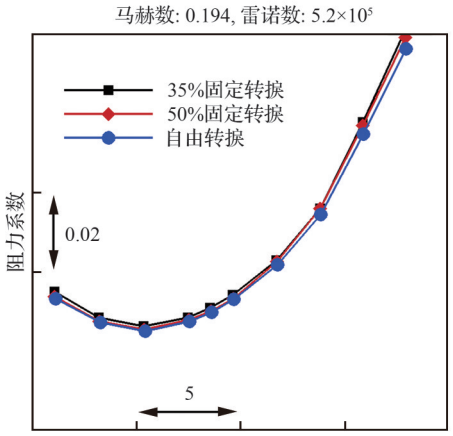
3.2.1 基本纵横向气动特性

1）典型工况纵向气动数据

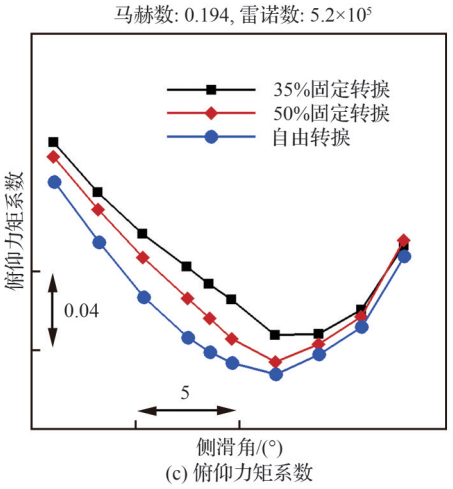
图15为风速67 m/s（马赫数0.194、雷诺数5.2×10^5）典型工况纵向气动力试验结果，结合3.3.1节红外转捩测量情况，可以发现随着转捩



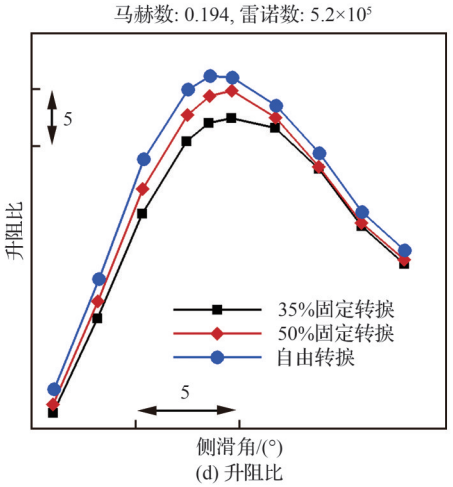
(a) 升力系数



(b) 阻力系数



(c) 俯仰力矩系数



(d) 升阻比

图15 $V=67$ m/s典型工况纵向气动力试验结果（不同转捩位置）

Fig. 15 Experiment results of longitudinal aerodynamic force under typical inflow conditions when $V=67$ m/s (different transition positions)

带位置后移，升阻比随之增加，与理论吻合较好。其中，在该雷诺数自由转捩工况下的最大升阻比达到31.2，对应迎角约3.5°，此时升力系数对应巡航点所需升力系数0.8，且当调整全机纵向静稳定度至$-5.2\%c$时，俯仰力矩系数恰好实现自配平，具有较为优异的配平升阻比气动特性。同时，升力系数线性段保持较好，可为飞控预留一定的升力系数和迎角操控裕度。

2）典型工况横航向气动数据

图16为典型工况横航向气动数据曲线。可知随着侧滑角增加，全机侧向力、偏航力矩系数和滚转力矩系数均逐渐减小（负值），横向静稳

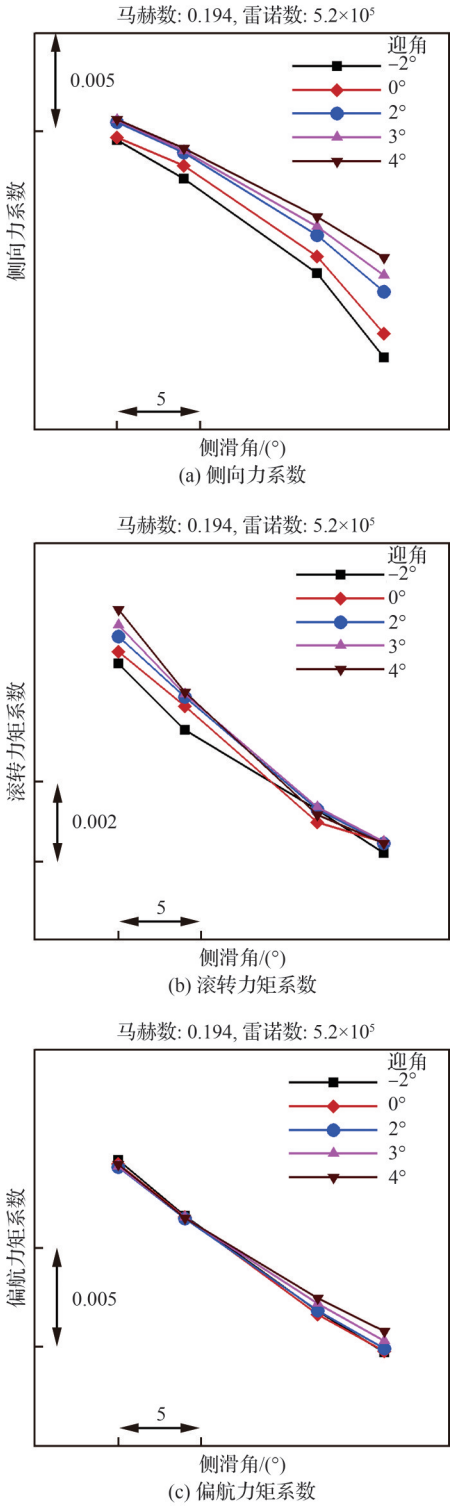


图 16 典型工况横航向气动数据曲线

Fig. 16 Data curves of lateral aerodynamic force under typical inflow conditions

定，航向为弱静不稳定[1]，与气动设计理论相符，且随着侧滑角增加具有较好的线性度。

3.2.2 燕尾舵效风洞试验

图 17 为马赫数 0.194、雷诺数 5.2×10^5 时侧

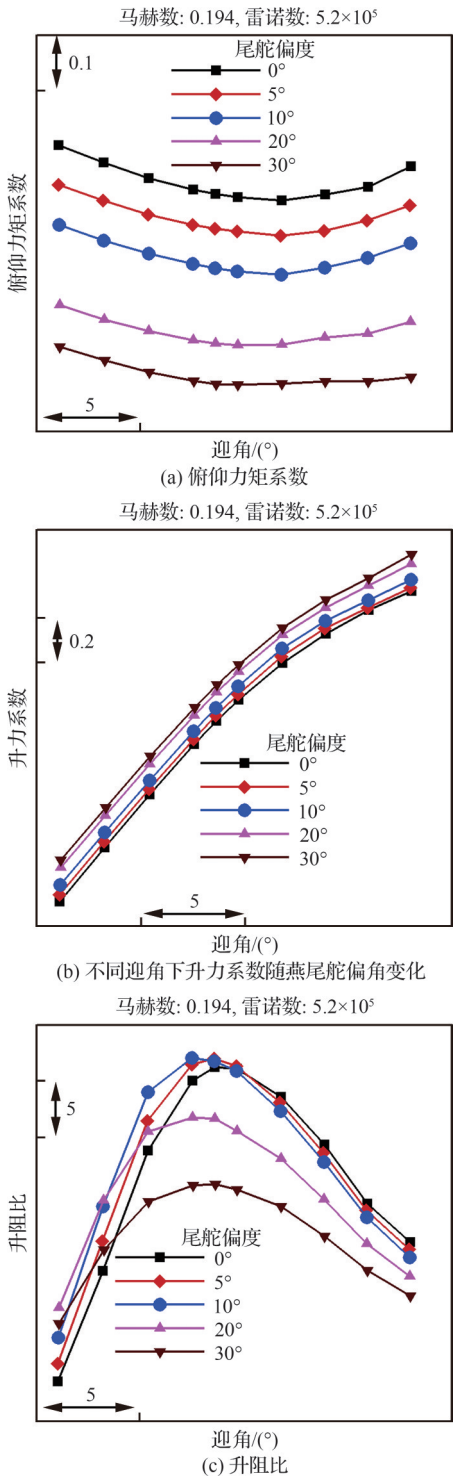


图 17 典型工况燕尾舵效风洞试验曲线

Fig. 17 Wind tunnel test curves of swallow tail rudder efficiency under typical inflow conditions

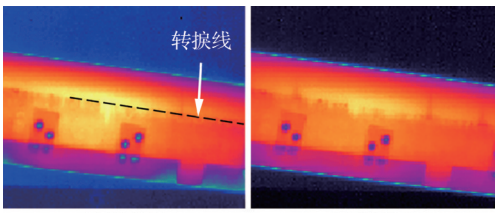
滑角0°下的燕尾舵效风洞试验曲线结果。从图中可以发现，随着燕尾舵下偏角逐渐增加，低头力矩也随之增加；舵偏角在20°以内的舵效线性度良好，当舵偏角超过20°时，燕尾舵面效率开始降低，见图17(a)和图17(b)；当舵面角超过20°时升阻比损失较大，见图17(c)，符合机身尾部后缘舵的一般气动规律。

通过上述风洞试验数据分析可知，全机巡航升阻比以及纵向和横航向静稳定性良好，同时燕尾舵效率较高，舵偏角度在10°左右时即可匹配飞控最大舵控需求，且留有足够的舵效安全裕度。本文提出的新型非常规翼身融合布局方案可满足高效巡航和飞行操控等整体气动性能需求。

3.3 表面流动显示测量风洞试验

3.3.1 红外转捩测量试验

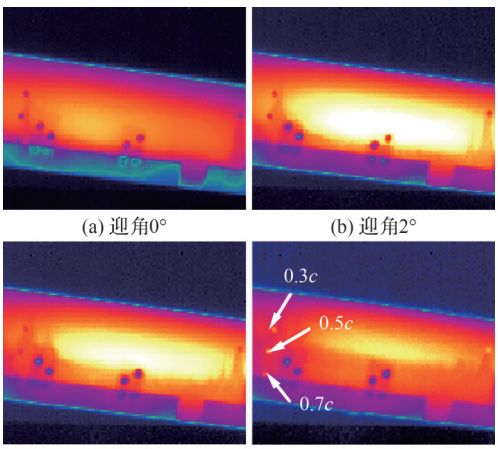
图18和图19给出了风速67 m/s时(马赫数0.194、雷诺数5.2×10^5)不同迎角下固定和自由转捩测量结果，固定转捩在35%当地弦长位置，从转捩测量结果上看，约在35%当地弦长位置，出现明显的明暗交界，即转捩带使层流强制转捩为湍流，可验证粗糙带达到强制转捩效果，红外转捩测量结果可信。图20给出了该风速工况不同迎角下机翼转捩计算结果，计算和试验结果对比可知自由转捩时随迎角增加转捩位置前移，计算层流范围较试验值小，从试验结果可知在迎角6°前机翼中段自由转捩位置在50%当地弦长之后，与气动设计理论相符。



(a) 迎角2° (b) 迎角6°

图18 $V=67$ m/s时不同迎角下固定转捩测量结果

Fig. 18 Measurement results of fixed transition at different angles of attack when $V=67$ m/s

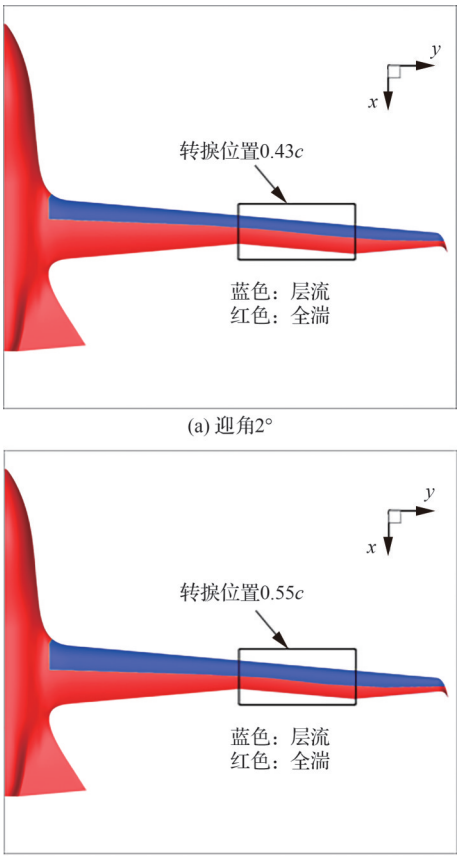


(a) 迎角0° (b) 迎角2°

(c) 迎角4° (d) 迎角6°

图19 $V=67$ m/s时不同迎角下自由转捩测量结果

Fig. 19 Measurement results of free transition at different angles of attack when $V=67$ m/s



(a) 迎角2°

(b) 迎角4°

图20 $V=67$ m/s时不同迎角下机翼自由转捩计算结果

Fig. 20 Calculation results of free transition of wing at different angles of attack when $V=67$ m/s

3.3.2 表面流动分离丝线试验

图21为风速67 m/s时(马赫数0.194、雷诺数5.2×10^5)不同迎角下机翼表面流线计算和丝线试验对比结果，可见在小迎角下机翼后缘存在

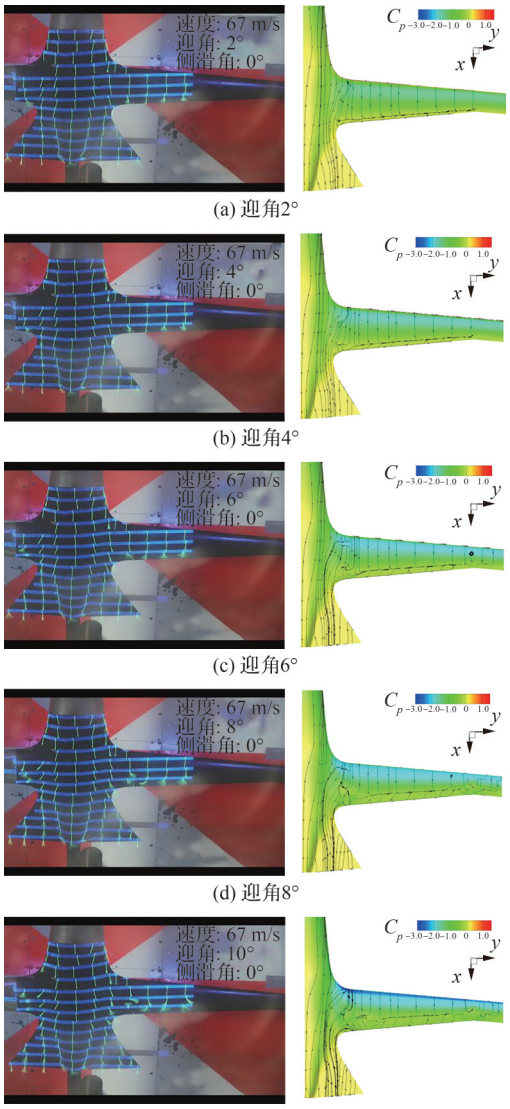


图 21 V=67 m/s时不同迎角下机翼表面流线计算和丝线试验对比结果

Fig. 21 Comparison of calculated surface streamlines and silk test results of wing at different angles of attack when V=67 m/s

小分离流动，随迎角增加机翼后缘分离越来越大，并且在机翼翼根后缘即机翼和机身融合处出现分离涡，其随迎角增加同样逐渐增大。

此外，通过CFD计算与风洞试验测试结果对比分析，从14.56%展向站位及不同迎角下压力分布对比结果（图22和图23）可以看出，受机翼下洗影响，燕尾产生负升力，亦即使飞机产生抬头力矩，随迎角增加至迎角8°前燕尾负升力减小，亦即燕尾使飞机抬头的能力减弱，使全机俯

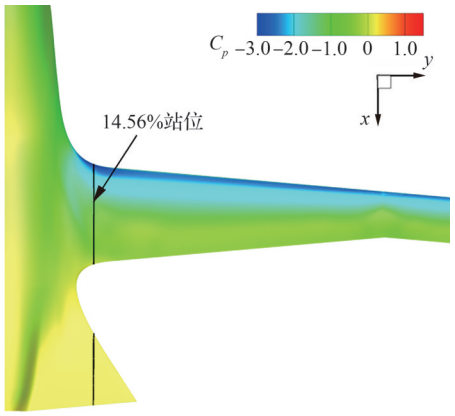


图 22 机翼展向数据提取位置

Fig. 22 Data extraction position in wing spanwise direction

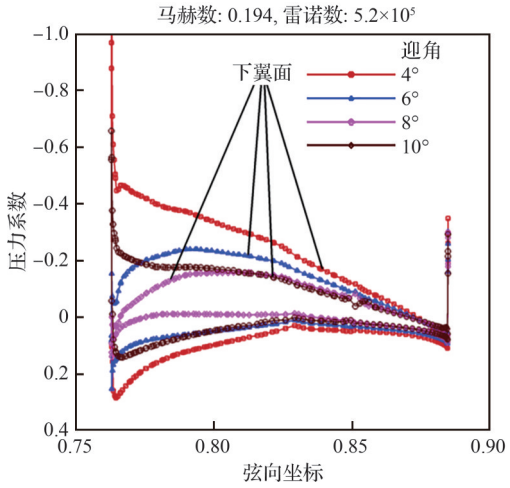


图 23 V=67 m/s时14.56%展向站位不同迎角下燕尾表面压力分布对比

Fig. 23 Comparison of pressure distribution on swallow tail surface under different angles of attack at 14.56% spanwise station when V=67 m/s

仰力矩随迎角增加而减小；迎角8°后，燕尾负升力增加，产生较大的抬头力矩，从而减小了全机低头力矩。

4 结 论

本文通过对一种大展弦比高升力非常规翼身融合燕尾气动布局开展外形设计优化、气动特性数值模拟和风洞试验验证研究，主要获得了如下结论：

1）基于“大有效容积隐身脊机身＋前后缘平行隐身机翼＋燕尾”的非常规翼身融合气动布局

设计方法，在满足飞行器平台总体、结构、飞控和动力等专业需求和约束下，设计优化所获得气动外形方案（机翼展弦比23.5）风洞试验结果表明其在马赫数0.194、雷诺数5.2×10^5工况下最大升阻比约31.2，具有较为优异的整体气动性能，值得进一步开展深入研究。

2）基本纵向和横航向气动特性风洞试验测试结果表明其升力系数线性段升力系数达到1.2以上，对应俯仰力矩拐点上扬起始点位置；随着侧滑角增加，侧向力和偏航力矩系数逐渐减小（负值），滚转力矩系数逐渐增加，横向静稳定，航向为弱静不稳定，与气动设计理论相符；同时，随着燕尾舵下偏角增加，低头力矩增加，且当舵偏角超过20°时升阻比损失加大，符合后缘舵的一般规律。此外，舵偏角在20°以内的舵效线性度良好，当舵偏角超过20°时，舵效降低；整体而言，该气动布局基本气动特性和舵效操控力矩可满足飞控需求。

3）红外转捩测量试验结果表明转捩计算与试验测量吻合良好，当迎角不超过6°时，机翼中段自由转捩位置在50%当地弦长之后，与层流翼型/机翼气动设计理论相符；表面流动分离丝线试验结果显示在小迎角下机翼后缘存在小分离流动，随迎角增加机翼后缘分离区逐步扩大，且在机翼翼根后缘即机翼和机身融合处出现分离涡，并随迎角增加而逐渐增大。同时，通过CFD计算与风洞试验测试结果进行对比分析可以发现燕尾受到机翼下洗流动影响较为显著，并与全机俯仰力矩特性紧密相关，后续可进一步开展精细化设计和分析。

参 考 文 献

[1] 方宝瑞．飞机气动布局设计[M]．北京：航空工业出版社，1997.
FANG B R. Aerodynamic layout design of aircraft[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1997 (in Chinese).

[2] 崔尔杰，白鹏，杨基明．智能变形飞行器的发展道路[J]．航空制造技术，2007，50(8)：38-41.
CUI E J, BAI P, YANG J M. Development path of intelligent morphing aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2007, 50(8): 38-41 (in Chinese).

[3] HILEMAN J, SPAKOVSZKY Z, DRELA M, et al. Airframe design for "silent aircraft"[C]//Proceedings of the 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2007.

[4] XIANG X H, YUAN L, QIAN Z S. Investigation of a wide range adaptable hypersonic dual-waverider integrative design method based on two different types of 3D inward-turning inlets[C]//Proceedings of the 21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference. Reston: AIAA, 2017.

[5] 张明辉，陈真利，顾文婷，等．翼身融合布局民机高低速协调设计[J]．航空学报，2019，40(9)：623052.
ZHANG M H, CHEN Z L, GU W T, et al. Tradeoff design of high and low speed performance for blended-wing-body civil aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(9): 623052 (in Chinese).

[6] 付军泉，史志伟，周梦贝，等．一种翼身融合飞行器的失速特性研究[J]．航空学报，2020，41(1)：123176.
FU J Q, SHI Z W, ZHOU M B, et al. Stall characteristics research of blended-wing-body aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(1): 123176 (in Chinese).

[7] 李沛峰，张彬乾，陶于金，等．翼身融合布局中央机体翼型设计研究[J]．西北工业大学学报，2018，36(2)：203-210.
LI P F, ZHANG B Q, TAO Y J, et al. Center body airfoil design for blended wing body configuration[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2018, 36(2): 203-210 (in Chinese).

[8] 蒋瑾，钟伯文，符松．翼身融合布局飞机总体参数对气动性能的影响[J]．航空学报，2016，37(1)：278-289.
JIANG J, ZHONG B W, FU S. Influence of overall configuration parameters on aerodynamic characteristics of a blended-wing-body aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 278-289 (in Chinese).

[9] 邓海强，余雄庆．亚声速翼身融合无人机概念外形参数优化[J]．航空学报，2014，35(5)：1200-1208.
DENG H Q, YU X Q. Configuration optimization of subsonic blended wing body UAV conceptual design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(5): 1200-1208 (in Chinese).

[10] 钟园，陈勇，陈真利，等．翼身融合布局低速验证机前缘缝翼设计[J]．航空学报，2019，40(9)：623050.
ZHONG Y, CHEN Y, CHEN Z L, et al. Design of slat of blended-wing-body low speed testing aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(9): 623050 (in Chinese).

[11] 张明辉，陈真利，毛俊，等．翼身融合布局民机克鲁格襟翼设计[J]．航空学报，2019，40(9)：623048.
ZHANG M H, CHEN Z L, MAO J, et al. Design of Krueger flap for civil aircraft with blended-wing-body

[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(9): 623048 (in Chinese).

[12] 夏明, 袁昌运, 巩文秀, 等. 鸭翼对BWB飞机低速纵向气动特性的影响[J]. 空气动力学学报, 2020, 38(5): 1004-1010.
XIA M, YUAN C Y, GONG W X, et al. Low-speed longitudinal aerodynamic influence of canard on BWB aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2020, 38(5): 1004-1010 (in Chinese).

[13] 丛斌, 王立新. 飞翼布局飞机侧风起降特性[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(5): 1023-1030.
CONG B, WANG L X. Crosswind take-off and landing characteristics of flying wings[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(5): 1023-1030 (in Chinese).

[14] 张乐, 周洲, 许晓平. 隐身反设计下飞翼布局气动与隐身综合设计[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2017, 49(10): 22-30.
ZHANG L, ZHOU Z, XU X P. Integrated design on aerodynamic and stealthy of flying wing unmanned aerial vehicle based on stealthy inverse design method[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2017, 49(10): 22-30 (in Chinese).

[15] SARGEANT M A, HYNES T P, GRAHAM W R, et al. Stability of hybrid-wing-body-type aircraft with centerbody leading-edge carving[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(3): 970-974.

[16] HILEMAN J I, SPAKOVSZKY Z S, DRELA M, et al. Airframe design for silent fuel-efficient aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(3): 956-969.

[17] HILEMAN J, SPAKOVSZKY Z, DRELA M, et al. Aerodynamic and aeroacoustic three-dimensional design for a "silent" aircraft[C]//Proceedings of the 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2006.

[18] 向先宏,杨晓华,王海波,等. 未来高空长航时无人机典型工程气动问题浅析[C]//中国航空学会无人机空气动力问题研讨会,2021.
XIANG X H, YANG X H, WANG H B, et al. A brief discussion of aerodynamic research of high altitude long endurance future vehicle[C]//The UAV Aerodynamics Conference of Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2021.

[19] 向先宏, 刘柳, 李庆, 等. 一种翼身融合燕尾形尾翼气动布局及设计方法: CN115716526A[P]. 2023-02-28.
XIANG X, LIU L, LI Q, et al. Aerodynamic layout and design method of wing body fused swallow-tail-shaped empennage: CN115716526A[P]. 2023-02-28 (in Chinese).

[20] 魏闯, 张铁军, 钱战森. 基于e^N转捩预测方法的增升装置失速特性数值模拟研究[J]. 航空科学技术, 2019, 30(9): 33-39.
WEI C, ZHANG T J, QIAN Z S. Number simulations on stall characteristic for high-lift configuration based on e^N transition method[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(9): 33-39 (in Chinese).

[21] LI H M, REN Y J, TANG H L, et al. Implementation of three different transition methods and comparative analysis of the results computed by OVERSET software[C]//Proceedings of the 46th AIAA Fluid Dynamics Conference. Reston: AIAA, 2016.

[22] MARCHMAN J F III, ABTAHI A. Aerodynamics of an aspect ratio 8 wing at low Reynolds numbers[J]. Journal of Aircraft, 1985, 22(7): 628-634.

[23] LI R Z, DENG K W, ZHANG Y F, et al. Pressure distribution guided supercritical wing optimization[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2018, 31(9): 1842-1854.

[24] JI Q, ZHANG Y F, CHEN H X, et al. Aerodynamic optimization of a high-lift system with adaptive dropped hinge flap[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2022, 35(11): 191-208.

[25] ZHANG Y F, FANG X M, CHEN H X, et al. Supercritical natural laminar flow airfoil optimization for regional aircraft wing design[J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 43: 152-164.

[26] 范洁川. 风洞试验手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.
FAN J C. Handbook of wind tunnel test[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002 (in Chinese).

(责任编辑: 李明敏,王娇)

A high lift-to-drag ratio unconventional blended-wing-body aerodynamic configuration with swallow tail

LIU Liu[1], XIANG Xianhong[1,*], ZHANG Yufei[2], CHEN Haixin[2], WEI Chuang[3], ZHU Jian[1], YANG Pu[2]

1. *CASIC UAV Technology Research Institute, Beijing 100074, China*
2. *School of Aerospace Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China*
3. *Aviation Key Laboratory of Science and Technology on High Speed and High Reynolds Number Aerodynamic Force Research, AVIC Aerodynamics Research Institute, Shenyang 110034, China*

Abstract: The future development of advanced high-performance aircraft not only raises an urgent demand for significant improvement in aerodynamic performance such as the lift-to-drag ratio and maximum lift coefficient, but also faces more stringent design constraints and requirements of various disciplines such as overall/structural/stealth/flight control. According to the overall top-level aircraft design and engineering applications, we conduct an unconventional blended-wing-body swallow tail aerodynamic layout design optimization and performance analysis based on the new blended-wing-body integration design idea of large effective volume stealth fuselage, high lift and large aspect ratio stealth natural laminar flow wing, and efficient simultaneous geometric and aerodynamic integration design of fuselage/wing, and rear body/swallow tail. The results of CFD calculation and the wind tunnel test show that at Mach number Ma=0.194, Reynolds number Re=5.2×10^5, the maximum lift-to-drag ratio is about 31.2, and the aerodynamic performance is excellent. Meanwhile, the basic longitudinal/transverse aerodynamic characteristics and swallow tail rudder effect can meet the flight control requirements. The transition infrared measurement test results show that the free transition position is in good agreement with the laminar airfoil/wing aerodynamic design theory. The surface flow separation wire test results show that the swallow tail is significantly affected by the wing downwash flow, with further research to be conducted in the future.

Keywords: future advanced aircraft; high aspect ratio; high lift; unconventional blended-wing-body; swallow tail aerodynamic layout; wind tunnel test

Received: 2023-09-21; **Revised**: 2023-09-28; **Accepted**: 2023-11-27; **Published online**: 2023-12-14 11:21
URL: https://hkxb.buaa.edu.cn/CN/Y2024/V45/I6/629630
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (12372288, U23A2069)
* **Corresponding author.** E-mail: 2007xxhong@163.com