

文章编号 1004-924X(2025)07-1100-14

涵道式飞行汽车设计与气动特性研究

高舒煜¹, 李京阳^{1,2*}, 王 哲¹, 白韶斌¹, 张增奎¹

(1. 中北大学 航空宇航学院, 山西 太原 030000;

2. 北京清航紫荆装备科技有限公司, 北京 102101)

摘要:针对飞行汽车高速度、长航时的技术难题,提出一种隐藏涵道式搭配环形空腔的气动外形。综合飞行汽车总体质量的限制以及发动机和环形空腔的要求,设计了参数化建模的流程,对外表面、环形空腔和双立尾尾翼进行三维建模,确定了飞行汽车的气动布局。考虑到不同气动特性的实际影响,建立单立尾和双尾撑两种构型并进行比较,利用 FLUENT 软件进行了多组仿真模拟。对三种构型在地面行驶状态以及飞行状态时,0°,3°,5°攻角下的气动特性进行了深入分析,得到了对应的云图以及气动特性曲线。实验结果表明,在同一运行状态下,增大飞行汽车的攻角,飞行汽车的升力系数、阻力系数和升阻比同时呈现增大的趋势,但单立尾和双尾撑构型的阻力系数出现明显的突变点。相比之下,双立尾构型的数据变化更为稳定,更能满足飞行汽车安全性和稳定性的要求。

关键词:飞行器;涵道式;参数化建模;气动特性;双立尾

中图分类号:V221 **文献标识码:**A

doi:10.37188/OPE.20253307.1100

CSTR:32169.14.OPE.20253307.1100

Design and aerodynamic characteristics research of ducted flying car

GAO Shuyu¹, LI Jingyang^{1,2*}, WANG Zhe¹, BAI Shaobin¹, ZHANG Zengkui¹

(1. College of Aerospace Engineering, North University of China, Taiyuan 030000, China;

2. Beijing Tsing Aero Armament Technology Co., Ltd., Beijing 102101, China)

* Corresponding author, E-mail: 18911638156@163.com

Abstract: To address the technical challenges associated with high-speed performance and extended endurance of flying cars, a hidden ducted aerodynamic design featuring a circular cavity is proposed. A parameterized modeling approach was developed, taking into account the overall weight constraints of the flying car, as well as the specifications of the engine and annular cavity. Three-dimensional models of the outer surface, annular cavity, and twin tail fins were constructed to establish the aerodynamic configuration of the vehicle. To evaluate the influence of varying aerodynamic features, a comparative analysis between single tail and twin-boom configurations was performed through multiple simulation experiments using FLUENT software. An in-depth investigation of the aerodynamic characteristics of three configurations at angles of attack of 0°, 3°, and 5° was conducted under both ground driving and flight conditions, with resulting cloud maps and aerodynamic characteristic curves obtained. The experimental results indicate that,

收稿日期:2025-02-20;修订日期:2025-03-15.

基金项目:国家自然科学基金资助项目(No. 11602123);内蒙古自治区杰出青年培育基金资助项目(No. 2019JQ002)

under identical operating conditions, increasing the angle of attack leads to a rise in lift coefficient, drag coefficient, and lift-to-drag ratio. Notably, the drag coefficient exhibited abrupt changes in the single tail and twin-boom configurations, whereas the double tail configuration demonstrated more stable aerodynamic behavior, thereby better satisfying the safety and stability requirements of the flying car.

Key words: flight vehicle; ducted; parametric modeling; aerodynamic characteristic; double tailed

1 引言

随着飞行器技术水平的发展以及时代的需要,综合汽车和飞机两种模式的飞行汽车进入公众视野。狭义上,飞行汽车是面向立体智慧交通、具有飞行功能的汽车,其三大基本特征为:电动、垂直起降和智能推进;广义上,飞行汽车是面向低空智能交通的大众化电动垂直起降飞行器(eVTOL)^[1]。

当今世界,城市化进程加剧了交通拥堵问题以及环境污染问题,飞行汽车有两大重要作用:一是解决地面交通问题,二是对噪声和环境污染进行有效控制^[2]。按照空客公司的统计和预测,从20世纪70年代开始到现在,世界航空运输旅客周转量(RPK)大约15年翻一番,未来20年将以每年4.6%左右的速率增长^[3]。所以,拥有先进气动、降噪、电动、绿色等多重优势于一身的飞行汽车备受瞩目。

飞行汽车根据布局形式主要分为直升机型、可停转旋翼型、多旋翼型以及推力矢量型,而根据运行模式又可以分为直升机模式和飞机-汽车模式。不论动力类型如何,最终目的都是要让飞行汽车在满足质量要求的条件下,获得足够的升力、速度以及持久的续航。当前国内外的飞行汽车,例如中国亿航智能生产的Ehang 184,最大起飞质量为360 kg,巡航速度为110 km/h,最大满载里程为35 km;美国Beta Technologies生产的Beta Alia-250,最大起飞质量为2 730 kg,巡航速度为274 km/h,最大满载里程为402 km;美国Airbus A³生产的Vahana,最大起飞质量为815 kg,巡航速度为230 km/h,最大满载里程为100 km^[4]。这些飞行汽车的质量大多在600~3 000 kg之间,巡航速度大多处于200~300 km/h之间,航程普遍较短。而未来的飞行汽车大多是为了中高端商业用户量身打造的,目的是解决短时间内跨海、跨洋出行的问题。因此,在质量不超

标的情况下依然能够实现高速度、长航时的飞行任务,设计出优良的飞行汽车气动外形是必要的。另外,当前市场上的飞行汽车构型中,直升机型虽然能够实现垂直起降,比较灵活,但气动效率较低;多旋翼构型结构简单但噪声明显,对环境不够友好;推力矢量型是城市友好型但对电推进和人工智能(AI)飞控等新兴技术的要求较高,成本高昂且不够成熟。

针对长航时、高速度的飞行任务,考虑到常规的参数化建模多关注单一工况,缺乏地面与飞行状态的综合分析,本文设计了涵道式飞行汽车,它采用电动推进系统,可大幅减小尺寸,并且具有足够的灵活性和飞行效率。首先进行总体设计,将各个部位的具体要求整体化,减小气动外形的构造难度,再将模型进行仿真模拟来验证其实际适应性。随后控制变量,探究俯仰角和不同的气动布局对飞机气动性能的影响,基于CATIA建模和FLUENT仿真优化,展开了后续地面行驶模式以及飞行模式的深入探讨。

2 原理

参考现有飞行汽车的总体布局,考虑阻力、噪音等问题的影响,最终飞行汽车决定采用倾转涵道式布局。该车辆具有“隐形”的推进系统,配备管道风扇,从外部看不到螺旋叶片或翼展的存在,因此不仅降低了噪音,还提高了安全性。从外观上看,它像是一款流线型的现代飞行器,而其推进系统的细节则隐藏于内部,无大翼展或外露叶片的车辆,非常适合在城市行驶。

2.1 总体气动外形设计和布局

为了使后续对于数值方法的验证以及FLUENT模拟仿真顺利进行,计划先对气动外形进行设计,参考市场上已有的飞行汽车的型号,初

步构建了飞行汽车的气动外形。飞行汽车的气动外形主要由头部、中部机身以及尾部 3 个部分构成。飞行汽车主体总长 3 607.5 mm, 这样的长度对于一辆旨在城市内通勤的飞行器来说是相对紧凑的。头部、中部和尾部长度分别为 791.7, 1 875.6, 940.2 mm, 气动布局设计为双立尾构型。模型的展向最大宽度为 2 241.0 mm, 宽度的设计大于一般汽车, 目的是为了容纳更多座位、提供更宽敞的乘坐体验以及算入了机翼的宽度。其最大高度为 1 089.0 mm, 在每处变截面进行过渡圆角处理, 使整个车身具有很好的流线型。

机身的参数化建模较为复杂, 首先需要确定机身的轮廓线, 对于简单的轮廓线可以适当选取较少的参考点, 以减少建模难度。对于复杂的曲线, 则可以精细化处理, 多选取一些参考点来优化曲线。需要注意的是, 在一些特定的纵向位置需要设置机身截面形状, 而且在机身前端和尾部也需要设置截面, 避免出现无法形成闭合曲面的情况。最后, 程序会根据轮廓线和横截面生成机身曲面。

图 1 是飞行汽车的俯视方向剖面图, 图 2 是飞行汽车经过参数化建模以及 CATIA 三维建模的轴测图以及三视图。

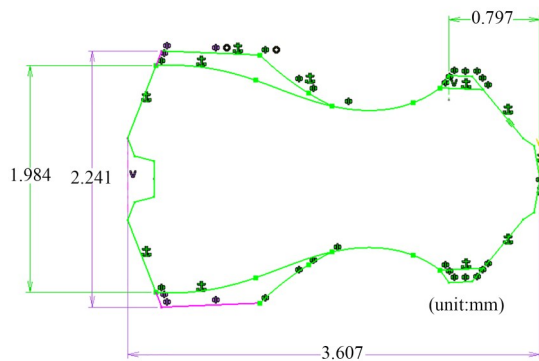
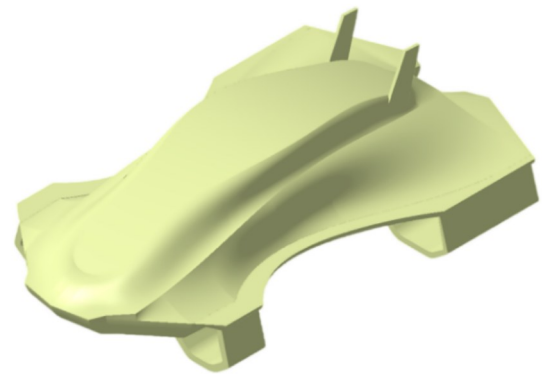


图 1 飞行汽车俯视图

Fig. 1 Top view of flying car

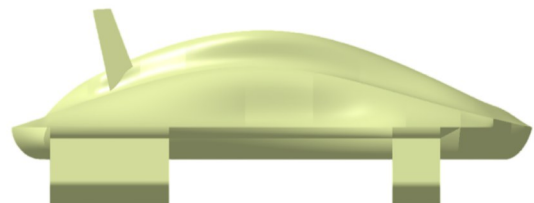
飞行汽车设计要兼顾气动、总质量等方面的诸多问题^[5]。在设计飞行汽车的车身时, 必须平衡考虑它在地面行驶和空中飞行两种工况下的性能需求^[6-7]。

地面行驶时, 气动阻力是主要阻力成分, 而其中约 60% 源自车头与车尾间压力差形成的压



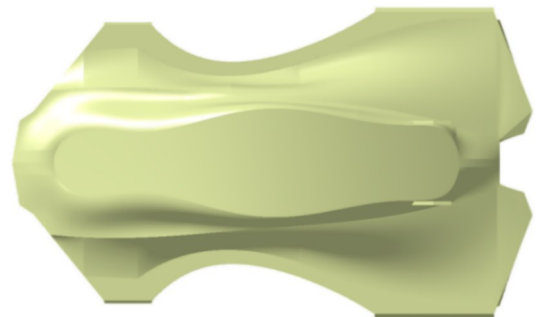
(a) 轴测图

(a) Axonometric drawing



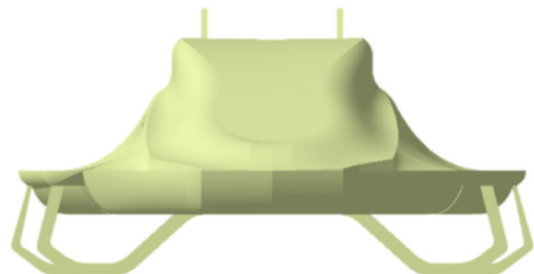
(b) 侧视图

(b) Side view



(c) 俯视图

(c) Vertical view



(d) 正视图

(d) Front view

图 2 飞行汽车形貌

Fig. 2 Morphology of flying car

差阻力^[6-7]。采用低风阻系数的车身形态能显著提升行车效率,降低能耗。同时,车身的升力系数也是关键因素,较低的升力系数说明飞行性能较差,影响飞行速度并增加燃油消耗;相反,过高升力系数虽利于飞行,但在地面高速行驶时可能导致升力增加,减弱轮胎抓地力,影响操纵稳定。因此,理想的飞行汽车外形设计需要综合考虑多方面因素来平衡风阻。基于对现有飞行汽车车身布局的综合分析,本研究决定采纳如图3所示的方案,该设计通过车头的流线型轮廓确保在低速情况下的优异气动表现,会有效提高气动效率同时降低阻力。

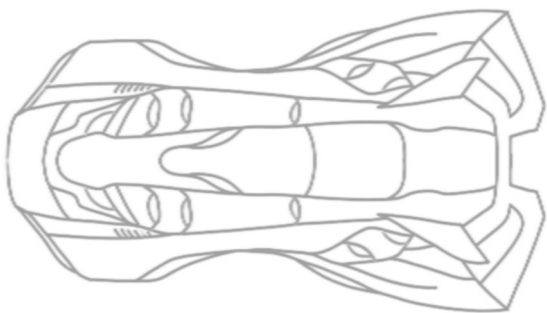


图3 飞行汽车总体布局概念设计

Fig. 3 Overall layout conceptual design of flying car

上文提到气动阻力是主要阻力成分之一,而气动阻力主要包括以下3种^[8-9]:

(1)外形阻力,这是由于飞行汽车正面所承受的正压与飞行汽车尾部产生的负压差异而形成的阻力,大约占整体空气阻力的58%^[6-7];

(2)干扰阻力,涉及飞行汽车表面凸出部件,例如发动机、尾翼、环形空腔以及底部传动组件等,导致的气流相互干扰所引起的阻力,约占空气阻力总和的14%^[6-7];

(3)摩擦阻力,对于低速飞行的飞行器,尚未产生波阻,外形与空气之间的摩擦阻力占比较大^[6-7]。空气阻力在高速行驶时是最大的阻力,根据阻力公式,当飞行器速度 V 和迎风面积 S 一定时,风阻系数 C 与总阻力成正比。为了降低风阻系数,使得飞行汽车在快速行驶时符合空气动力学要求,飞行汽车的外形采用流线型设计^[10-11]。

飞行汽车的外形设计采用平滑的曲线来消除车身棱角,确保从前围至侧围、前围至挡风玻

璃,以及后围与侧围之间的过渡自然圆滑。舱盖选用大面积曲面设计,减少因多块曲面因为连接过渡问题而产生的干扰阻力,并与车身无缝衔接,其倾斜角度维持在 $25^{\circ}\sim 33^{\circ}$ 之间^[12]。全车表面注重流线型与平滑度的要求,底部设计为平整覆盖板以减少不必要的阻力。这种设计策略能有效降低飞行汽车在行驶中遭遇的阻力^[8-9],总体布局如图3所示。

2.2 动力装置设计

飞行汽车的发动机和与之有关的操纵、供油的部分通称为飞行汽车的动力装置或动力系统。其中最主要的是发动机,它被称为飞行汽车的“心脏”,飞行汽车的性能与发动机有直接关系。飞行汽车发动机的选择通常参考如下原则:

(1)对于飞行速度在 $0\sim 100$ km/h的飞行汽车,可使用高效率的电动发动机提供连续和稳定的推力;

(2)如果飞行速度达到 $100\sim 150$ km/h,推荐使用先进的电动推进技术,比如具有改善的电池存储系统和优化的电机控制系统,以确保效率和动力需求得到满足;

(3)在 $150\sim 200$ km/h的速度区间内,可以采用小型涡轮螺旋桨发动机或涡扇发动机,这些发动机在提供更大推力的同时,仍然能够保持良好的燃油经济性;

(4)当飞行速度超过 200 km/h时,需要采用更高性能的涡轮螺旋桨发动机或高涵道比的涡扇发动机,这些发动机能够提供更高的速度同时维持良好的经济性和可靠性。

由表1可见,半开放式旋翼,如小鹏旅航者T1,结构简单,但部分外露叶片导致噪音显著,超过 80 dB,且推重比较低,难以满足城市低空飞行对噪音和紧凑布局的要求;混动系统,如Joby Aviation,虽推力增强,但涡轮发动机引入额外质量,导致整机尺寸膨胀。相较之下,涵道风扇电动推进系统通过封闭式设计降低噪音,推重比提升的同时通过分布式布局,3对6个涵道,实现机身尺寸最小化,兼顾高推力与低空间占用。该设计的具体优势如下:

(1)电动机与涵道风扇的一体化设计是这个电动推进系统的核心,通过将小型涵道风扇隐藏在飞行汽车机身,不仅节省空间还提高了飞行器

表 1 几种飞行汽车发动机的对比

Tab. 1 Comparison of several flying car engines

飞机型号	发动机型号	发动机数量
小鹏旅航者 T1	电动发动机	8 轴螺旋桨
Joby Aviation	电动机与涡轮发动机的混合动力系统	倾斜安装的 12 台电动机
Terrafugia Transition	活塞式发动机	1 台
Aeromobil	冲压喷气发动机	——
lilium jet	涵道风扇电动推进系统	36 个可单独控制的涵道风扇

的灵活性;

(2) 与传统的开放式旋翼机相比,该推进系统可以通过控制 3 对涵道风扇(见图 4)来实现飞行汽车的起飞、爬升与偏航,功率需求更低,在巡航中表现出色。

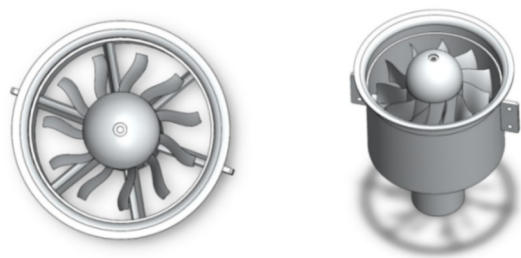


图 4 涵道风扇

Fig. 4 Ducted fan

2.3 最大起飞质量模型

根据飞行汽车最大起飞质量的组成,得到初步质量估计的基本方程^[13]:

$$\frac{W_{oe}}{W_{to}} + \frac{W_{pay}}{W_{to}} + \frac{W_{fuel}}{W_{to}} = 1, \quad (1)$$

式中: W_{to} 表示最大起飞质量, W_{oe} 表示使用空重, W_{pay} 表示有效载荷质量, W_{fuel} 表示燃料即高性能锂电池质量, W_{pay} 代表了飞行汽车上乘客以及行李的质量之和。参考 Aronstein 和 Schueler^[14] 的设计方案,要求乘载 2 人,按每人 80 kg,共 160 kg。考虑乘客随身衣物和行李,计入之后的有效装载质量,乘员总质量为 200 kg。其载客量与本设计相同,所以取 $W_{pay} = 200 \text{ kg}$ 。

初步质量估计通常会使用飞机的统计数据来进行计算,飞行汽车参考数据较少,也没有较为官方的统计公式,此处的质量估计参考了 Torenbeek^[15] 研究中的计算方法。

在空中状态的计算公式为:

$$W_{oe} = C_{sys}(C_{pay}W_{pay} + C_{af}W_{to}) + C_{pp}T_{to} + C_{sys} + W_{fix}, \quad (2)$$

式中: $(C_{pay}W_{pay} + C_{af}W_{to})$ 表示飞机的机身质量,机身质量包括机舱陈设和设备、操作员物品的质量,以及其结构质量; C_{af} 表示机身系数,参考几种飞行汽车,此处取 0.3; $C_{pp}T_{to}$ 表示动力装置的质量,通常 $C_{pp} \approx 0.125$; 系数 C_{sys} 表示机载动力系统,包括环境控制系统、分配、发电和飞行控制等,通常取 $C_{sys} = 1.18$; W_{fix} 表示所有客机上存在的物品的标称质量,与飞机的尺寸和飞行速度无关,包括飞行舱内机组人员仪器,根据统计信息得出结论,该部件主要取决于机舱横截面。参考各类飞机的数据,本设计选择 $W_{fix} = 850 \text{ kg}$ 。

起飞时燃料的总质量包括任务燃料质量 W_{misf} 和储备燃料质量 W_{resf} 。准静止巡航飞行的条件同时适用于亚声速和超声速飞行,因此 Bréguet 的广义航程方程可用于计算巡航飞行中的航程,公式如下:

$$\begin{aligned} R &= R_H P_{cr} \ln W_i / W_e \\ P_{cr} &= (\eta_0 L / D)_{cr} \\ R_H &= H / g \approx 4\,365 \text{ km} \end{aligned} \quad (3)$$

式中: H 表示每单位质量的电能容量, R_H 是以高性能锂电池作为参考得出的数据。式(3)中,飞行初始和结束条件下的飞机总质量分别为 W_i 和 W_e , P_{cr} 是一个范围参数,与飞机的升阻比 L/D 有关,参考市场上的普遍飞行汽车数据, P_{cr} 取 12。

燃料质量计算不仅需要考虑巡航航程,也要考虑到非巡航飞行段的燃料消耗。通过增加损失航程 R_{lost} 来计算,飞行设计任务所需的锂电池通过将方程的巡航航程替换为等效的全航程 $R_{eq} = R_{des} + R_{lost}$ 来获得。经过计算和化简,即可

得到任务锂电池质量占最大起飞质量的占比为:

$$\frac{W_{\text{misf}}}{W_{\text{to}}} = \frac{R_{\text{eq}}}{P_{\text{cr}} R_{\text{H}} + 0.5 R_{\text{eq}}}. \quad (4)$$

对于远距离的航程任务,可以利用 $R_{\text{eq}} \approx R_{\text{des}} + 0.20 R_{\text{H}}$ 简化计算。储备锂电池质量与任务锂电池质量的精确计算同样复杂,早期概念设

$$W_{\text{to}} = \frac{(1 + C_{\text{sys}} C_{\text{pay}}) W_{\text{pay}} + W_{\text{fix}}}{1 - (P_{\text{cr}} R_{\text{H}} / R_{\text{eq}} + 0.5)^{-1} - [C_{\text{sys}} C_{\text{af}} + C_{\text{pp}} (T/W)_{\text{to}} + C_{\text{resf}}]}. \quad (5)$$

利用 MATLAB 软件进行计算,得到飞行汽车的最大起飞质量为 2 494.4 kg,锂电池占比为 0.089 6,锂电池质量为 223.5 kg,使用空重占比为 0.830 2,使用空重为 2 071.0 kg。

3 数值计算方法与验证

本文按照计算流体力学的基本步骤进行求解,即建立流体的基本守恒方程,根据流动状态选择求解模型,确定流场的初始条件和边界条件,划分网格,选择求解器,得到结果。通过公开文献中的飞行器模型与 FLUENT 仿真结果对本文的数值模拟方法进行验证。

3.1 控制方程

本文需要求解的流体动力学模型为可压缩的、黏性的 Navier-Stokes (N-S) 方程^[16]。即在流场内取一研究点,该点在笛卡尔坐标系下的速度分量为 $V = (u, v, w)$,根据一定时间段内流经一研究点的流体遵循质量守恒,动量守恒和能量守恒,用 3 个守恒控制方程组成 N-S 方程。

流动控制方程为三维可压缩雷诺平均 N-S 方程组。笛卡尔坐标系下 N-S 方程形式为:

$$\begin{aligned} \frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial(E_i - E_v)}{\partial x} + \frac{\partial(F_i - F_v)}{\partial y} + \\ \frac{\partial(G_i - G_v)}{\partial z} = 0, \end{aligned} \quad (6)$$

式中守恒变量为:

$$U = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho e]^T, \quad (7)$$

e 包含流体的内能和动能的总和,代表单位体积流体的总能量。

计阶段不需要这样的计算,因为统计数据表明,储备锂电池质量大多在最大起飞质量的 4% 到 5% 之间。本文设计的飞行汽车选择的储备锂电池占比为 6%,即 $C_{\text{resf}} = W_{\text{resf}} / W_{\text{to}} = 0.06$ 。

利用上述方程代入式(1),即可得到最大起飞质量的计算公式:

无黏通量的表达式为:

$$\begin{cases} E_i = [\rho u, \rho u^2 + p, \rho uv, \rho uw, (\rho e + p)u]^T \\ F_i = [\rho v, \rho uv, \rho v^2 + p, \rho vw, (\rho e + p)v]^T \\ G_i = [\rho w, \rho uw, \rho vw, \rho w^2 + p, (\rho e + p)w]^T \end{cases} \quad (8)$$

黏性通量的表达式为:

$$\begin{cases} E_v = [0, \tau_{xx}, \tau_{xy}, \tau_{xz}, u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} + q_x]^T \\ F_v = [0, \tau_{xy}, \tau_{yy}, \tau_{yz}, u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} + q_y]^T \\ G_v = [0, \tau_{xz}, \tau_{yz}, \tau_{zz}, u\tau_{zx} + v\tau_{zy} + w\tau_{zz} + q_z]^T \end{cases} \quad (9)$$

3 个方向上的层流、湍流剪应力如下:

$$\begin{cases} \tau_{xx} = 2\mu \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \mu \nabla \cdot V, \tau_{xy} = \tau_{yx} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \\ \tau_{yy} = 2\mu \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3} \mu \nabla \cdot V, \tau_{zx} = \tau_{xz} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right), \\ \tau_{zz} = 2\mu \frac{\partial w}{\partial z} - \frac{2}{3} \mu \nabla \cdot V, \tau_{yz} = \tau_{zy} = \mu \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \end{cases} \quad (10)$$

式中:通过 Stokes 假设对 τ 的张量形式进行表述, μ 是衡量流体抵抗剪切变形能力的物理量,反映流体内部的摩擦效应; τ 代表黏性应力张量; q 代表热通量,其表达式如下:

$$\begin{cases} q_x = k \frac{\partial T}{\partial x} \\ q_y = k \frac{\partial T}{\partial y}, \\ q_z = k \frac{\partial T}{\partial z} \end{cases} \quad (11)$$

式中: $\partial T / \partial x, \partial T / \partial y, \partial T / \partial z$ 分别代表 x, y, z 三个方向上的温度梯度, k 为热传导系数。

3.2 湍流模型

本文通过求解 Reynolds 平均 N-S 方程来获得飞行器的气动特性,湍流模型选用了 $k-\omega$ SST 两方程模型,由 $k-\omega$ 模型和 $k-\epsilon$ 模型组成。 $k-\omega$ 模型的特点在于具有较好的近壁面稳定性,在靠近壁面流场边界层附近使用; $k-\epsilon$ 模型的特点在于受参数初始值的影响较小,在远离壁面的主流中使用^[17]。

3.3 边界条件

为获得研究对象的气动特性,需要考虑实际的物理背景选用具体的初始条件和边界条件。对于定常流动,初始条件可以直接给定来流条件;对于非定常流动,一般首先获取稳态流场。边界条件的选取需要符合数值模拟研究的物理过程,同时也决定着流场求解的精度。在三维流场求解过程中,主要考虑壁面条件和远场条件^[18-21]。

(1)壁面边界条件

黏性流动状态下,壁面满足无滑移条件,即壁面移动速度 $V(u, v, w)=0$ 。在绝热壁面条件下还需满足两个条件:

$$\rho_w = \rho, E_w = E.$$

如果采用等温壁面,则满足下面两个条件:

$$T_w = T_{\text{given}}, P_w = P.$$

(2)远场边界条件

远场边界条件选用压力远场边界,根据数值计算的条件获取大气参数,给定来流条件。

3.4 数值方法验证

为了在常规飞行条件下验证本文采用的数值方法,选取文献中电动飞机^[22]作为研究对象,验证结果如图 5 所示。由图可见,本文模拟仿真得到的结果和赵伟鹏等的仿真结果^[22]大致吻合,升力系数的相对误差在 15% 以内,阻力系数的相对误差在 8% 以内,本文数值方法的准确性得到验证。

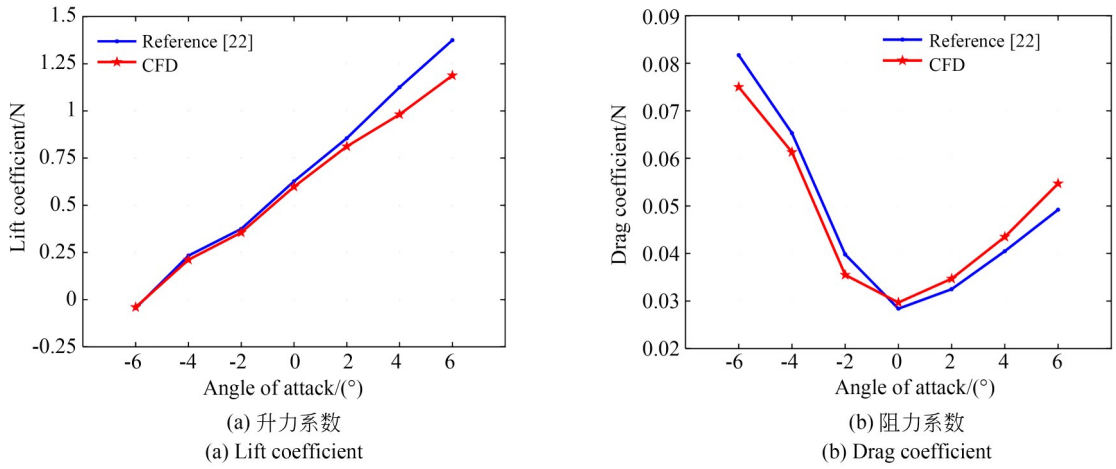


图 5 数据结果对比

Fig. 5 Comparison of data results

3.5 网格无关性验证

为验证网格划分对仿真结果的影响,参考高超声速变形飞行器中的网格无关性分析方法^[23],采用三套不同尺度的网格(粗、中、细)进行仿真对比。其中,中等网格量可平衡计算效率与精度,适用于复杂气动外形分析。具体的网格单元数以及升力系数、阻力系数和俯仰力矩系数的计算结果如表 2 所示。

由表 2 可见,在 3 种网格尺度下,飞行器的升力系数、阻力系数以及俯仰力矩系数基本

表 2 网格信息与计算结果^[23]

Tab. 2 Grid information and computational results^[23]

网格尺度	网格量	升力系 C_L	阻力系 C_d	俯仰力 矩系 C_{mz}
粗网格	1.6×10^6	8.537 5	-9.755 7	7.655 5
中等网格	3×10^6	8.508 7	-9.244 8	7.642 8
细网格	1×10^7	8.214 5	-9.467 3	7.484 2

一致,即由网格单元数差异引起的计算误差极小。其中,中等网格的升力系数与细网格

差异仅为 3.5%,与结论一致,验证了中等网格的可靠性。综合考虑计算的准确性和效率,在后续数值模拟研究中采用中等网格进行计算。

4 飞行汽车的气动特性

为探究飞行汽车在不同飞行状态以及不同攻角下的气动特性变化,初步构建了双立尾构型

的气动布局。在此布局的基础上,本文设计了市场上最常见的单立尾和双尾撑两种构型进行对比。这里以三种构型的设计为基础,分别进行了整体模型的建立、仿真预处理和网格划分;并且选定模拟条件,分别进行不同运行状态、不同攻角情况下的仿真模拟。

4.1 计算模型和条件

图 6 所示分别为单立尾、双尾撑和双立尾构型的计算模型。

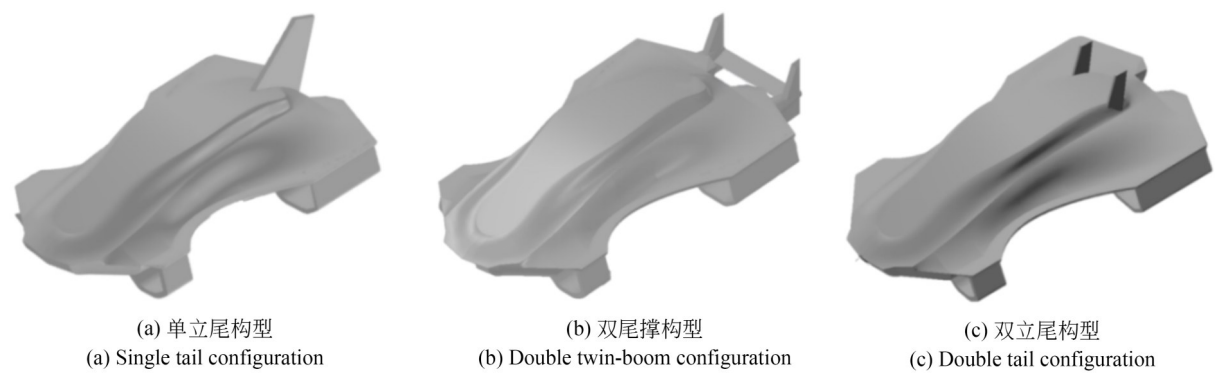


图 6 飞行汽车构型
Fig. 6 Configuration of flying cars

将 CATIA 中建好的模型导入 ANSYS 进行模型预处理,按照计算需求选取流场长度为飞行汽车长度的 8 倍。为了简化网格划分,提高工作效率,只对一侧网格选取综合效率更好的中等尺度网格进行划分,整体和局部划分分别如图 7~图 8 所示。

为探究不同运行状态下飞行汽车不同构型的气动性能,以及攻角变化引起的气动特性变化规律,分别选取 0°,3°,5°三种攻角状态进行模拟。

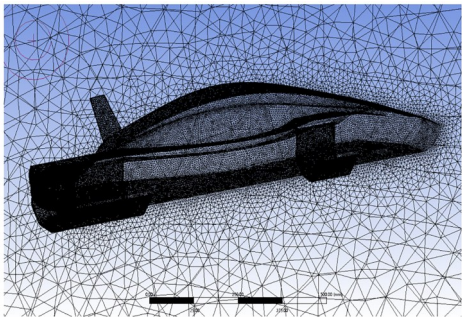


图 8 局部网格划分
Fig. 8 Local mesh division

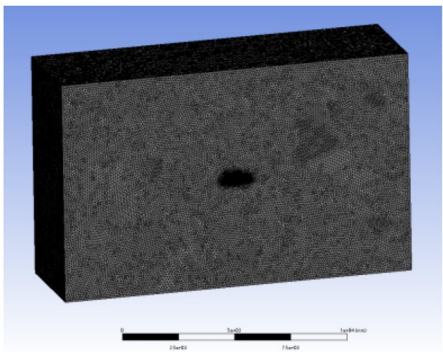


图 7 整体网格划分
Fig. 7 Overall grid division

在模拟过程中,主要对飞行汽车产生的升力系数、阻力系数以及升阻比进行了记录,具体计算工况如表 3 所示。下一步对三种构型利用

表 3 计算条件汇总		
Tab. 3 Summary of calculation conditions		
构型	运行状态	攻角/(°)
单立尾	地面(20 m/s)/飞行(55.56 m/s)	0,3,5
双尾撑	地面(20 m/s)/飞行(55.56 m/s)	0,3,5
双立尾	地面(20 m/s)/飞行(55.56 m/s)	0,3,5

CFD 流体力学进行模拟仿真。参考倾转旋翼飞行汽车气动分析方法^[24-25],采用仿真软件对地面和飞行两种工况进行多攻角模拟,使得仿真结果更具普适性。3种攻角的设计参考了高超声速变形飞行器气动力/热特性数值研究^[23]的方法,攻角的选取基于飞行汽车的典型任务剖面:0°攻角对应平飞巡航状态,最大化升阻比以实现高效续航;3°攻角模拟轻度爬升或机动飞行,考验升阻力平衡;5°攻角模拟紧急爬升或大迎角飞行,验证

气动稳定性极限。3种攻角的设计覆盖了飞行汽车的常规飞行状态。

4.2 地面行驶状态模拟结果

设计飞行汽车目的是使飞行器能够地面行驶和空中飞行。参考某车型车身造型设计及空气动力学仿真研究两种工况的压力、速度、升力系数和阻力系数,能使该设计更具说服力和可信度^[26-27]。图9为地面行驶状态的模拟结果。观察仿真结果,在相同的运行状态,即相同的速度条件

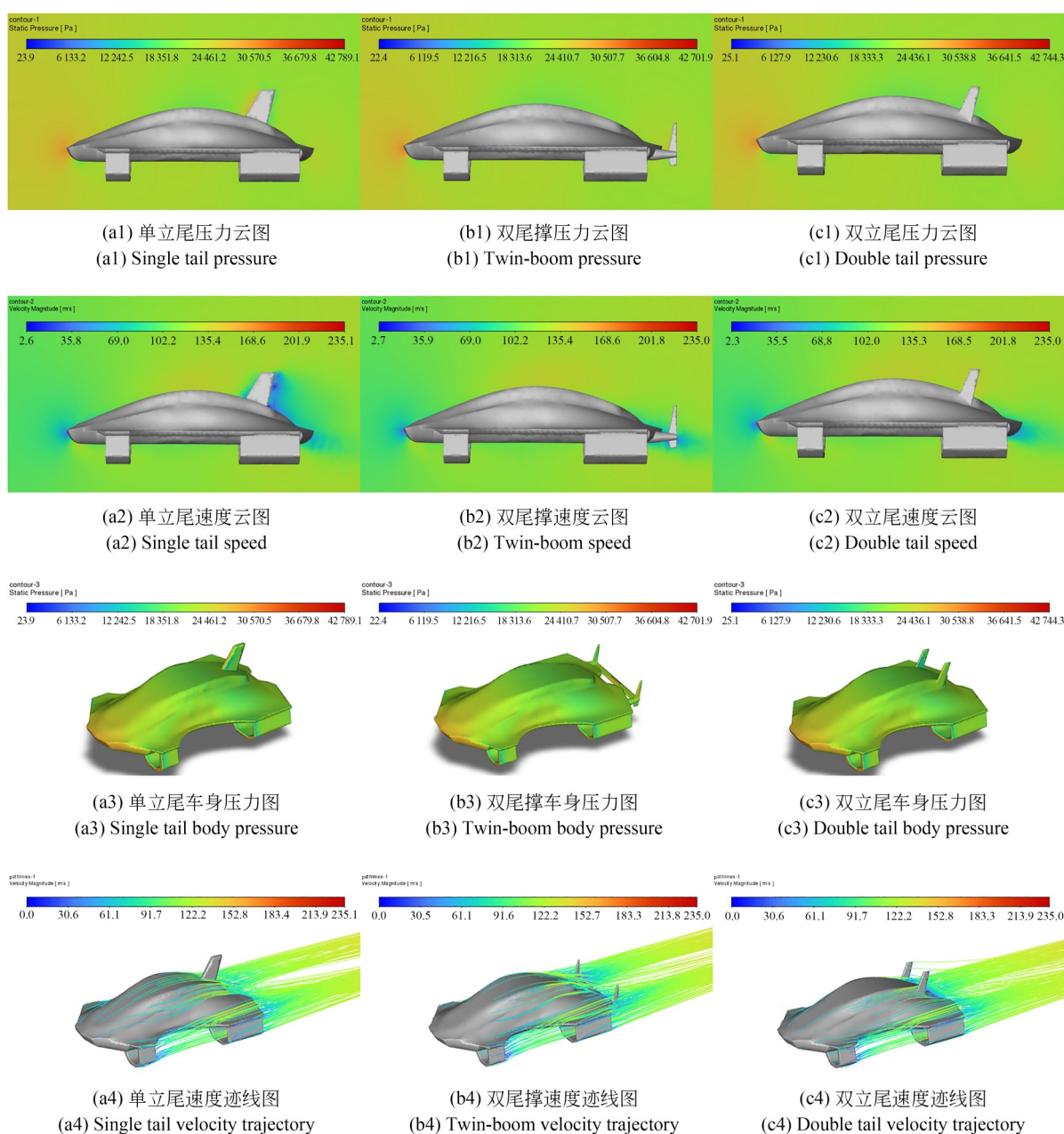


图9 地面行驶状态的模拟结果

Fig. 9 Simulation results of ground driving conditions

下,单立尾构型的尾部压力过大,可能会导致结构的变形、裂纹甚至断裂,会影响飞行汽车的结构完整性和稳定性,所以选用双尾构型,以分担这部分压力。由速度云图可以发现,该构型的立尾后出现明显的低速区域,处于低速区的气流速度较低,导致空气流动不畅,增加了飞行汽车的气动阻力。增加的阻力会降低飞行汽车的飞行效率,因此飞机在巡航或爬升过程中,发动机需要提供更多的推力来维持当前的速度和高度。当尾翼处于低速区时,其操纵效率可能会降低,从而影响飞行员对于飞行汽车的控制能力。特

别是处于大攻角飞行或侧风环境下,这种影响更为显著,可能导致飞行事故。对比同为双尾的两种构型,双尾撑构型由于其独特的结构,自身会产生较大的阻力,影响飞行速度和燃油效率,不满足降阻增效的要求。双立尾构型不仅能减少单立尾承受的气动载荷,还拥有不错的机动性能,因此选择双立尾构型。

4.3 飞行状态模拟结果

在 3° 攻角工况下模拟轻度爬升或机动飞行,考验升阻力的平衡^[26-27]。图10给出了飞行状态下 3° 攻角时的模拟结果。横向对比压力云图可

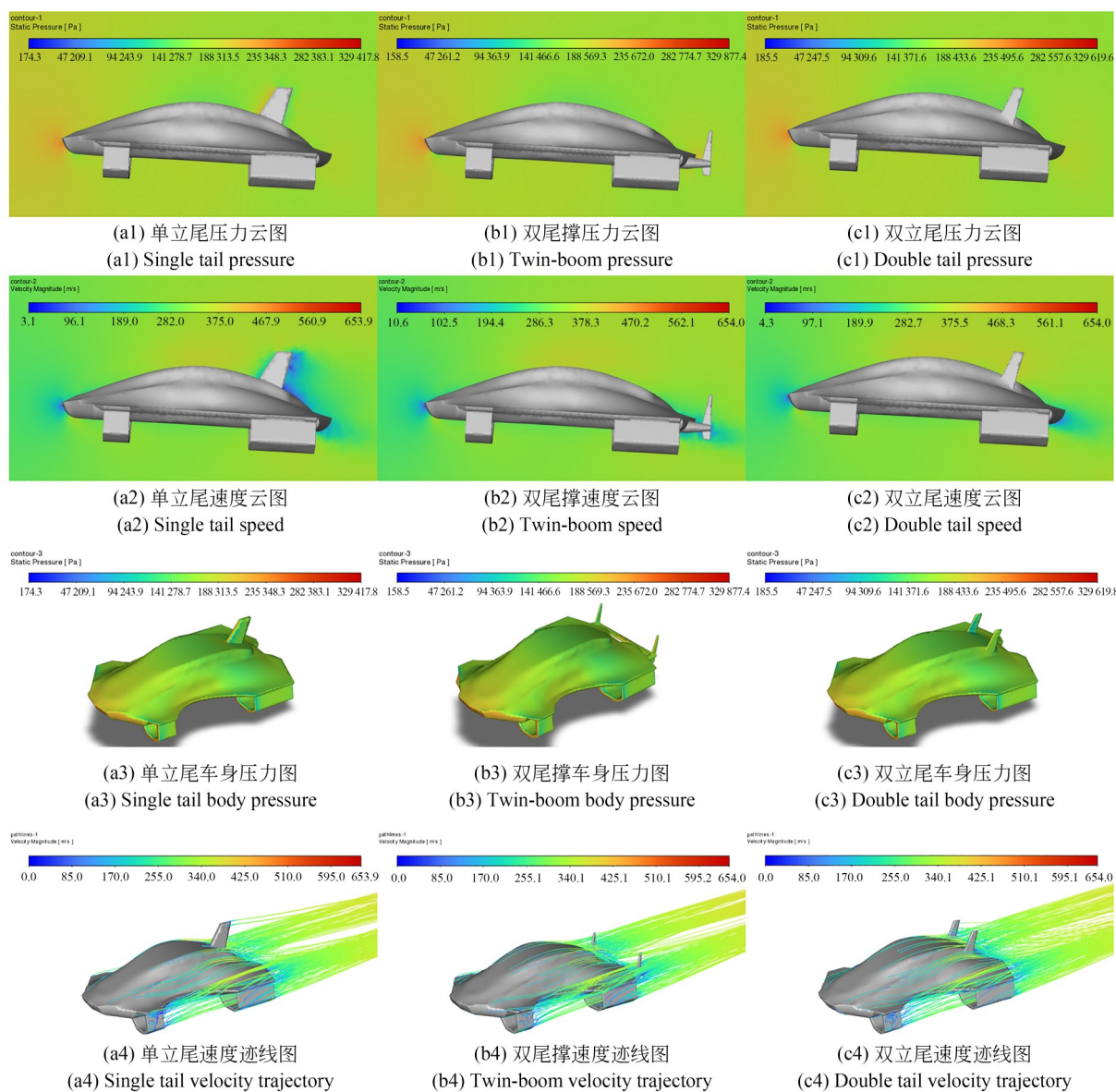


图10 飞行状态 3° 攻角的模拟结果

Fig. 10 Simulation results of 3° angle of attack in flight state

以看出,在 3° 攻角时,单立尾构型的尾部压力仍然较大,这部分压力会产生安全隐患,导致立尾破损、断裂,这种情况在提高攻角进行提速或爬升时仍旧得不到解决。双尾撑构型虽然分散了尾部压力,但这部分延伸出的结构产生的气动阻力会影响飞行效率和飞机的操纵性能,从而削弱驾驶员对于飞行汽车的控制能力对于一架定位是在城市通航的飞行汽车,安全性无疑是非常关键的。双立尾构型在 3° 攻

角下表现出较好的性能,不仅减少了单立尾承受的气动载荷,还保持了良好的机动性能。这表明双立尾构型在小攻角下能够提供更好的稳定性和控制性,适合飞行汽车在此条件下的操作需求。

同理,在 5° 攻角工况下模拟紧急爬升或大迎角飞行,验证气动稳定性极限^[26-27]。图 11 给出了飞行状态下 5° 攻角时的模拟结果。可以看到,在 5° 攻角时,单立尾构型同样面临立尾压力

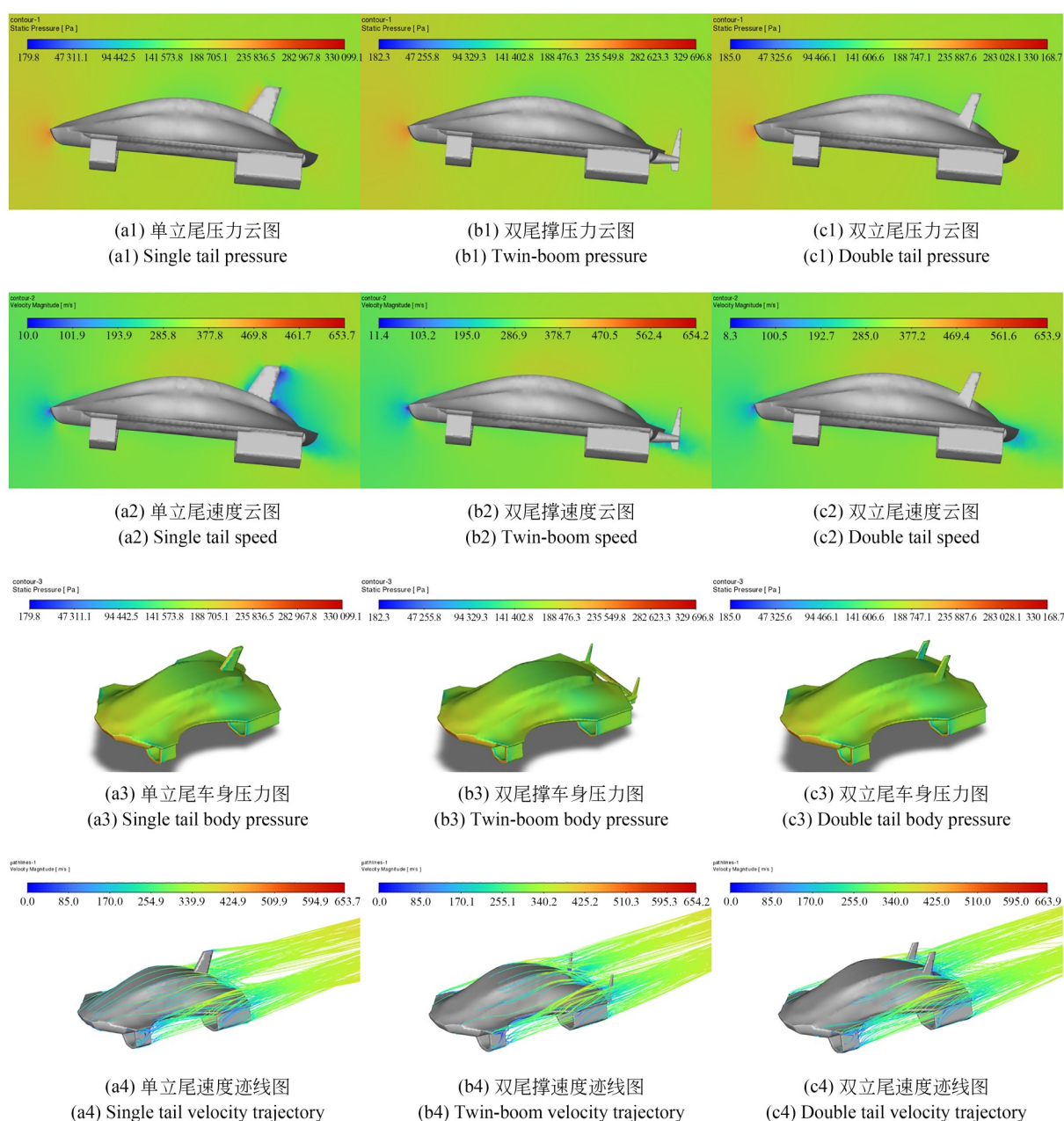


图 11 飞行状态 5° 攻角的模拟结果

Fig. 11 Simulation results of 5° angle of attack in flight state

过大的问题。3种构型的飞行汽车都呈现出上表面压力小于下表面的状态,这种压力差产生了一股向上的升力,使飞行汽车得以克服重力并保持飞行状态。对比地面行驶状态,飞行汽车的压力不再集中于车头,而是均匀分布于车身,这样有助于减少因局部应力集中而导致的结构疲劳或损坏。均匀的压力分布可以提高飞行汽车的整体结构安全性,确保飞行汽车在这种飞行条件下保持稳定。速度迹线图也反映了流经飞行汽车表面的气流较为完整、流畅,极少出现湍流,该现象说明本文设计的气动外形比较成熟。同时,双立尾构型在高攻角下的气动性能也得到了保持,没有出现显著的性能下降。这表明双立尾构型在高攻角飞行时能够较好地完成飞行任务。

最后,在 $M_a=0.16$ 的飞行条件下对3种构型进行了综合对比,图12为升力系数、阻力系数

和升阻比随攻角的变化曲线。从图中可以看出,随着攻角的增大,3种构型布局的飞行汽车升力系数均呈现出上升趋势,这表明在一定范围内,增大攻角能够有效提升飞行汽车的升力,从而增强其飞行性能,使它在起飞、爬升等阶段具有更好的动力支持,有利于实现更高效的飞行任务。同时,随着攻角的增加,阻力系数也整体上呈现增大的趋势,表明飞行汽车在飞行过程中需要消耗更多的能量来克服增大的阻力;但单立尾和双尾撑构型在攻角为 3° 时,出现了一个突变点,阻力系数在这一点突然减小,这个对比说明双立尾构型在此条件下拥有更好的飞行稳定性。升阻比是衡量飞行汽车飞行效率的重要指标,升阻比的稳定上升说明飞行汽车在攻角增大的过程中,尽管阻力有所增加,但升力的增加幅度相对更大,使得飞行汽车的飞行效率得到了稳定的提升。

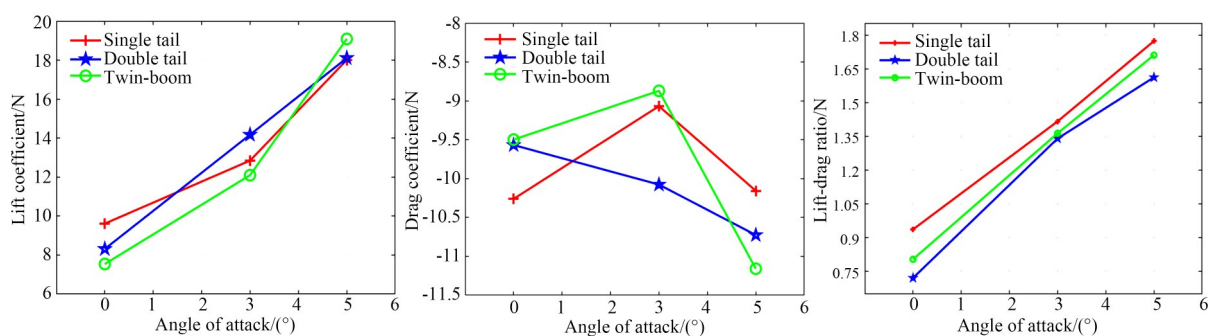


图12 升阻特性随攻角的变化曲线

Fig. 12 Variation curves of lift-drag characteristics with angle of attack

5 结 论

本文实现了气动外形的高效建模,并对气动特性进行了研究。参考点的选取是参数化建模中的关键。简单曲线适当减少参考点来减少难度,而复杂曲线需要增加参考点来优化曲线,飞行汽车轮廓线中参考点的选取集中在7~20内。地面状态时的模拟结果表明,飞行汽车选用双尾构型更加合适。云图说明,单立尾会使得立尾尾部压力过大,双尾构型来分担这一部分压力更合适。同时,单立尾后出现明显的低速区域,处于低速区

的气流速度较低,空气流动不畅,增加了飞行汽车的气动阻力,降低了飞行效率。飞行状态下的模拟结果也表明双立尾构型更符合飞行要求。在相同速度不同攻角的情况下,仿真分析了升力系数、阻力系数和升阻比的变化趋势。增大攻角,升力系数和升阻比都呈现增大的趋势,表明在一定范围内,增大攻角能够有效提高飞行汽车的升力。然而,单立尾和双尾撑的阻力系数出现突变点,说明在稳定性和操控性方面,双立尾的设计更能满足地面行驶与空中飞行的综合需求。尤其是在飞行状态下,该构型显著降低了空气阻力及气流扰

动对飞行汽车稳定性的影响,说明双立尾的气动外形具有一定的发展潜力和应用前景。

作者贡献声明:

高舒煜:模型的建立,仿真实验的设计,论文

构思和撰写;

李京阳:论文审核,提供资源及指导;

王哲:论文审核与写作指导;

白韶斌:论文审核与写作指导;

张增奎:论文构思,协助调查研究。

参考文献:

- [1] 张扬军,钱煜平,诸葛伟林,等. 飞行汽车的研究发展与关键技术[J]. 汽车安全与节能学报, 2020, 11(1): 1-16.
ZHANG Y J, QIAN Y P, ZHUGE W L, *et al.* Progress and key technologies of flying cars [J]. *Journal of Automotive Safety and Energy*, 2020, 11(1): 1-16. (in Chinese)
- [2] SALANM A, EUZUS Z I. Recent green aviation technologies an overview [J]. *Journal of Modern Science and Technology*, 2013, 1(1): 61-75.
- [3] AIRBUS. Global market forecast 2015-2034 [EB/OL]. (2015-02-01) [2025-01-24]. <http://www.airbus.com/co-mpany/market/forecast>.
- [4] A3 Vahana, eVTOL News [EB/OL]. (2022-08-17) [2025-01-24]. <http://evtol.news/a3-by-airbus/>.
- [5] 洪磊. 带机翼垂直起降飞行汽车研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
HONG L. *Research of Vertical Takeoff Flying-Car with Wing* [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [6] 郑佳. 两栖飞行器地面行驶系统的结构与相关力学性能分析[D]. 湘潭: 湘潭大学, 2014.
ZHENG J. *Structure Design of the Amphibious Aircraft Ground System and Related Mechanical Property Analysis* [D]. Xiangtan: Xiangtan University, 2014. (in Chinese)
- [7] 李颖,王荣煊,万成麟,等. 分体式飞行汽车立体环境感知系统设计及试验研究[J]. 机械工程学报, 2024, 60(10): 102-111.
LI Y, WANG R X, WAN CH L, *et al.* Design and experiment research of 3D environmental perception system for split-type flying vehicle [J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2024, 60(10): 102-111. (in Chinese)
- [8] 雷荣华. 基于FLUENT的汽车气动特性分析与减阻研究[D]. 重庆: 重庆交通大学, 2016.
LEI R H. *Analysis of Automotive Aerodynamic Characteristics and Research of Drag Reduction Based on FLUENT* [D]. Chongqing: Chongqing Jiaotong University, 2016. (in Chinese)
- [9] 王拓. 低阻车体模型的主动减阻技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016.
WANG T. *Study on Active Drag Reduction Technology of Low Resistance Car Body Model* [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016. (in Chinese)
- [10] 龙韧,朱文强,李珺,等. 汽车车身基本气动造型的提取方法[J]. 机械设计, 2021, 38(11): 115-120.
LONG R, ZHU W Q, LI J, *et al.* Extraction method of basic aerodynamic modeling of vehicle body [J]. *Journal of Machine Design*, 2021, 38(11): 115-120. (in Chinese)
- [11] TOVEY M, PORTER S, NEWMAN R. Sketching, concept development and automotive design [J]. *Design Studies*, 2003, 24(2): 135-153.
- [12] 张国忠,赖征海. 汽车空气动力学与车身造型研究最新进展[J]. 沈阳大学学报, 2005, 17(6): 39-44.
ZHANG G ZH, LAI ZH H. The latest progress in research of automobile aerodynamicist and coach-building [J]. *Journal of Shenyang University*, 2005, 17(6): 39-44. (in Chinese)
- [13] 刘雨. 涵道式飞行汽车的气动特性数值模拟与优化研究[D]. 长春: 吉林大学, 2022.
LIU Y. *Numerical Simulation and Optimization of Aerodynamic Characteristics of Ducted Flying Vehicle* [D]. Changchun: Jilin University, 2022. (in Chinese)
- [14] ARONSTEIN D C, SCHUELER K L. Two supersonic business aircraft conceptual designs with and without sonic boom constraint [J]. *Journal of Aircraft*, 2005, 42(3): 775-786.
- [15] TORENBEEK E. *Essentials of Supersonic Commercial Aircraft Conceptual Design* [M]. John Wiley & Sons, 2020.
- [16] ANDERSON J D. *Fundamentals of Aerodynamics* [M]. New York: McGraw-Hill, 1984: 487-490.

- [17] BAE J S, SEIGLER T M, INMAN D J. Aerodynamic and static aeroelastic characteristics of a variable-span morphing wing[J]. *Journal of Aircraft*, 2005, 42(2): 528-534.
- [18] TANG W, ORLOWSKI M, LONGO J M A, *et al.* Aerodynamic optimization of re-entry capsules [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2001, 5(1): 15-25.
- [19] GNOFFO P A. An upwind-biased, point-implicit relaxation algorithm for viscous, compressible perfect-gas flows, NASA-TP-2953 [R]. Hampton, VA: NASA Langley Research Center, 1990.
- [20] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications [J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [21] 许侃, 高正红, 傅林. 利用GPU加速的三维N-S方程求解器研究[J]. *航空计算技术*, 2013, 43(2): 91-94, 98.
- XU K, GAO ZH H, FU L. Research of a 3D Navier-Stokes solver based on GPU [J]. *Aeronautical Computing Technique*, 2013, 43(2): 91-94, 98. (in Chinese)
- [22] 赵伟鹏, 张英浩, 高婷, 等. 电动飞机近海面飞行气动特性分析[J]. *海洋技术学报*, 2022, 41(6): 8-16.
- ZHAO W P, ZHANG Y H, GAO T, *et al.* Analysis of aerodynamic characteristics of electric aircraft flying near sea surface [J]. *Journal of Ocean Technology*, 2022, 41(6): 8-16. (in Chinese)
- [23] 岳航. 高超声速变形飞行器气动力/热特性数值研究[D]. 长沙: 中南大学, 2023.
- YUE H. *Numerical Study on Aerodynamic and Aerothermodynamic Performance of Morphing Hypersonic Vehicle* [D]. Changsha: Central South University, 2023. (in Chinese)
- [24] 邵诚世. 倾转旋翼飞行汽车气动特性分析[D]. 长春: 吉林大学, 2022.
- SHAO CH SH. *Aerodynamic Characteristics Analysis of Tilting Rotor Flying Vehicle* [D]. Changchun: Jilin University, 2022. (in Chinese)
- [25] 张扬军, 吕振华, 徐石安, 等. 汽车空气动力学数值仿真研究进展[J]. *汽车工程*, 2001, 23(2): 82-91.
- ZHANG Y J, LU ZH H, XU SH A, *et al.* A review on numerical simulation of automotive aerodynamics [J]. *Automotive Engineering*, 2001, 23(2): 82-91. (in Chinese)
- [26] RAMNEFORS M, BENSRYD R, HOLMBERG E, *et al.* Accuracy of drag predictions on cars using CFD-effect of grid refinement and turbulence models [C]. *SAE Technical Paper Series. SAE International*, 1996: 865-879.
- [27] 龙钢. 某车型车身造型设计及空气动力学仿真研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010.
- LONG G. *Design of a Car Body Styling and Research on Aerodynamic Simulation* [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010. (in Chinese)

作者简介:



高舒煜(2000—),男,山西吕梁人,硕士研究生,主要从事飞行器总体设计以及气动方面的研究。E-mail: gaoshuyuccc@163.com

通讯作者:



李京阳(1987—),男,山西吕梁人,博士,教授,博士生导师,2010年于南京航空航天大学获得学士学位,2015年于清华大学获得博士学位,主要从事飞行器总体设计、无人机系统与工程、飞行器动力学与控制、仿生扑翼飞行器等方面的研究。E-mail: 18911638156@163.com