

高马赫数临近空间无人机主要总体参数设计方法

有连兴, 余雄庆*

南京航空航天大学 航空宇航学院 飞行器先进设计技术国防重点学科实验室, 南京 210016

摘要: 针对高马赫数临近空间无人机(HS UAV)概念设计的需求, 研究一种飞行器主要总体参数设计的改进方法, 目的是提高主要总体参数设计的可信度。在现有的约束分析和任务分析方法基础上, 通过融入适用性更广、预测精度更高的气动模型和推进系统模型, 建立了一种迭代的设计计算流程。应用参数化建模方法建立了气动数值分析模型, 应用发动机热力循环分析建立了推进系统模型。应用本文方法完成了高马赫数临近空间无人机主要总体参数设计计算, 结果表明: 经过若干次迭代设计计算, 主要总体参数值收敛; 由传统方法确定的主要总体参数与本文方法的结果有明显差别。由于本文方法中使用了可信度更高的气动和推进系统模型, 根据本文方法确定的主要总体参数具有更高的可信度。

关键词: 无人机; 概念设计; 临近空间; 高马赫数; 约束分析; 任务分析

中图分类号: V221 文献标识码: A 文章编号: 1000-6893(2017)04-220514-12

高马赫数临近空间无人机(HS UAV)是指在临近空间^[1]以马赫数 $Ma=3.0\sim5.0$ 巡航飞行完成特定任务的无人飞行器。与现有的亚声速和低超声速($Ma=1.2\sim3.0$)飞行器相比, HS UAV 的高空高速特性, 使得现有战斗机和地面防空系统难以对其进行有效攻击。例如, SR-71 侦察机的高空高速性能有效地提高其生存力^[2]。与高超声速临近空间无人机相比, HS UAV 无需采用超燃冲压发动机^[3], 技术风险较小。与近地轨道侦察卫星相比, HS UAV 能够在临近空间区域内更快、更精确地获取信息。

目前, 还没有一种真正实用的 HS UAV。美国曾研制了高马赫数无人机 D-21A^[4], 设计巡航马赫数为 3.3, 巡航高度为 24 380 m。但由于采用了空中挂载发射方式, 无法自主起飞和着陆, 属于一次性使用飞行器, 其使用成本较高。因此, 研制一种能够实现自主起飞、爬升、巡航和着陆的高

马赫数临近空间无人机更具有实用价值。

飞行器概念设计属于飞机总体设计的早期阶段, 它有 2 个关键问题要解决^[5]: 一是概念方案, 包括总体构型方案、推进系统、结构与材料方案等; 二是总体参数设计, 包括外形参数、动力装置参数和重量参数设计等。在这些总体参数中, 最基本的参数是推重比、翼载荷和最大起飞重量, 这 3 个参数通常称为主总体参数(或基本总体参数), 飞行器性能在很大程度上取决于这 3 个主要总体参数。

HS UAV 作为一种新型无人机, 在总体设计阶段面临许多新的问题。其中一个问题就是: 如何根据 HS UAV 的任务使命, 确定其主要总体参数。飞机主要总体参数设计通常采用约束分析和任务分析的方法^[6]。应用这种方法的前提是具有该类型飞机气动特性、动力装置特性和重量特性的统计数据, 或具备相关的较精确的工程估算方法。但对于 HS UAV 这种新型无人机, 其动力装

收稿日期: 2016-06-11; 退修日期: 2016-09-01; 录用日期: 2016-09-09; 网络出版时间: 2016-10-09 09:36

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20161009.0936.004.html

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金(NZ2016101); 江苏高校优势学科建设工程资助项目

* 通讯作者. E-mail: yxq@nuaa.edu.cn

引用格式: 有连兴, 余雄庆. 高马赫数临近空间无人机主要总体参数设计方法[J]. 航空学报, 2017, 38(4): 220514. YOUL X, YUX Q. Preliminary sizing method for near-space high supersonic unmanned aerial vehicles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(4): 220514.

置、气动布局等不同于常规飞机,既不存在统计数据,也不具备较精确的工程估算方法。因此,为了确定 HSUAV 主要总体参数,需要对现有的方法进行改进。

本文目的是研究一种适用于 HSUAV 概念设计阶段的主要总体参数确定方法。本文的架构是以一种 HSUAV 任务使命和概念方案为例,基于约束分析和任务分析的思路^[7],通过采用数值分析和工程方法相结合的方法,展示 HSUAV 主要总体参数的设计过程。

1 一种 HSUAV 的设计要求和概念方案

HSUAV 主要总体参数设计的依据是任务剖面、性能要求和概念方案。

由于需要一个具体的概念方案作为例子来详细说明 HSUAV 主要总体参数设计方法的过程,因此本节给出一种 HSUAV 任务剖面、性能要求和概念方案,以此引出 HSUAV 主要总体参数设计方法所需解决的具体问题。

1.1 任务剖面

所需设计的 HSUAV 具有自主起飞、爬升、巡航和着陆的能力,其任务剖面如图 1 所示。HSUAV 起飞(阶段 1~2)以后加速爬升到高度 $h=3.048 \text{ km}$ (阶段 $E_1 \sim E_2$),等高度加速到马赫数 $Ma=0.8$ (阶段 $E_2 \sim E_3$),等马赫数爬升到 $h=9.5 \text{ km}$ (阶段 $E_3 \sim E_4$),跨声速飞行从 $Ma=0.8$ 和 $h=9.5 \text{ km}$ 加速至 $Ma=1.5$ 并下降到 $h=9 \text{ km}$ (阶段 $E_4 \sim E_5$),超声速加速和爬升至 $Ma=3.0$ 和 $h=20 \text{ km}$ (阶段 $E_5 \sim E_6$),继续加速和爬升至 $Ma=3.5$ 和 $h=25 \text{ km}$ (阶段 $E_6 \sim E_7$)继续巡航(阶段 3~4),在巡航马赫数和高度下执行一次转弯半径 $R=200 \text{ km}$ 的小过载转弯(阶段 4~5),返回继续巡航飞行(阶段 5~6),在任务剖面点 6 处以最大升阻比开始无动力状态下滑^[8](阶段 6~7),下滑至 $h=3.6 \text{ km}$ 处起动涡喷发动机盘旋飞行 20 min(阶段 7~8),之后进近(阶段 8~9)和着陆(阶段 9~10),完成整个飞行任务。

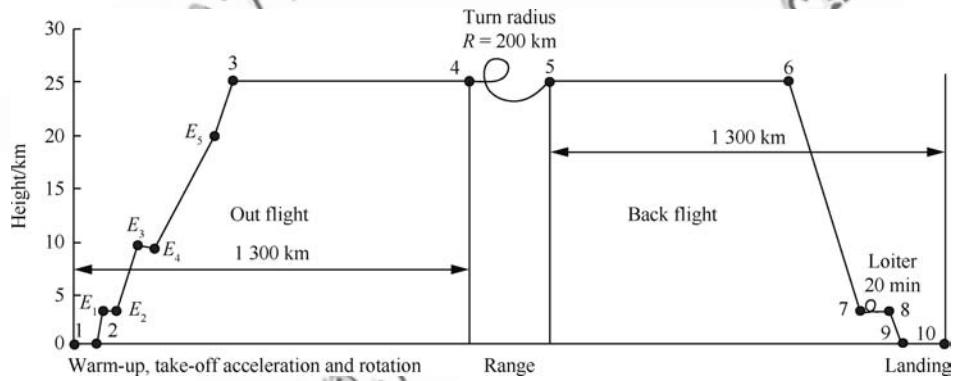


图 1 高马赫数临近空间无人机任务剖面

Fig. 1 Near-space high supersonic unmanned aerial vehicle (HSUAV) mission profile

1.2 性能要求

HSUAV 的性能要求如下:

- 1) 有效载荷为 600 kg。
- 2) 起飞滑跑距离小于 1.2 km。
- 3) 跨声速加速:在 5 min 内马赫数从 0.8 增加到 1.5。
- 4) 超声速加速:在 5 min 内马赫数从 1.5 增加到 3.0。
- 5) 高马赫数飞行: $Ma=3.0; h=20 \text{ km}$ 。

6) 高马赫数巡航: $Ma=3.5; h=25 \text{ km}$ 。

7) 高马赫数转弯:在 $Ma=3.5$ 和 $h=25 \text{ km}$ 下完成半径 $R=200 \text{ km}$ 的小过载转弯。

8) 着陆距离小于 1 km。

9) 具有较好的隐身性能。

1.3 概念方案

1) 推进系统方案

HSUAV 推进系统由进气道、串联式涡轮基组合循环 (TBCC) 发动机^[9] 和二元尾喷管组成,

如图 2 所示。

进气道采用定几何混压式轴对称超声速进气道^[10]。考虑到高马赫数巡航时超声速进气道高的

总压恢复和低的超声速起动特性,采用如图 2(a)中所示的超声速进气道,该进气道入口面积的大小由飞行任务轨迹上所需的最大质量流量决定。

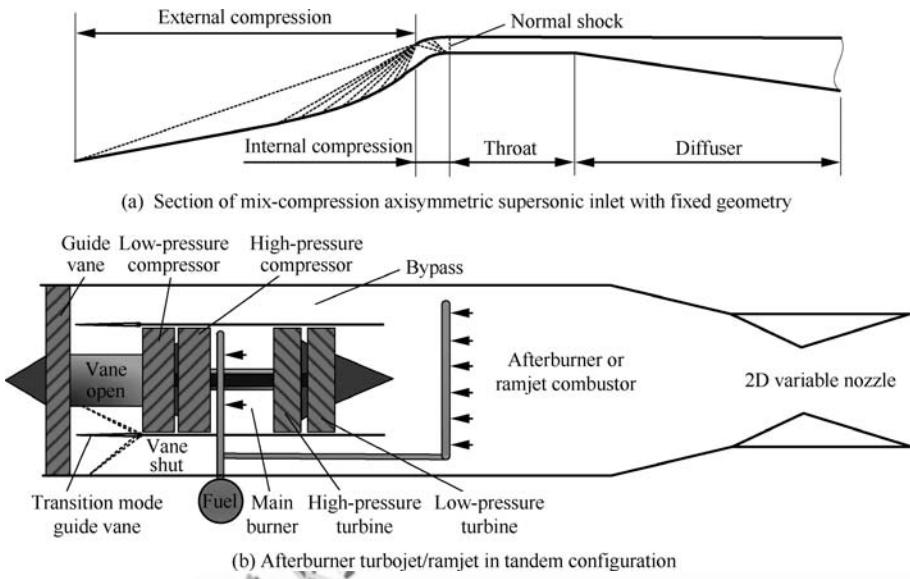


Fig. 2 Propulsion system concept of HSUAV

TBCC 发动机有涡喷模态、加力涡喷模态、模态转换状态和亚燃冲压模态^[11]4 个工作模态,参见图 2(b)。涡喷工作模态下,模态转换阀门关闭,这个模态用于 HSUAV 起飞前热车、滑行道滑跑、起飞后加速爬升至 $Ma=0.8$ 和 $h=9.5\text{ km}$,以及任务完成时返回基地上空盘旋和进近着陆。加力涡喷工作模态下,加力燃烧室开启,用于跑道滑跑起飞将 HSUAV 从 $Ma=0.8$ 和 $h=9.5\text{ km}$ 加速爬升至 $Ma=2.5$ 和 $h=16.333\text{ km}$ 或维持 $Ma=3.0$ 和 $h=20\text{ km}$ 的短时间飞行。模态转换状态下,模态转换阀门处于开启状态,加力涡喷和亚燃冲压模态同时工作。这个模态用于将 HSUAV 从 $Ma=2.5$ 和 $h=16.333\text{ km}$ 加速爬升至 $Ma=3.0$ 和 $h=20\text{ km}$ 。亚燃冲压工作模态下模态转换阀门完全开启,涡喷核心机停止工作,气流通过外涵道直接进入亚燃冲压燃烧室。亚燃冲压工作模态只在高空高马赫数时才使用,将 HSUAV 从 $Ma=3.0$ 和 $h=20\text{ km}$ 加速爬升至 $Ma=3.5$ 和 $h=25\text{ km}$,并维持在 $Ma=3.5$ 和 $h=25\text{ km}$ 下巡航飞行和转弯。

2) 气动布局概念方案

HSUAV 布局采用小展弦比机翼和机身机翼融合的气动布局方案,如图 3 所示。HSUAV 气动布局兼顾高低速气动性能要求,其展弦比值范围定为 1.2~1.6。为了提高其隐身性能,进气道入口和尾喷管出口布置于机身上方^[12],机体的拱形前缘有利于机头超声速进气道的设计和改进。机身外形考虑了进气道和尾喷管、任务载荷、起落架、油箱容积大小等布置要求。

考虑到气动加热问题,HSUAV 的蒙皮材料主要以钛合金为主。



Fig. 3 Aerodynamic configuration of HSUAV

本文要解决的问题是：如何根据飞行任务剖面、基本设计要求和概念方案，确定出主要总体参数（推重比、翼载荷和最大起飞重量）。以下阐述解决该问题的方法。

2 主要总体参数设计方法

约束分析和任务分析方法是确定飞机主要总体参数的一种有效方法，已在飞机总体设计获得广泛应用^[5,7,13]。在本文研究中仍然采用约束分析和任务分析方法的思路，但由于 HSUAV 属于一种新型飞行器，需对传统的约束分析和任务分析方法进行改进，使之适用于 HSUAV 主要总体参数的设计。

2.1 约束分析方法

约束分析方法用于确定飞行器的推重比和翼载荷，其中推重比定义为推进系统海平面最大静推力与最大起飞重量之比，翼载荷为最大起飞重量与参考面积之比。

约束分析方法依据设计要求中规定的飞行性能要求（包括起降性能、爬升性能、巡航性能和机动性能要求等），绘制出起飞推重比和翼载荷的可选区域（也称界限线图^[7]）。在可选的区域内，确定出满足性能要求的推重比和翼载荷。

绘制界限线图的关键是要找出各项飞行性能与起飞推重比和翼载荷之间的函数关系。文献[7]根据飞行力学原理，推导出了能够反映飞行器各项飞行性能的推重比和翼载荷的通用函数关系，该函数关系亦称为约束分析的“控制方程”，其表达式为^[7]

$$\frac{T_{SL}}{W_{TO}} = \frac{\beta}{\alpha} \left\{ \frac{qS}{\beta W_{TO}} \left[C_{D0} + C_{DR} + K_1 \left(\frac{n\beta}{q} \cdot \frac{W_{TO}}{S} \right)^2 + K_2 \left(\frac{n\beta}{q} \cdot \frac{W_{TO}}{S} \right) \right] + \frac{P_s}{V} \right\} \quad (1)$$

式中： α 为推力衰减系数； β 为重量系数； K_1 和 K_2 为升力阻力极曲线方程中升力系数前的常数项； n 为过载因子； C_{D0} 为零升阻力系数； C_{DR} 为附加阻力系数（外挂油箱、导弹和减速伞等产生的阻力系数）； T_{SL} 为海平面最大推力； W_{TO} 为最大起飞重量； S 为参考面积； q 为动压； V 为飞行速度； P_s 为上升率，其表达式为^[7]

$$P_s = \frac{dz_e}{dt} = \frac{d}{dt} \left(h + \frac{V^2}{2g_0} \right) = \frac{T - (D + R)}{W} V \quad (2)$$

其中： z_e 为瞬时的势能和动能之和，亦称为“能量高度”； t 为时间； g_0 为重力加速度； T 为瞬时推力； D 为阻力； R 为瞬时附加阻力； W 为瞬时重量。

对于不同的飞行状态，只需对式(1)进行相应简化，就可得到各项飞行性能与推重比和翼载荷的函数关系式^[7]。

由于式(1)中包含了气动特性数据、推进系统特性和重量系数数据，因此应用约束分析法需提前预估气动特性、推进系统特性和重量系数，即这些参数是约束分析的输入参数。对于常规飞机，有大量的统计数据或较可靠的工程估算公式^[5-6, 13]，可估算出较准确的气动特性、推进系统特性和重量系数数据。

2.2 任务分析方法

任务分析方法是根据设计要求中的任务载荷和任务剖面来估算飞行器的最大起飞重量、空机重量和燃油重量。

最大起飞重量 W_{TO} 包括任务载荷重量 W_p 、空机重量 W_E 和燃油重量 W_F ，即

$$W_{TO} = W_p + W_E + W_F \quad (3)$$

式(3)可变换为

$$W_{TO} = \frac{W_p}{1 - \frac{W_F}{W_{TO}} - \frac{W_E}{W_{TO}}} \quad (4)$$

从式(4)中可知，当任务载荷 W_p 、空重系数 W_E/W_{TO} 和燃油系数 W_F/W_{TO} 已知，即可通过迭代求解得到最大起飞重量 W_{TO} ，其中任务载荷由设计要求给出。

空重系数 W_E/W_{TO} 为空机重量和最大起飞重量之比。空机重量和最大起飞重量存在一定的内在关系，针对不同类型的飞行器，通常用统计关系或经验公式来表示这种关系。根据这种关系式，可估算空重系数 W_E/W_{TO} 。

燃油系数 W_F/W_{TO} 为完成任务剖面所消耗的燃油重量与最大起飞重量之比。通常可通过 2 种途径来估算：① 基于统计数据的经验公式；② 基于受力分析的燃油消耗分析方法。

通常通过重量系数分析来计算燃油系数。重量系数为飞行器瞬时的重量与最大起飞重量的比值，与燃油系数的关系为

$$\frac{W_i}{W_{TO}} = 1 - \frac{W_{Fi}}{W_{TO}} \quad (5)$$

式中: W_i 为飞行阶段节点 i 瞬时飞行器的重量; W_{Fi} 为飞行器飞行到节点 i 消耗的燃油重量。例如, 爬升加速阶段的重量系数的经验公式为^[6]

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = 0.991 - 0.007Ma - 0.01Ma^2 \quad (6)$$

燃油消耗分析方法是通过计算各飞行阶段消耗的燃油重量来计算燃油系数。飞行过程中减少的重量等于消耗的燃油重量, 即飞行器重量的减少率等于燃油的消耗率。燃油消耗率是瞬时安装推力 T 和单位燃油消耗率 TSFC 共同作用的结果, 即

$$\frac{dW}{dt} = -\frac{dW_F}{dt} = -TSFC \cdot T \quad (7)$$

完成一次完整飞行任务的燃油系数为任务剖面(见图 1)中各飞行阶段的燃油系数之积, 即

$$\frac{W_{F10}}{W_{TO}} = \frac{W_{10}}{W_{TO}} = \frac{W_{10}}{W_9} \cdot \frac{W_9}{W_8} \cdot \dots \cdot \frac{W_1}{W_{TO}} \quad (8)$$

综上分析, 最大起飞重量估算的精度主要取决于: ① 空机重量和最大起飞重量之间的关系式; ② 各飞行阶段的燃油系数, 而这些系数主要取决于发动机特性和气动特性。

2.3 主要总体参数设计方法的改进

由于 HSUAV 属于一种新型飞行器, 其动力装置、气动布局等不同于常规飞机, 既不存在统计数据, 现有的工程估算方法的可信度也有待证实。因此, 需对上述的约束分析和任务分析方法进行改进。

目前飞机总体设计技术中一个重要趋势是采用多学科设计优化(MDO)方法。MDO 的一个重要理念就是所谓的“仿真提前”^[14-15], 也就是将总体设计后期阶段的设计/分析方法提前至概念设计阶段。根据这一理念, 概念设计中分析模型应尽可能少地依赖于统计数据或经验公式, 而应该采用适用性更广、预测精度更高的分析模型, 以适用于新型飞行器的概念设计。

借鉴这一理念, 对现有约束分析和任务分析方法进行改进, 建立一种新的主要总体参数设计流程, 如图 4 所示。在这个设计流程中, 融入了适用性更广、预测精度更高的气动模型和推进系统模型, 从而使 HSUAV 的主要总体参数设计结果具有更高的可信度。

如图 4 所示的总体参数设计计算过程是一种

迭代过程。在第一轮主要总体参数设计中, 仍然采用工程估算方法来估算气动、推进系统、燃油系数的数据, 然后根据约束分析和任务分析方法确定主要总体参数。虽然第一轮设计获得主要总体参数可信度不高, 但为下一轮设计提供了一个初始值。从第二轮开始, 根据上一轮的结果, 通过气动和推进系统的初步设计, 建立更详细的气动模型和推进系统模型, 更新上一轮约束分析和任务分析中的输入数据(气动、推进系统数据和燃油系数), 通过约束分析和任务分析方法确定出新一轮主要总体参数。这个过程反复迭代, 直至推重比、翼载荷和最大起飞重量的值收敛为止。

总体参数设计是否合理, 关键取决于气动、推进系统、重量的输入数据的准确性。第 3 节将说明这些输入数据的估算方法。

3 输入数据的估算方法

从图 4 中看出, 在第一轮总体参数设计中, 采用工程估算方法预估输入数据, 之后通过气动和推进系统的初步设计和分析, 建立适用性更广、预测精度更高的气动模型和推进系统模型, 对气动和推进系统特性以及燃油系数进行预估。

3.1 气动特性的估算方法

1) 工程估算方法

考虑到 HSUAV 为大后掠、小展弦比翼身融合布局形式, 在第一轮预估中, 假设 HSUAV 构型与文献[6]中 XB-70 具有相同的零升阻力系数 C_{D0} 。参考文献[16]中给出的超声速线化理论估算诱导阻力因子 K , 即

$$K = \sqrt{Ma^2 - 1}/4 \quad (9)$$

考虑到 HSUAV 展弦比较小, 实际的诱导阻力因子要比超声速线化理论得到的大, 因此在估算时将诱导阻力因子 K 值放大 2 倍。

2) 数值分析方法

第一轮设计之后, 气动特性数据的获取是通过气动外形设计和数值分析来获取的。气动外形设计的任务是根据高马赫飞行器设计准则^[17-19], 建立三维几何模型。气动分析的任务是基于三维几何模型, 建立气动分析的网格模型, 采用 Navier-

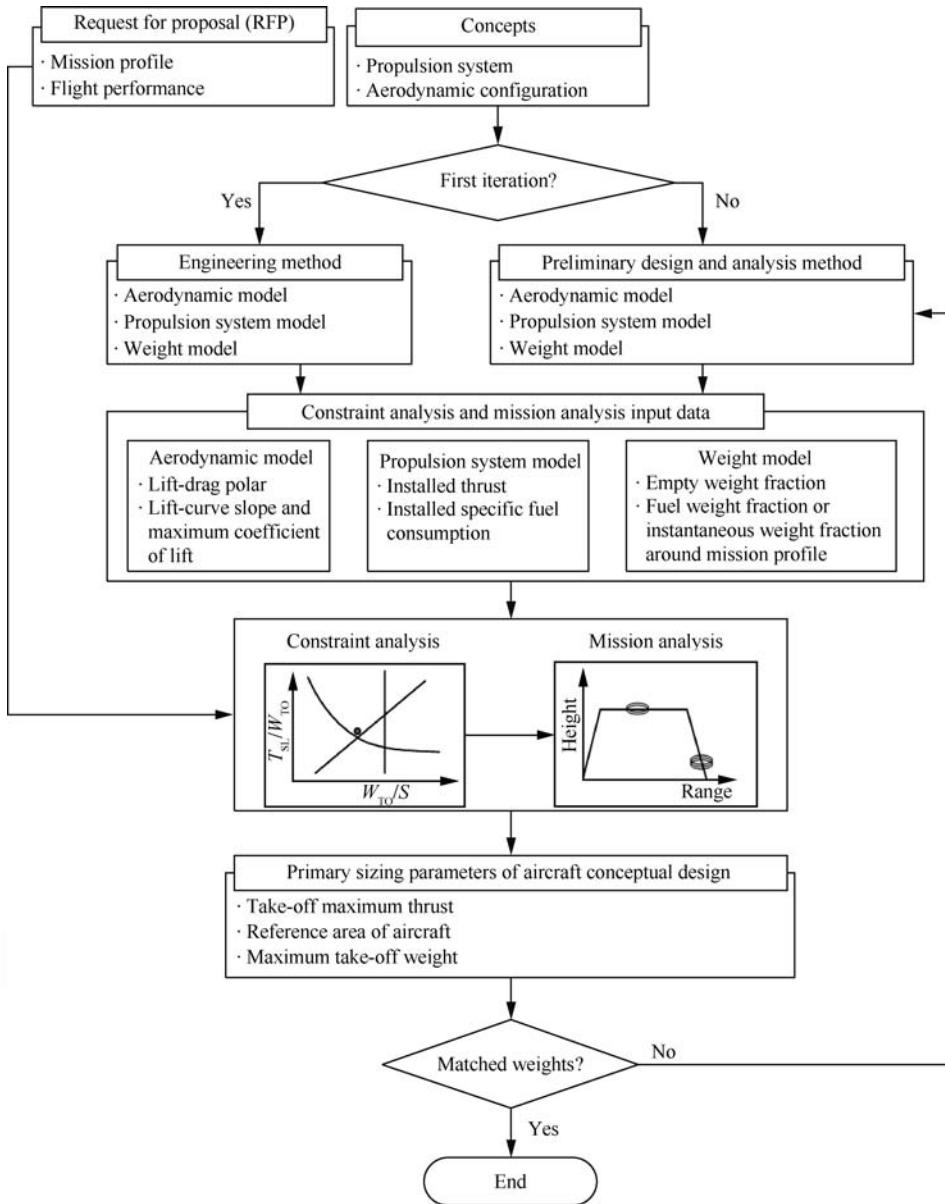


图 4 HSUAV 主要总体参数设计流程

Fig. 4 Procedure of preliminary sizing for HSUAV

Stokes 方程的数值方法,计算出约束分析和任务分析中用到的气动数据。

为了提高 HSUAV 气动布局设计和分析的效率,开发了气动外形设计和分析程序。该程序包括气动布局参数化几何建模程序、网格自动生成程序、流场求解器和结果分析处理程序。上述程序之间的关系如图 5 所示。

应用参数化几何建模方法和 CATIA 二次开发技术,开发了无人机参数化几何建模程序^[20],可快速生成气动布局方案的三维外形。网格生成

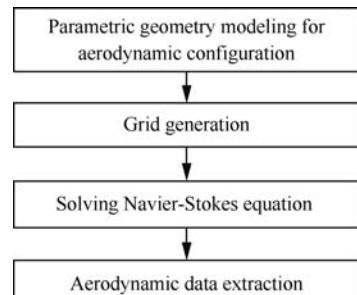


图 5 气动外形设计和分析程序

Fig. 5 Aerodynamic design and analysis codes

使用 Gridgen 软件,应用 Gridgen 脚本文件命令,编制了自动化网格生成程序,可根据 HSUAV 的三维外形,自动生成计算网格。流场分析采用 Fluent 软件中 Navier-Stokes 方程数值分析方法。应用 Fluent 脚本文件命令,编制了自动调用网格数据文件以及工况的程序。另外,编写了结果分析程序,可将 Fluent 软件计算的结果进行分析,获得升阻比和最大升力系数等气动特性。

应用上述气动设计和分析程序,根据正交试验设计方法,优选气动外形的展弦比和下反角。然后从优选方案的气动分析结果中获得约束分析和任务分析中所需的气动数据。

3.2 推进系统特性的估算方法

本节首先讨论推进系统的设计点,然后分别说明推进系统的工程估算模型和热力循环分析模型。

1) 设计点选择

发动机设计点对发动机的性能影响较大。选择不同的设计点,得到的发动机随高度和速度的推力衰减特性有较大区别^[7]。考虑到 HSUAV 高空高速飞行状态下的加速爬升特性,以及模态转换开始时涡喷发动机仍维持比较大的推力,选择飞行任务剖面图上的点($Ma = 2.75$ 和 $h = 18.167 \text{ km}$)作为加力/涡喷发动机的设计点。另一方面,由于亚燃冲压发动机长时间工作在高马赫数巡航状态,因此亚燃冲压发动机设计点选择为 $Ma = 3.5$ 和 $h = 25 \text{ km}$ 。

2) 工程估算模型

加力/涡喷模型适用于马赫数 $Ma = 0 \sim 3.0$ 的飞行阶段,在模态转换阶段($Ma = 2.5 \sim 3.0$)也将使用该模型进行近似估算。

加力/涡喷发动机推力随高度和速度变化的推力衰减系数关系如下^[7]。

涡喷模态:

$$\alpha = \begin{cases} 0.8\delta_0(1 - 0.16\sqrt{Ma_0}) & \theta_0 \leqslant TR \\ 0.8\delta_0\left[1 - 0.16\sqrt{Ma_0} - \frac{24(\theta_0 - TR)}{(9 + Ma_0)\theta_0}\right] & \theta_0 > TR \end{cases} \quad (10)$$

加力模态:

$$\alpha = \begin{cases} \delta_0\left[1 - 0.3(\theta_0 - 1) - 0.1\sqrt{Ma_0}\right] & \theta_0 \leqslant TR \\ \delta_0\left[1 - 0.3(\theta_0 - 1) - 0.1\sqrt{Ma_0} - \frac{1.5(\theta_0 - TR)}{\theta_0}\right] & \theta_0 > TR \end{cases} \quad (11)$$

加力/涡喷发动机燃油消耗率 TSFC 随马赫数 Ma 的变化关系如下^[7]。

涡喷模态:

$$TSFC = (1.1 + 0.3Ma_0)\sqrt{\theta} \quad (12)$$

加力模态:

$$TSFC = (1.5 + 0.23Ma_0)\sqrt{\theta} \quad (13)$$

式(10)~式(13)中:TR 为截断值或节流比; θ_0 为自由来流总温与海平面标准大气压下的静温之比; δ_0 为自由来流总压与海平面标准大气压下的静压之比; Ma_0 为自由来流马赫数; θ 为自由来流静温与海平面标准大气压下的静温之比。

亚燃冲压发动机的模型适用于飞行马赫数 $Ma = 3.1 \sim 3.5$ 。对于亚燃冲压发动机,工程估算模型未能体现出设计点性能对非设计点性能的影响,因此采用热力循环变比热分析模型。

3) 热力循环分析模型

根据 TBCC 发动机参数化循环分析和性能循环分析的理想气体一维流动原理^[7],建立热力循环变比热(Variable Specific Heat, VSH)模型,TBCC 发动机性能分析框架流程如图 6 所示。图 6 中: n_e 为发动机转速; A_s 为发动机喷管喉道截面积; T_t 为总温, P_t 为总压,对应下标的数字为发动机各个部件占位截面编号; P_{CH} 和 P_{TH} 分别为高压压气机和高压涡轮的功率; η_{mH} 为高压涡轮功率转化效率因子; P_{CL} 和 P_{TL} 分别为低压压气机和低压涡轮的功率; η_{mL} 为低压涡轮功率转化效率因子。

图 6 中分流器(Splitter)的作用是相当于模态转换阀门,在加力/涡喷工作模态下,分流器关闭外涵道,气流只通过核心机;在模态转换状态下,分流器位置可调,模态转换结束后,分流器处于完全开启状态;在亚燃冲压工作模态下,分流器处于完全开启状态,气流只通过外涵道进入亚燃冲压燃烧室,核心机无气流流过。

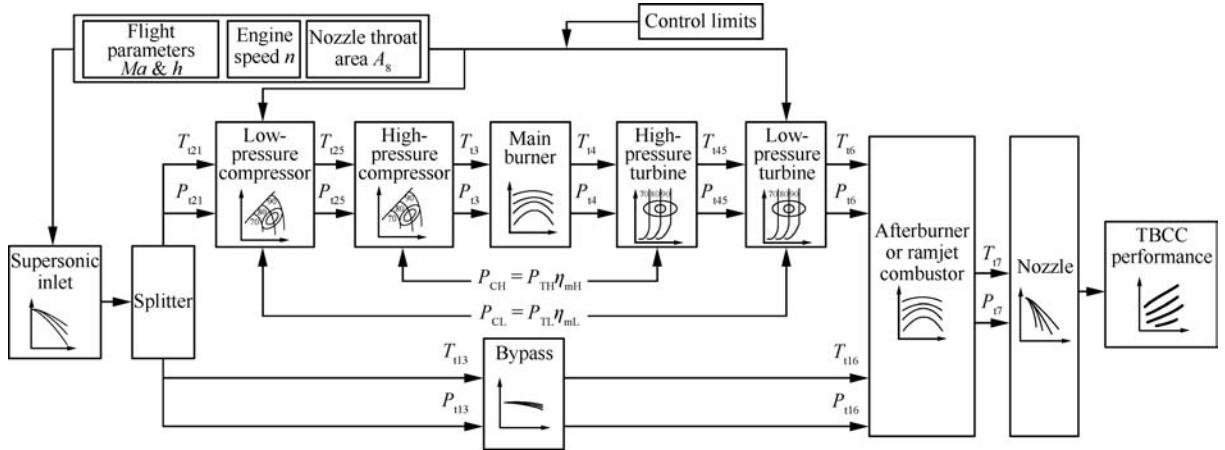


图 6 TBCC 发动机性能分析流程图

Fig. 6 Flowchart of TBCC performance analysis

3.3 空重系数和燃油系数的估算方法

根据第 2 节式(4),如果已知空重系数和燃油系数,就可计算最大起飞重量。

1) 空重系数

空重系数通过经验公式得出。由于 HSUAV 属于 ISR (Intelligence/Surveillance/Reconnaissance) 飞机^[16],因此采用基于 ISR 飞行器统计数据的经验公式来计算空重系数。ISR 飞机空重系数的经验公式为^[16]

$$\frac{W_E}{W_{TO}} = 0.75 W_{TO}^{-0.053} \quad (14)$$

式中:重量的单位为 lb(1 lb=0.454 kg)。考虑到式(14)在统计分析时包含了 SR-71 飞机的重量数据,并且 HSUAV 的飞行马赫数和高度均与 SR-71 的相近,因此采用式(14)计算 HSUAV 空重系数具有一定的合理性。

从第二轮迭代开始,从方法角度上讲应该采用更精确的基于结构分析和优化方法^[21]来计算空重系数,但本文研究中由于时间限制,空重系数估算仍然采用式(14)。

2) 燃油系数

燃油系数的估算精度主要取决于发动机特性和气动特性。在第一轮估算中,燃油系数估算所需的发动机特性和气动特性采用工程估算方法。从第二轮开始,在燃油系数估算中,采用热力循环模型分析发动机特性,采用数值分析方法估算气动特性,从而获得更精确的燃油系数。

4 主要总体参数的设计计算结果

针对第 2 节中 HSUAV 设计要求和概念方案,应用第 3 节中设计计算流程,经过 4 轮迭代计算,约束分析收敛,经过 6 次迭代,任务分析收敛,获得最终的 HSUAV 主要总体参数。

4.1 迭代计算结果

图 7 给出了第一轮和最后一轮的 HSUAV 零升阻力系数 C_{D0} 和诱导阻力因子 K 随飞行马赫数 Ma 的变化曲线。从图 7 的气动特性对比可知:

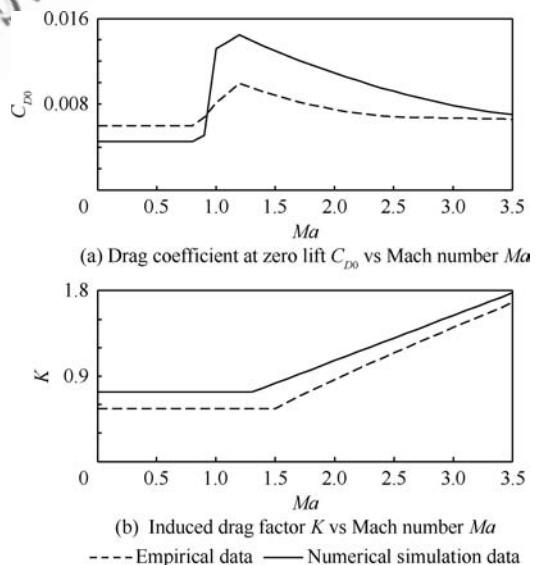


图 7 两种模型预测的零升阻力系数和诱导阻力因子

Fig. 7 Drag coefficient at zero lift and induced drag factor predicted by two models

① 基于数值分析获得的零升阻力系数在亚声速阶段要比工程估算的结果小,但在跨声速和超声速阶段,比工程估算结果大;② 数值分析得到的诱导阻力因子 K 比工程估算的结果大。

图 8 给出了第一轮和最后一轮推进系统沿着飞行任务剖面的特性,其中燃油消耗率的单位为 $1/\text{h}$ 。从图 8(a)看出,在加力/涡喷和模态转换阶段,最后一轮(VSH 模型)的 TBCC 发动机计算的推力衰减系数与第一轮(工程估算模型)结果比较接近。从图 8(b)看出,最后一轮的 TBCC 发动机的燃油消耗率与工程估算结果差别很大。

表 1 给出了第一轮和最后一轮估算的重量系数(定义为 β_i)。表中 β_i 的下标序号与图 1 中任务剖面点对应的序号一致,重量系数均代表对应飞行阶段开始时的数值。重量系数差别较大的任

表 1 第一轮和最后一轮估算的重量系数
Table 1 Instantaneous weight fraction from the first and last iterations

Instantaneous weight fraction	β_1	β_2	β_3	β_4	β_5	β_6	β_7	β_8	β_9	β_{10}
1st iteration	1	0.9750	0.8440	0.7656	0.7087	0.6086	0.6086	0.5901	0.5901	0.5901
Last iteration	1	0.9817	0.8111	0.7363	0.6749	0.5802	0.5802	0.5455	0.5455	0.5455

务剖面点主要是巡航开始点 β_3 ,即最后一轮迭代过程中爬升阶段 2~3 消耗的燃油重量要比第一轮迭代的多,之后的任务剖面点处重量系数差别主要是由于巡航开始点的重量系数差别导致的,任务剖面阶段 3~6 在第一轮迭代和最后一轮迭代过程中重量系数变化较小。巡航开始点最后一轮迭代得到的重量系数较小,主要是由于最后一轮迭代过程中推重比和平均燃油消耗率比第一轮大导致的。

最终迭代收敛的总体参数约束分析图(界限线图)如图 9 所示。图中黑色线为涡喷模态下的界限线,蓝色线为亚燃冲压模态下的界限线。根据图 9,确定涡喷模态下对应的主要总体参数为点 $B(170, 0.55)$,亚燃冲压模态下对应的主要总体参数为点 $A(170, 0.53)$ 。

第一轮和最后一轮确定的 HSUAV 主要总体参数如表 2 所示。从表中数据看出,第一轮和最后一轮确定的 HSUAV 主要总体参数有明显区别。这主要是由于第一轮中估算的气动特性和

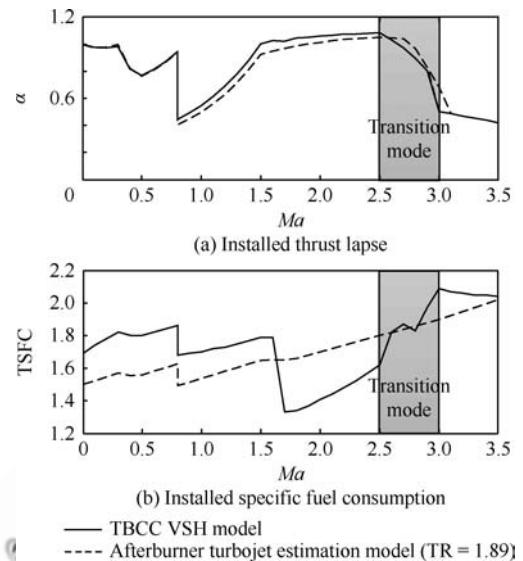


图 8 两种模型预测的 TBCC 推进系统特性

Fig. 8 TBCC performance predicted by two models

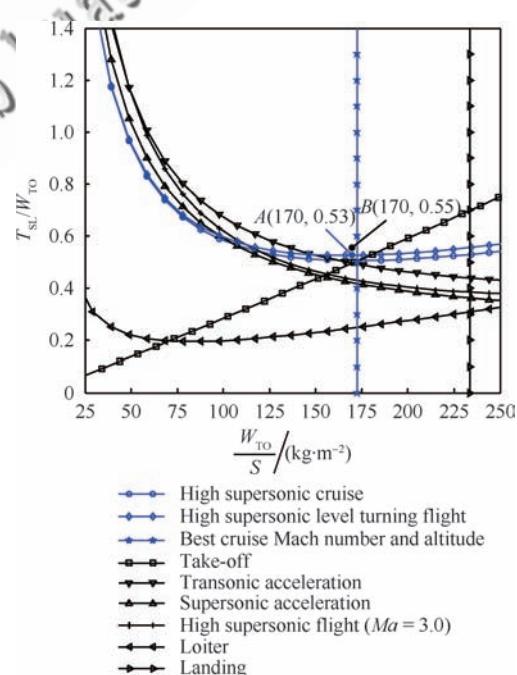


图 9 最一轮约束分析图

Fig. 9 Constraint analysis chart from last iteration

表 2 第一轮和最后一轮确定的主要总体参数

Table 2 Sizing results from first and last iterations

Primary parameters	$(\frac{T_{SL}}{W_{TO}})_{TJ}$	$(\frac{T_{SL}}{W_{TO}})_{RJ}$	$(\frac{W_{TO}}{S}) / (kg \cdot m^{-2})$	W_{TO}/kg
1st iteration	0.50	0.47	161	7 092.8
Last iteration	0.55	0.53	170	8 293.6

推进系统特性与第二轮之后的估算结果有明显差别(参见图 7 和图 8),导致约束分析中边界线和任务分析中燃油系数有明显区别。由于第二轮之后的气动模型与推进系统模型精度较高,因此最终确定的主要总体参数具有较高的可信度。根据表 2 中最终的主要总体参数,可计算出 HSUAV 参考面积为 48.8 m^2 ,空机重量为 $3 697.6 \text{ kg}$,燃油重量为 $3 996.0 \text{ kg}$ 。

4.2 主要总体参数合理性验证

上述最终的 HSUAV 主要总体参数是根据典型飞行状态的设计要求确定的。为了验证所确定的主要总体参数在整个飞行任务剖面内是否满足推力大于阻力的要求,定义一个参数 u ,该参数表示飞行时的阻力与可用推力的比值。

对于 HSUAV 来说,整个飞行任务剖面最关键的飞行阶段为起飞爬升至巡航开始点。若推进系统的推力在该阶段内均满足 $u < 1.0$ 且爬升时间满足 HSUAV 的设计要求,则说明总体参数的选择是合理。图 10 为爬升阶段参数 u 随马赫数 Ma 的变化曲线,从图 10 中可看出,在跨声速阶段的 u 值比较高,主要是因为跨声速飞行阻力大

和发动机剩余推力(当前飞行状态下推进系统可用推力与飞行阻力的差值)小,导致 HSUAV 从 $Ma=0.8$ 增加至 $Ma=1.5$ 所需的时间为 176 s; $Ma=3.5$ 时 $u=0.84$,说明巡航状态时具有剩余推力。图 11 为爬升阶段飞行时间随马赫数 Ma 的变化曲线,爬升阶段的总飞行时间为 1 111 s,满足 HSUAV 小于 1 200 s 的爬升时间要求。

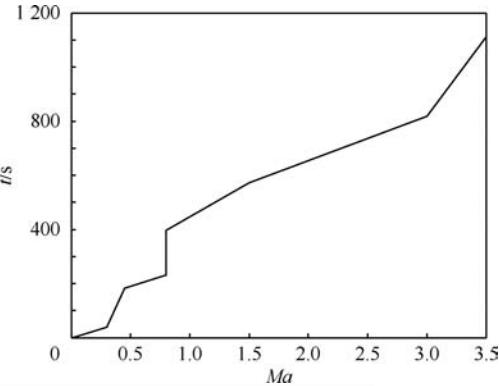


图 11 爬升阶段飞行时间 t 随马赫数 Ma 的变化曲线
Fig. 11 Curve of flight time t vs Mach number in climb stage

5 结论

为了提高 HSUAV 主要总体参数设计的可信度,在现有的约束分析和任务分析方法基础上,通过融入了适用性更广、预测精度更高的气动模型和推进系统模型,提出了一种主要总体参数设计的改进方法。该方法采用了多轮迭代策略,第一轮设计中采用传统的总体参数设计方法,用于确定初始设计点;在第一轮之后,通过气动和推进系统的初步设计,建立更详细的气动模型和推进系统模型,提高约束分析和任务分析结果的可信度。以一种 HSUAV 概念方案为例,验证了本文方法,结论如下:

- 1) 应用本文的改进方法,推重比和翼载荷的值经过 4 次迭代计算收敛,最大起飞重量经过 6 次迭代计算收敛,收敛过程较快。
- 2) 由现有的约束分析和任务分析确定的主要总体参数(第一轮的结果)与最终确定的主要总体参数(最后一轮的结果)有很大区别。由于第一轮之后采用了可信度更高的气动和推进系统模型,因此最后一轮确定的主要总体参数具有更高

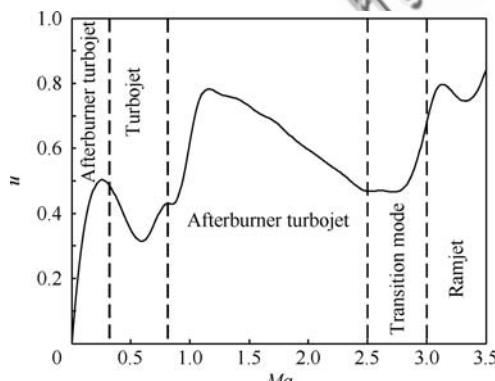


图 10 爬升阶段参数 u 随马赫数 Ma 的变化曲线
Fig. 10 Curve of u vs Mach number in climb stage

的可信度,而现有的方法(即第一轮的方法)不能用于HSUAV主要总体参数设计。

3)由于TBCC发动机由加力/涡喷发动机和亚燃冲压发动机串联组合形成,因此在约束分析图中包含了2种发动机工作模态,不同工作模态对应不同的起飞推重比。这与现有约束分析图有显著区别。

4)为了说明主要总体参数设计的合理性,分析了飞行任务剖面中爬升阶段的飞行阻力与推进系统可用推力之比。分析结果表明,爬升阶段的可用推力大于阻力,说明由本文方法确定的主要总体参数是合理的。

最后需说明的是,本文研究中空机重量和最大起飞重量之间的关系仍然采用了工程估算方法。在下一步研究中,将采用结构有限元分析和优化的方法建立两者之间的关系。另外,本文研究思路也可用于高超声速飞行器主要总体参数设计。

参 考 文 献

- [1] CURRAN E T, MURTHY S N B. Scramjet propulsion [M]. Reston: AIAA Inc., 2000: 449.
- [2] RICH B R. F-12 series aircraft aerodynamic and thermodynamic design in retrospect [J]. Journal of Aircraft, 1974, 11(7): 401-406.
- [3] SCHÜTTE G, STAUDACHER S. Probabilistic aspects of scramjet design[J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(2): 281-288.
- [4] Marshall Space Flight Center. Study on the modifications required to re-engine the Lockheed D-21 Drone: NASA 1999-0110312[R]. Washington, D. C.: NASA, 1999.
- [5] HOWE D. Aircraft conceptual design synthesis [M]. Hoboken, NJ: John Wiley & Sons, Ltd., 2000: 1-22.
- [6] RAYMER D. Aircraft design: A conceptual approach [M]. 5th ed. Reston: AIAA Inc., 2012: 27-702.
- [7] MATTINGLY J D, HEISER W H, PRATT D T. Aircraft engine design[M]. 2nd ed. Reston: AIAA Inc., 2002: 3-229.
- [8] GUDMUNDSSON S. General aviation aircraft design: Applied methods and procedures[M]. Amsterdam: Elsevier Inc., 2014: 925-934.
- [9] HEISER W H, PRATT D T, DALEY D H, et al. Hypersonic airbreathing propulsion[M]. Reston: AIAA Inc., 1994: 456-463.
- [10] SAUNDERS J D, KEITH T G. Results from computational analysis of a mixed compression supersonic inlet: NASA TM 104475[R]. Washington, D. C.: NASA,
- 1991.
- [11] FRY R S. A century of ramjet propulsion technology evolution[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20 (1): 27-58.
- [12] PATERSON J. Overview of low observable technology and its effects on combat aircraft survivability[J]. Journal of Aircraft, 1999, 36(2): 380-388.
- [13] ROSKAM J. Airplane design Part I: Preliminary sizing of airplanes[M]. Lawrence, KS: Design, Analysis and Research Corporation, 1985: 1-202.
- [14] IQBAL L U, SULLIVAN J P. Multidisciplinary design and optimization (MDO) methodology for the aircraft conceptual design[C]//50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston: AIAA, 2009.
- [15] 余雄庆, 丁运亮. 多学科设计优化算法及其在飞行器设计中应用[J]. 航空学报, 2000, 21(1): 1-6.
- YU X Q, DING Y L. Multidisciplinary design optimization a survey of its algorithms and applications to aircraft design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2000, 21(1): 1-6 (in Chinese).
- [16] NICOLAI L M, CARICHNER G E. Fundamentals of aircraft and airship design Volume I—Aircraft design[M]. Reston: AIAA Inc., 2010: 323-779.
- [17] BOWCUTT K G, ANDERSON J D, CAPRIOTTI D. Viscous optimized hypersonic waveriders: AIAA-1987-0272[R]. Reston: AIAA, 1987.
- [18] MURTHY S N B, CURRAN E T. Developments in high-speed vehicle propulsion systems[M]. Reston: AIAA Inc., 1996: 188-202.
- [19] JACOB D, SACHS G, WAGNER S. Basic research and technologies for two-stage-to-orbit vehicles[M]. Weinheim: WILEY-VCH Verlag GmbH & Co. KGaA, 2005: 9-267.
- [20] 有连兴, 余雄庆, 欧阳星. 高马赫数无人机概念设计的外形参数化建模[J]. 南京航空航天大学学报, 2014, 46 (3): 425-432.
- YOU L X, YU X Q, OUYANG X. Parametric geometry modeling for conceptual design of high supersonic unmanned aerial vehicles[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 46(3): 425-432 (in Chinese).
- [21] 余雄庆, 欧阳星, 邢宇, 等. 机翼结构重量预测的多学科分析优化方法[J]. 航空学报, 2016, 37(1): 235-243.
- YU X Q, OUYANG X, XING Y, et al. Weight prediction method of wing structure using multidisciplinary analysis and optimization[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 235-243 (in Chinese).

(责任编辑:徐晓)

Preliminary sizing method for near-space high supersonic unmanned aerial vehicles

YOU Lianxing, YU Xiongqing *

Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense Advanced Design, College of Aerospace Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

Abstract: An improved method is proposed for preliminary sizing in conceptual design of a near-space high supersonic unmanned aerial vehicle (HSUAV). This improved method is aimed to enhance reliability of the preliminary sizing. An iterative sizing process is developed, in which the aerodynamic and propulsion models with higher applicability and accuracy are integrated into traditional methods of constraint analysis and mission analysis. The aerodynamic model is established using the parametric method. The aerothermodynamic model of the propulsion system is achieved by treating each stream as the one-dimensional flow of a perfect gas. With the method proposed, the preliminary sizing process in the conceptual design of the near-space high supersonic unmanned aerial vehicles is accomplished. The results show that sizing parameters are converged after several iterations, and there exist significant differences between the result obtained from the traditional method and that from the improved method. The preliminary sizing results obtained from the method proposed in the paper are more reliable due to higher fidelity of the aerodynamic and propulsion models.

Keywords: unmanned aerial vehicle; conceptual design; near space; high supersonic speed; constraint analysis; mission analysis

Received: 2016-06-11; **Revised:** 2016-09-01; **Accepted:** 2016-09-09; **Published online:** 2016-10-09 09:36

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20161009.0936.004.html

Foundation items: the Fundamental Research Funds for the Central Universities (NZ2016101); A Project Funded by the Priority Academic Program Development of Jiangsu Higher Education Institutions

* **Corresponding author.** E-mail: yxq@nuaa.edu.cn