

文章编号: 1674-8190(2024)01-030-08

飞翼无人机外形与进排气几何一体化参数化建模

方欣瑞, 余雄庆

(南京航空航天大学 航空学院, 南京 210016)

摘要: 飞翼布局是无人作战飞机的优先布局方案,其特点是机体与发动机进排气系统高度融合。针对飞翼式无人作战飞机概念方案快速几何建模需求,提出一种飞翼机体外形和进排气几何外形的一体化参数化建模方法。基于类函数/形函数方法,建立飞翼机体和进排气几何外形的参数化数学模型;确定关联的外形参数和关联控制规则,实现飞翼外形参数与进排气几何外形的匹配;将所建立的模型与CATIA二次开发方法相结合,实现飞翼式无人机概念方案三维几何模型的自动生成。结果表明:针对不同的进排气方案,本文方法能自动调节飞翼外形,匹配进排气系统的几何外形,有效地提高了飞翼式无人作战飞机概念设计的效率。

关键词: 飞翼;概念设计;参数化建模;机体和推进系统一体化;无人机

中图分类号: V221

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2024.01.04

Parametric geometry modeling of flying wing UAV configuration integrated with intake and exhaust

FANG Xinrui, YU Xiongqing

(College of Aeronautical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Flying wing is a preferred configuration for unmanned combat air vehicle (UCAV), in which its airframe is highly integrated with intake and exhaust of propulsion system. To implement rapid geometric model of flying wing UCAV concept, a parametric geometry modeling method for flying wing UCAV configuration integrated with the intake and exhaust is proposed in this paper. Firstly, parametric models for configuration of the flying wing airframe and the intake and exhaust are established using class function/shape function. Then, the related geometry parameters between the flying wing airframe and the intake and exhaust are identified, and the correlative control rules are set to match airframe-propulsion interactions. 3D geometric models of the flying wing UCAV configuration are automatically generated by use of the parametric geometry model and CATIA API. Application examples indicate that flying wing UCAV configurations can automatically adjust its shape to match the different intake and exhaust concepts by use of the proposed method. The method can effectively improve efficiency for flying wing UCAV conceptual design.

Key words: flying wing; conceptual design; parametric modeling; airframe-propulsion integration; unmanned air vehicle

收稿日期: 2022-10-20; 修回日期: 2022-11-28

基金项目: 国家科技重大专项(J2019-III-0009-0053)

通信作者: 余雄庆(1965-), 男, 博士, 教授、博导。E-mail: yxq@nuaa.edu.cn

引用格式: 方欣瑞, 余雄庆. 飞翼无人机外形与进排气几何一体化参数化建模[J]. 航空工程进展, 2024, 15(1): 30-37.

FANG Xinrui, YU Xiongqing. Parametric geometry modeling of flying wing UAV configuration integrated with intake and exhaust [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(1): 30-37. (in Chinese)

0 引言

飞翼布局是一种非常规的飞机布局形式,其设计理念是将不产生升力的部件全部取消,没有平尾和明确的机身,整个机体表面由光滑连续的曲面构成。与常规布局相比,飞翼布局外露面积小,升阻比高,隐身性能突出,但缺少传统的安定面和操纵面,本体操稳特性差,需要应用复杂的飞行控制系统来保证其操纵性和稳定性^[1]。近年来,随着飞行控制技术的日趋成熟,飞翼布局凭借其在气动、隐身等方面的优势,被视为无人作战飞机(Unmanned Combat Air Vehicle,简称UCAV)的一种优先布局方案^[2-3]。例如,美国的X-47系列、英国的雷神(Taranis)、法国的神经元(NEURON)、俄罗斯的S-70、我国的攻击-11等均采用了飞翼布局。

飞翼式UCAV通常采用发动机内埋的布置方式,进排气系统布置在机体背部,这样可利用机体有效地遮挡雷达波,在重要的方位上可避免推进系统被雷达波直接照射,从而提高UCAV的隐身性能。这种布局的推进系统(发动机及其进排气系统)与飞翼外形高度融合^[4],不同的推进系统方案往往会影响到UCAV的机体外形。因此,在飞翼式UCAV的方案设计中,需要重点考虑机体与推进系统的一体化设计问题。在概念设计阶段,通常需要对对比分析各种方案,这就要求具有快速生成各种方案几何模型的技术手段。

参数化几何建模是快速生成概念方案几何模型的有效手段,也是多学科设计优化的基础^[5]。因此飞翼式UCAV外形参数化建模是其总体设计的一个重要问题^[6]。胡添元等^[7]将飞翼外形沿展向划分为三段,每段用一组参数来描述,从而建立全机几何模型;周皓宇^[8]将参数化几何建模方法应用于飞翼布局无人机族的外形建模;樊华羽等^[9]应用自由曲面变形(Free Form Deformation,简称FFD)方法建立了飞翼外形参数化模型,并利用该模型开展了飞翼气动隐身优化设计;陈立立等^[10]基于FFD方法研究了静稳定裕度对飞翼布局的影响;Morris等^[11]针对无尾翼身融合布局超声速军用飞机多学科设计优化的需求,建立了该类飞机外形的参数化几何模型;Edefur等^[12]分析了不同的进气道方案对整机外形和气动隐身性能的影响;Sepulveda等^[13]面向UCAV概念设计,展示了参数化几

何设计模块的灵活性。但现有的方法主要关注机体外形参数化建模,没有充分考虑推进系统方案对飞翼外形的影响,机体外形参数化建模和推进系统外形建模相互独立,不存在关联性。这种几何建模方法存在的问题是,在集成推进系统几何模型和机体几何模型时,往往会导致二者之间的不匹配,即要么机体内部空间不足,无法有效布置发动机和进排气系统;要么机体内部空间过剩,造成空间浪费,对减阻减重产生不利影响。

本文针对飞翼式UCAV,研究飞翼机体和发动机进排气系统的一体化参数化几何建模方法,实现机体外形与进排气几何外形的自动匹配,并应用CATIA二次开发方法,创建三维几何模型。

1 一体化外形参数化建模方法

参数化几何模型是用一组参数描述几何外形的数学模型。根据典型的飞翼式UCAV外形特点,将其划分为基础机体、推进系统外壳(属于机体部分)和内部管道(进排气系统)三个主要部分,如图1所示。

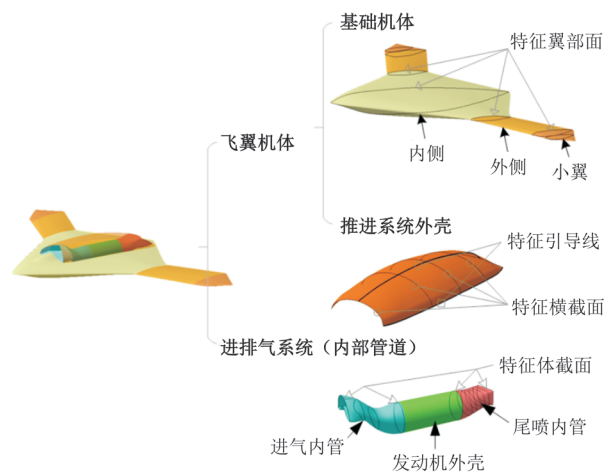


图1 飞翼式UCAV外形的主要部件
Fig. 1 Main components of the flying wing UCAV geometry model

参数化几何建模的思路是:首先定义一组形参分别实现上述三个部分的单独建模;然后将三者结合,各部分外形需满足一定的几何位置关系和型面过渡要求,部分外形参数之间需设置合理的关联控制规则;最后基于关联控制规则,实现含进排气系统的飞翼式UCAV的一体化建模。

1.1 飞翼机体外形参数化建模

飞翼机体外形主要包括基础机体和推进系统外壳。参见图 1,前者采用沿机体展向的特征翼剖面和翼平面形状来综合描述;后者采用沿机体纵向的特征横截面和连接各特征横截面的特征引导线来综合描述。基础机体的特征翼剖面 and 推进系统外壳的特征引导线都可归纳为翼型类形状,如图 2 所示。

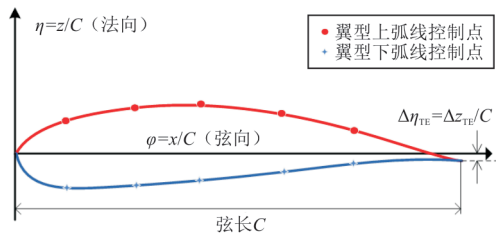


图 2 翼型类形状示意图

Fig. 2 Schematic diagram of airfoil type

翼型类形状参数化采用 Kulfan 提出的 CST 方法^[14] (Class function/shape function transformation),该方法的基本思想是采用分类函数和形状函数的乘积来描述复杂曲线形状。CST 方法的主要优点是:控制参数较少,拟合精度较高,外形描述能力强,有一定的几何意义,稳健性较好。其形状函数采用 n 阶伯恩斯坦多项式,对应的参数化公式为

$$\eta = \varphi^{N_1} \cdot (1 - \varphi)^{N_2} \cdot \sum_{i=0}^n B_i \frac{n!}{i!(n-i)!} \varphi^i (1 - \varphi)^{n-i} + \varphi \cdot \Delta\eta_{TE} \quad (1)$$

式中: φ 为翼型控制点弦向坐标/弦长; η 为翼型控制点法向坐标/弦长; $\Delta\eta_{TE}$ 为翼型后缘厚度/弦长; $\varphi^{N_1} \cdot (1 - \varphi)^{N_2}$ 为分类函数项; N_1 和 N_2 为分类函数的控制参数; $\sum_{i=0}^n B_i \frac{n!}{i!(n-i)!} \varphi^i (1 - \varphi)^{n-i}$ 为形状函数项; n 为伯恩斯坦多项式的阶数,其值为总控制点数减去 1;下标 i 为控制点序号; B_i 为伯恩斯坦多项式的待求系数,可通过 $(n+1)$ 个控制点的坐标信息进行求解。

翼型控制点的选取可根据公式(2)进行均匀取点或根据公式(3)进行非均匀取点^[15]:

$$\varphi_i = \frac{N_1 + i}{N_1 + N_2 + n} \quad (2)$$

$$\varphi_i = 0.5 + 0.5 \times \tanh \left[\lambda \cdot \left(\frac{N_1 + i}{N_1 + N_2 + n} - 0.5 \right) \right] \quad (3)$$

翼平面形状参数基于笛卡尔坐标系的各平面投影定义,如图 3 所示。

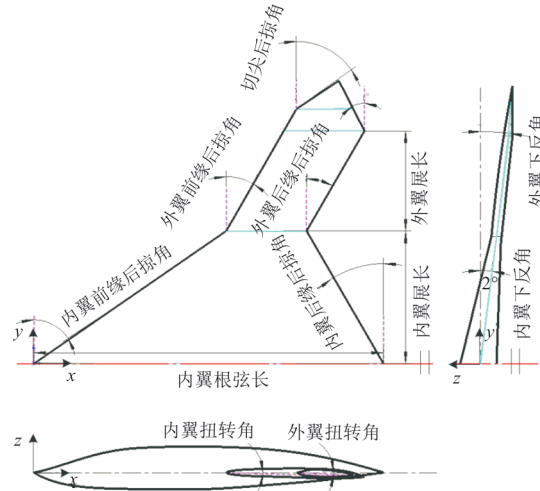


图 3 基于笛卡尔坐标系的翼平面投影参数

Fig. 3 The defined wing plane parameters based on projection in Cartesian coordinates system

推进系统外壳特征横截面可归纳为截面类形状,如图 4 所示,其参数化方式同样基于 CST 方法,形状函数可简单取为常数,具体如公式(4)所示。

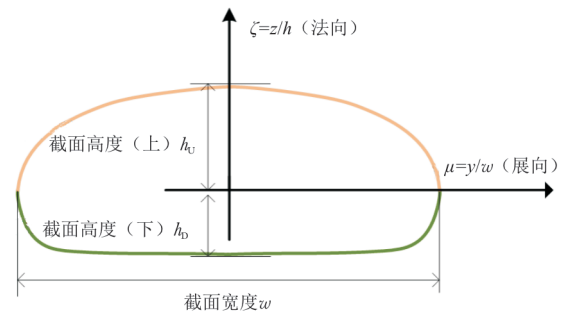


图 4 截面类形状示意图

Fig. 4 Schematic diagram of cross sections

$$\zeta_{U/D} = 2 \cdot \mu^{N_{U/D}} (1 - \mu)^{N_{U/D}} \quad (4)$$

式中:下标 U/D 对应截面上/下半部; ζ 为截面曲线离散点法向坐标/截面高度; μ 为截面曲线离散点展向坐标/截面宽度; $\mu^{N_{U/D}} (1 - \mu)^{N_{U/D}}$ 为分类函数项; $N_{U/D}$ 为分类函数的控制参数;常数 2 为形状函数项。

1.2 进排气系统外形参数化建模

进排气系统外形可采用特征体截面的形状及其空间位置来综合描述。首先以体截面中心点为局部坐标原点,基于公式(4)得到表征体截面形状特征的二维坐标向量 (y, z) ;然后空间位置参数包括体截面中心点的位置坐标 $(X_{offset}, Y_{offset}, Z_{offset})$ 以及体截面法矢绕 y 和 z 轴的旋转角度,分别记作 γ_1 和 γ_2 (注:此处默认体截面关于 zOx 平面对称),如图5所示。

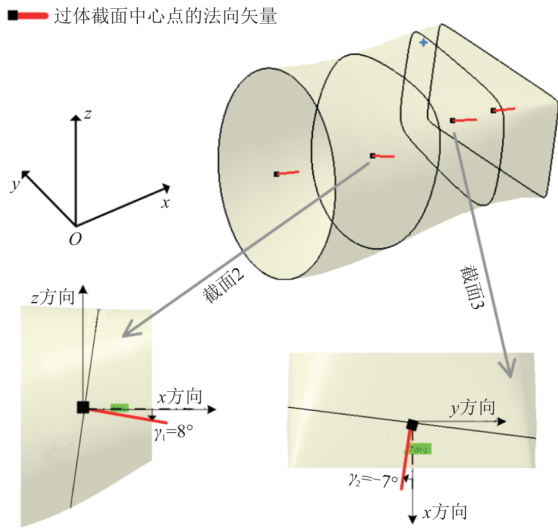


图 5 基于体截面描述的管道外形
Fig. 5 Pipe profile based on section description

将二维坐标向量乘以旋转矩阵 MR 并加上平移向量 $(X_{offset}, Y_{offset}, Z_{offset})$,可得各特征体截面在三维空间中的离散点坐标 (X, Y, Z) :

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = MR \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ y \\ z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{offset} \\ Y_{offset} \\ Z_{offset} \end{bmatrix} \quad (5)$$

MR 的表达式如下:

$$MR = \begin{bmatrix} 0 & -\sin \gamma_2 & \cos \gamma_2 \sin \gamma_1 \\ 0 & \cos \gamma_2 & \sin \gamma_2 \sin \gamma_1 \\ 0 & 0 & \cos \gamma_1 \end{bmatrix} \quad (6)$$

1.3 进排气系统外形与飞翼外形的关联

发动机布置在整个飞翼的对称面,直接影响飞翼内翼根部附近的外形。因此,选取飞翼对称面的内翼外形与进排气系统外形为关键关联因素。假设进排气系统外形为定量,调整内翼根部(内翼上下纵线)形状。重点关注两方面要求:其

一,进排气系统管道与飞翼蒙皮间需留有一定的框结构高度(如图6所示),框结构高度应满足强度要求,同时不应过大,以免造成空间浪费;其二,飞翼的纵向外形对气动特性影响显著,因此在满足前者的前提下,纵向翼型调整应尽量遵循保形原则。



图 6 飞翼机体与进排气系统的融合示例(X-47B)^[4]
Fig. 6 An illustration of airframe integrated with intake and exhaust for flying wing (X-47B)^[4]

对称面特征线离散点示意图如图7所示。

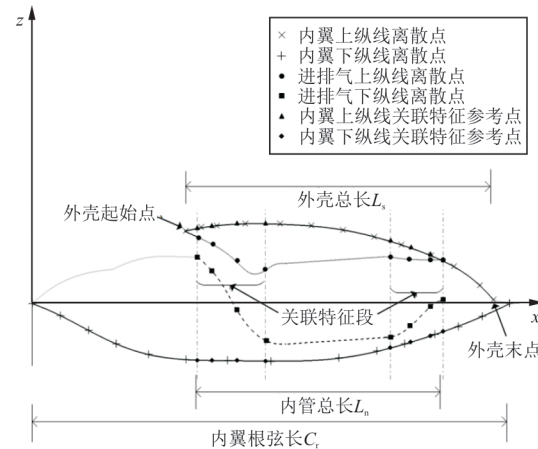


图 7 对称面特征线离散点示意图
Fig. 7 Schematic diagram of discrete points of characteristic lines on the symmetric plane

记推进系统内管总长为 L_n ,飞翼推进系统外壳长为 L_s ,外壳起始点 X 坐标为 X_{s0} ,外壳末端点 Z 坐标为 Z_{s1} ,内翼根弦长为 C ;初始(未关联)的归一化内翼上、下纵线翼型离散点集分别为 $\{(x_{Fu}(j), z_{Fu}(j)) | j=1, 2, 3, \dots\}$ 和 $\{(x_{Fd}(k), z_{Fd}(k)) | k=1, 2, 3, \dots\}$;进排气系统各特征体截面与飞翼对称面的交点,即进排气系统上、下纵线离散点集分别为 $\{(X_{Nu}(i), 0, Z_{Nu}(i)) | i=1, 2, 3, \dots\}$ 和 $\{(X_{Nd}(i), 0, Z_{Nd}(i)) | i=1, 2, 3, \dots\}$ 。分别取 $X_{Cu}(i) = X_{Nu}(i)$ 和 $X_{Cd}(i) = X_{Nd}(i)$ 作为内翼上、下纵线关联特征点,

再基于初始内翼上、下纵线,获得其关联特征参考点集,分别为 $\{X_{Cu}(i), 0, Z_{Cu}(i)\}$ 和 $\{X_{Cd}(i), 0, Z_{Cd}(i)\}$ 。

在关联特征占位引入进排气系统对内翼外形的约束,实现二者之间的几何关联。记在关联特征占位,内翼上、下纵线与进排气系统上、下纵线的初始(未关联)框结构高度(默认 Z 向)分别为 $\Delta Z_u(i) = |Z_{Cu}(i)| - |Z_{Nu}(i)|$ 和 $\Delta Z_d(i) = |Z_{Cd}(i)| - |Z_{Nd}(i)|$ 。理想框结构高度由机身框的结构高度与机身当量直径的统计关系初步确定^[16],取理想框结构高度的 1 和 1.2 倍分别作为各关联特征占位框结构高度的下限和上限,分别记作 $D_{ux}(i)$ ($D_{dx}(i)$) 和 $D_{us}(i)$ ($D_{ds}(i)$)。依据理想框结构高度和初始框结构高度,对内翼上下纵线进行调整。以上纵线为例解释关联规则,其基本思想是:以关联特征占位的初始框结构高度是否满足理想框结构高度上下限为判断准则,基于初始飞翼外形(包括内部管道外形)数据对推进系统外壳上纵线进行调整。

1) 推进系统外壳长度应大于内管总长,内翼根弦长应大于推进系统外壳长度,故长度关联式为

$$L_s = L_n + \Delta L_1 \quad (7)$$

$$C_r = L_s + X_{s0} + \Delta L_2 \quad (8)$$

2) 基于各关联特征占位的理想框结构高度和对应内翼初始上纵线的特征参考点,定义理想偏移量 $Z_M(i)$:

当 $\Delta Z_u(i) < D_{ux}(i)$ 或 $\Delta Z_u(i) > D_{us}(i)$ 时:

$$Z_M(i) = Z_{Nu}(i) + \frac{D_{ux}(i) + D_{us}(i)}{2} - Z_{Cu}(i) \quad (9)$$

当 $D_{ux}(i) \leq \Delta Z_u(i) \leq D_{us}(i)$ 时:

$$Z_M(i) = 0 \quad (10)$$

3) 基于各关联特征占位的理想偏移量 $Z_M(i)$,定义关联平移量 z_{GM} 。

当 $\Delta Z_u(i) \geq D_{ux}(i)$ 非恒成立时:

$$z_{GM} = \frac{\max\{Z_M(i)\}}{L_s} \quad (11)$$

当 $\Delta Z_u(i) \geq D_{ux}(i)$ 恒成立时:

$$z_{GM} = \frac{-\min\{|Z_M(i)|\}}{L_s} \quad (12)$$

此时,对应下标 i 记作 i_{GM} 。

4) 基于关联平移量 z_{GM} ,对内翼纵线离散点进行 Z 向关联,关联控制后的上纵线归一化离散点集 $\{x_{Fu}^G(j), z_{Fu}^G(j)\}$ 的计算公式如下:

$$x_{Fu}^G(j) = x_{Fu}(j) \quad (13)$$

当 $x_{Fu}^G(j) \geq \frac{[X_{Cu}(\text{end}) - X_{s0}]}{L_s}$ 时:

$$z_{Fu}^G(j) = z_{Fu}(j) + z_{GM} \times \frac{1 - x_{Fu}^G(j)}{1 - [X_{Cu}(\text{end}) - X_{s0}]/L_s} \quad (14)$$

当 $x_{Fu}^G(j) < \frac{[X_{Cu}(\text{end}) - X_{s0}]}{L_s}$ 时:

$$z_{Fu}^G(j) = z_{Fu}(j) + z_{GM} \quad (15)$$

式中: ΔL_1 和 ΔL_2 为预留长度余量; $X_{Cu}(\text{end})$ 为内翼上纵线关联特征参考点中的末点,即 X 坐标值最大的点。

此外,出于隐身需求考虑,进气内管前端的机体上表面一般有遮挡进气内管的凸起过渡型面(可称为进气锥),且推进系统外壳前缘一般与机体某前缘边平行。将进气锥与进气内管起始截面关联(如图 8 所示):进气锥顶点与内管起始截面下弧线顶点保持齐平,进气锥根弦长以相对于起始截面宽度的比值定义,而进气锥总长、梢弦长又以相对于进气锥根弦长的比值定义;推进系统外壳前缘与机体外侧前缘平行。

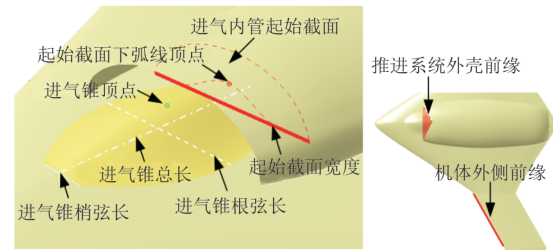


图 8 进气口前端形状关联控制示意图

Fig. 8 Schematic diagram of correlative control for front inlet shape

2 三维外形创建方法

在建立了机体外形模型、进排气系统几何模型以及二者的关联规则后,可应用 CAD 二次开发技术,实现飞翼机体和进排气系统的三维几何模型的生成。这种三维几何模型创建方法的优势^[17]在于:1) CAD 软件具有很强的曲面生成和操作功能,在几何建模中只需定义关键剖面的参数,就可生成高质量的三维几何模型,避免了曲面生成的复杂建模和编程工作;2) 生成的几何模型能在 CAD 软件环境中直接使用,不必进行图形的格式

转换,便于各设计部门对几何模型的直接使用。因此,这种参数化的三维几何模型生成方法,无论在工业界还是在学术界均得到了较广泛的应用^[17-19]。

本文采用 CATIA 二次开发的方法,实现飞翼外形和进排气系统三维几何模型的自动生成,主

要应用到 CATIA 创成式外形设计下的样条线、多截面曲面、桥接曲面、切割、相交、接合等功能模块。遵循先基础机体,再推进系统外壳、内部管道和进气锥,后型面衔接、切割处理的基本建模顺序生成外形,如图 9 所示。

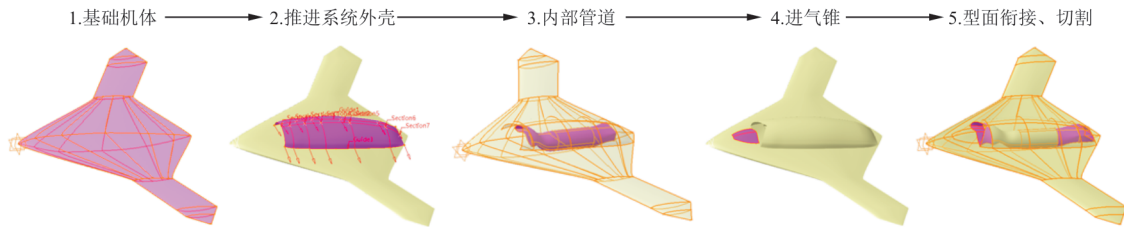


图 9 基本建模顺序示意图

Fig. 9 Schematic diagram of basic modeling sequence

首先,创建基础机体三维外形,包括内侧、外侧以及小翼。其过程是:导入各特征翼剖面的三维离散点坐标,基于样条线拟合得到各特征翼剖面的空间曲线;再将各特征翼剖面的始末端点分别基于样条线拟合作为前、后缘引导线;通过多截面曲面分别生成基础机体的上下表面。外侧外形相对简单,可作为内侧和小翼建模时的支撑面,因此,先进行外侧建模。内侧考虑到展向截面起伏较大,其引导曲线由始末端点的坐标和始末端点的矢量方向和张度控制,曲线起点处矢量方向垂直于机身对称面,曲线终点处矢量方向与外侧翼面相切,张度按照曲面外形要求设定。

其次,以基础机体为参考创建推进系统外壳三维外形。其过程是:依次采用样条线拟合推进系统外壳上纵线、侧边线和特征横截面曲线,采用多截面曲面生成初始外壳,其中,上纵线末端点和侧边线以基础机体为支撑,特征横截面曲线在左右端与基础机体相切过渡;再基于平行于内翼前缘的平面切割初始外壳前缘。

再次,创建进排气系统三维外形。其过程是:导入各特征体截面的空间三维离散点坐标,采用样条线拟合得各特征体截面空间曲线;采用多截面曲面生成进排气系统外形。需要注意的一点是:体截面布置应合理(包括形状过渡和数量分布),保证管道曲面平滑过渡,避免出现曲面扭曲。

然后,以发动机内管起始截面为参考,基础机

体为支撑,采用多截面曲面功能生成进气锥,进气锥边缘与基础机体满足相切过渡。

最后,以已生成的飞翼机体和进排气系统外形为参考,对曲面不连续的部分做进一步的面连接或面切除处理:基于多截面曲面生成过渡曲面,光滑衔接进气内管与推进系统外壳的进气前端;在初步设计阶段,简化尾喷管喷口形状的生成:发动机内管生成后,基于末端截面曲线继续向后拉伸管道,直至与推进系统外壳曲面相交,以两者形成的交线切割出喷口出口形状,如图 10 所示。

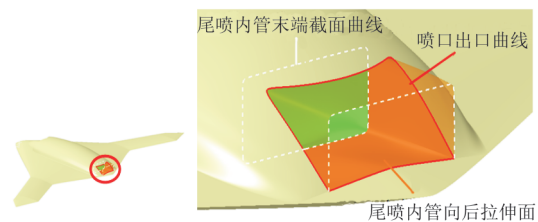


图 10 尾喷管喷口形状的生成

Fig. 10 Schematic diagram of the exhaust nozzle shape

3 示例验证

以典型飞翼式UCAV为研究对象,考虑三种不同进排气系统方案,验证飞翼式UCAV机体与进排气系统一体化几何建模方法的有效性。方案1为基本方案;方案2主要改变进气内管外形;方案3进一步改变尾喷内管外形。原飞翼机体外形(含推进系统外壳)和上述三种进排气系统的初始配装情况如图 11 所示。

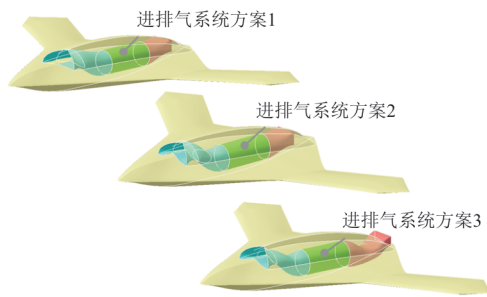


图 11 初始飞翼机体与不同进排气系统方案
Fig. 11 Initial configurations of flying wing with different intake and exhaust

方案 1 的进气内管从进气口到发动机进口呈向下平缓过渡,进排气系统与内翼上纵线间的结构高度不足,而与下纵线间的结构高度过剩。通过应用 1.3 节所述的机体外形与进排气几何外形的关联规则,使得内翼上纵线自动外扩,下纵线内收,最终生成的一体化飞翼几何模型如图 12 所示,其中前视和后视图都可见部分发动机内管,隐身性较差。

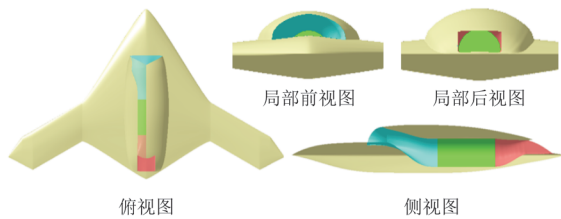


图 12 方案 1 的一体化外形
Fig. 12 Final integrated configuration for option 1

为提高前向隐身性能,方案 2 进气内管呈“S 型”过渡,与方案 1 相比,管道前端下部明显隆起,对内部发动机可形成一定的遮挡。通过应用机体与进排气几何外形的关联规则,使内翼上纵线自动外扩,下纵线内收,进气锥顶点自动抬高等,最终生成的与进排气几何外形相匹配的整机三维外形如图 13 所示,可以看出:在前视方位发动机内管不可见,提高了前向隐身性能。

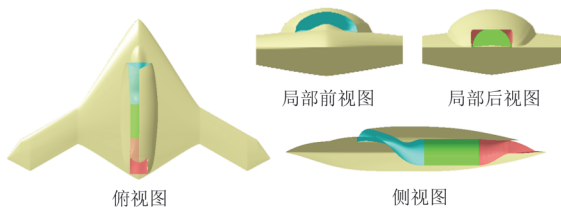


图 13 方案 2 的一体化外形
Fig. 13 Final integrated configuration for option 2

为了提高 UCAV 的后向隐身性能,方案 3 在方案 2 的基础上引入“S 型”的尾喷内管。管道先下弯后抬平,管道长度增加。若不考虑机体与进排气几何外形的关联,进排气系统与内翼上、下纵线间的结构高度明显不足,且尾喷口端面偏靠后。通过应用机体与进排气几何外形的关联规则,使得内翼上、下纵线自动外扩,且翼根加长,所生成的几何模型如图 14 所示,可以看出:在前视和后视方位,发动机内管均不可见,提高了 UCAV 的全向隐身性能。但由于翼根上下纵线外扩明显,翼根长度增大,厚度增大,全机外露面积增大,会对气动阻力和结构重量带来不利影响。

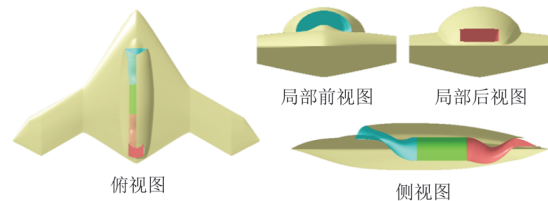


图 14 方案 3 的一体化外形
Fig. 14 Final integrated configuration for option 3

4 结 论

1) 通过建立合理的关联控制规则,实现了进排气几何外形与飞翼机体外形间的自动匹配。

2) 针对不同的进排气设计方案,实现了飞翼外形的自动调节。

3) 一体化参数化几何建模方法避免了飞翼外形与进排气几何模型不匹配造成的反复迭代,有效地提高了飞翼式 UCAV 几何建模的效率。

本文研究的管道外形属于单管道型式。在进一步研究中,可将本文方法扩展到更复杂的管道外形(如管道分叉或管道内部出现旁路管道入口)。通过分段建模并额外定义段与段衔接处的位置参数和型面过渡参数,建立这些复杂管道外形的参数化几何模型。另外,本文只选取了飞翼对称面的上、下纵线作为关联调整曲线,对于复杂模型,可进一步关联调整推进系统外壳特征横截面曲线或进一步对管道外形做双向调整。

参 考 文 献

- [1] SEPULVEDA E, SMITH H. Technology challenges of stealth unmanned combat aerial vehicles[J]. The Aeronautical Journal, 2017, 121(9): 1261-1295.
- [2] 马怡, 潘志雄, 罗烈. X-47B 飞翼气动布局设计分析[J].

- 航空科学技术, 2014, 25(12): 1-4.
- MA Yi, PAN Zhixiong, LUO Lie. X-47B flying wing aerodynamic configuration analysis[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2014, 25(12): 1-4. (in Chinese)
- [3] 王钢林. 无人作战飞机概念方案及主要参数研究[J]. *航空工程进展*, 2016, 7(1): 94-100.
- WANG Ganglin. Research on conceptual configuration and main parameters of unmanned combat aerial vehicle[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2016, 7(1): 94-100. (in Chinese)
- [4] SCHWEIGER J M, CUNNINGHAM A, SAKARYA E, et al. Structural design efforts for the MULDICON configuration[C]// 2018 Applied Aerodynamics Conference. Atlanta, Georgia: AIAA, 2018: 3325.
- [5] 余雄庆. 飞机总体多学科设计优化的现状与发展方向[J]. *南京航空航天大学学报*, 2008, 40(4): 417-426.
- YU Xiongqing. Multidisciplinary design optimization for aircraft conceptual and preliminary design: status and directions[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2008, 40(4): 417-426. (in Chinese)
- [6] LIERSCH C M, SCHÜTTE A, SIGGEL M, et al. Design studies and multi-disciplinary assessment of agile and highly swept flying wing configurations[J]. *CEAS Aeronautical Journal*, 2020, 11(3): 781-802.
- [7] 胡添元, 余雄庆. 基于 CATIA 二次开发的飞翼外形参数化建模[J]. *飞机设计*, 2007(6): 10-13, 27.
- HU Tianyuan, YU Xiongqing. A parametric modeling of flying-wing configuration using API in CATIA[J]. *Aircraft Design*, 2007(6): 10-13, 27. (in Chinese)
- [8] 周皓宇. 飞翼布局无人机族总体参数优化方法[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
- ZHOU Haoyu. Optimization method for conceptual design of flying wing UAV family[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)
- [9] 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)
- [10] 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)
- [11] MORRIS C C, ALLISON D L, SCHETZ J A, et al. Parametric geometry model for design studies of tailless supersonic aircraft[J]. *Journal of Aircraft*, 2014, 51(5): 1455-1466.
- [12] EDEFUR H, TORMALM M, TYSELL L, et al. Design and integration of a low observable intake for the MULDICON platform[C]// 2018 Applied Aerodynamics Conference. Atlanta, Georgia: AIAA, 2018: 3162.
- [13] SEPULVEDA E, SMITH H, SZIROCZAK D. Multidisciplinary analysis of subsonic stealth unmanned combat aerial vehicles[J]. *CEAS Aeronautical Journal*, 2019, 10(2): 431-442.
- [14] KULFAN B M. A universal parametric geometry representation method[J]. *Journal of Aircraft*, 2008, 45(1): 142-158.
- [15] ZHANG T, HUANG W, WANG Z, et al. A study of airfoil parameterization, modeling, and optimization based on the computational fluid dynamics method[J]. *Journal of Zhejiang University-Science A*, 2016, 17(8): 632-645.
- [16] ROSKAM J. Aircraft design, Part 2: preliminary configuration design and integration of propulsion system[M]. Kansas: DAR Corporation, 1997: 107-118.
- [17] CARTY A, DAVIES C. Fusion of aircraft synthesis and computer aided design: AIAA 2004-4433 [R]. Reston: AIAA, 2004.
- [18] LEDERMANN C, ERMANNI P, KELM R. Dynamic CAD objects for structural optimization in preliminary aircraft design[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2006, 10(7): 601-610.
- [19] AMADORI K, TARKIAN M, ÖLVANDER J, et al. Flexible and robust CAD models for design automation[J]. *Advanced Engineering Informatics*, 2012, 26(2): 180-195.

(编辑:马文静)