

# CFD方法在联结翼飞机方案设计中的应用\*

张晓萍, 曾会华, 余雄庆

(南京航空航天大学航空宇航学院, 南京, 210016)

**摘要:** 本文针对计算流体力学(CFD)软件在联结翼气动布局设计中应用的问题, 研究如何快速、自动地生成CFD软件所需的输入数据的方法。实现这一方法的要点是: 1) 建立一个合理的联结翼飞机外形的参数化几何模型; 2) 基于这组参数, 开发出能自动地生成CFD软件(MGAERO)所需输入数据文件的程序。计算实例表明, 应用本文所提出的方法, 可快速地对各种联结翼飞机方案进行气动特性分析, 从而大大缩短了飞机方案设计中气动分析的时间。

**关键词:** 飞机设计; 联结翼; 计算流体力学; 方案设计; 飞机外形

中图分类号: V221.2

文献标识码: A

文章编号:

## Application of CFD in the Conceptual Design of Joined-wing Aircraft

ZHANG Xiaoping, ZENG Huihua, YU Xiongqing

(College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, 210016, China)

**Abstract:** This paper aims at the application of CFD in the conceptual design of joined-wing aircraft, and presents a method generating the input data for the CFD software MGAERO quickly and automatically. Two key issues concerned in the paper are: 1) geometric description of the joined-wing aircraft configurations with a relatively small number parameters; 2) development of a code to generate the input file of MGAERO based on these geometric parameters. Two application examples are given to demonstrate that the method proposed in this paper can save the considerable amount of time required for aerodynamic analysis of joined-wing configuration at conceptual design stage.

**Key words:** aircraft design; joined wing; computational fluid dynamics; conceptual design; aircraft configuration

---

**基金项目:** 航空科学基金项目(00B52017)。

**收稿日期:**

**修订日期:**

**作者简介:** 张晓萍, 女, 硕士研究生, 1981年3月生, Email:zh\_xiaoping@126.com;曾会华, 男, 硕士研究生, 1980年12月生;余雄庆, 男, 教授, 博士生导师, 1965年5月生。

## 引言

飞机设计可划分为方案设计（或称概念设计）、初步设计和详细设计三个阶段。其中，在方案设计阶段要做出对飞机具有全局性影响的重大决策。飞机方案设计的主要工作之一是对多种方案的气动特性进行计算和比较。常规的计算方法是采用经验计算公式<sup>[1]</sup>或基于线化方程的数值方法（如涡格法<sup>[2]</sup>）对各种方案进行计算和比较。虽然经验计算公式具有快速获得计算结果的优点，但对于创新布局飞机，这些公式并不适用。涡格法虽能用于飞机各种布局的气动特性分析，但适用范围有限，不能用于跨声速飞机，也不能给出非线性影响的定量分析。另一方面，计算流体力学（CFD）在近30年中发展非常迅速，已开发了多种CFD软件。例如，MGAERO就是一种基于欧拉方程数值方法、面向飞机气动分析和设计的CFD软件<sup>[3]</sup>。用CFD软件对飞机气动特性进行分析，往往需要大量的输入数据准备工作，获得计算结果的周期较长。因此，目前CFD软件主要用在初步设计阶段，对飞机的外形进行局部修改设计和分析，而在方案设计阶段还应用得还很少<sup>[4-5]</sup>。

随着计算机性能的不断提高和CFD方法的不断发展，在方案设计阶段应用CFD方法已成为飞机设计人员所关注的问题<sup>[5-6]</sup>。这是因为CFD方法不仅可提高方案设计计算精度和可信度，而且还可适用于创新布局设计。

阻碍CFD方法在方案设计中应用的一个主要原因是输入数据准备时间太长，而在方案设计阶段，要求快速获得计算结果。本文针对MGAERO软件在联结翼气动布局设计中应用的问题，探讨如何快速、自动地生成MGAERO软件所需的输入数据的方法，以满足方案设计阶段的快速响应要求。其主要技术路线是：1) 建立联结翼飞机外形的参数化几何模型；2) 基于这组参数，自动地生成MGAERO软件所需的输入数据文件；3) 运行MGAERO软件，获得计算结果，并建立飞机外形参数与气动特性之间的定量关系。本文以下将详细阐述该技术路线，并以创新布局飞机（联结翼）气动特

性计算为例，验证本文方法的有效性。

## 1 MGAERO 的计算流程

MGAERO软件是由美国AMI公司开发的求解三维欧拉方程的气动分析和设计软件，它可计算任意外形的亚、跨、超音速气动特性。采用基于流线的可压缩粘性修正，可以计算波阻、诱导阻力和表面摩擦阻力，并可进行气动力和力矩的积分。MGAERO可以自动进行相交面之间的求交运算，为飞机几何建模带来极大方便。MGAERO采用了的嵌套多块均布网格生成技术，网格生成和求解简单、高效，复杂外形流场的求解计算周期大大缩短。

MGAERO由二个独立的模块组成，即前处理模块MGPERP和求解器模块MGSOLVE。MGAERO的基本计算流程如图1所示。

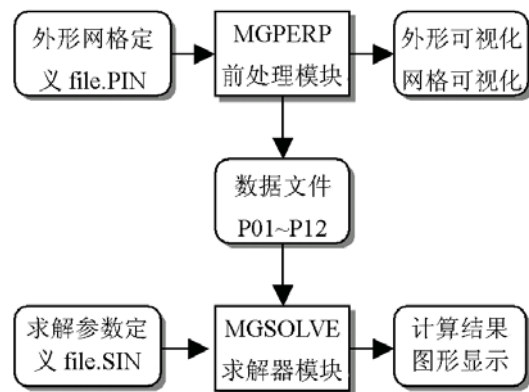


图1 MGAERO的基本计算流程

在应用MGAERO软件分析飞机气动特性过程中，主要工作是准备定义外形和网格的数据文件file.PIN及求解参数文件file.SIN。当设计方案改变时，要重新准备这些数据文件。虽然MGAERO提供了一些外形参数化功能，但其功能有限。例如，翼型数据和机翼扭转角不能通过参数来定义，当翼面外形参数和相对位置变化较大时，网格要重新设置。因此，在设计方案阶段仍然要通过人工手段准备大量的file.PIN文件和file.SIN文件，费时太长，难以满足方案设计阶段的快速响应要求。如果设计人员只需通过一组外形参数来确定设计方案的外形，而file.PIN文件和file.SIN文件自动生成，那么方案设计的

进程将大大加快。

## 2 联结翼飞机外形的参数化模型

联结翼飞机外形参数化模型的目的是用一组尽可能少的、相互独立的参数来较全面地描述联结翼飞机的各种外形。

结合联结翼飞机的外形特征和 MGAERO 软件所需的输入文件要求，我们将整个飞机划分为 5 个部件：机身、前翼、后翼、垂尾以及连接前翼和后翼的端板，如图 2 所示。为了简化问题，我们暂且将机身外形固定，并选用 29 个相互独立的参数来描述其余 4 个部件的几何外形及相对位置。参数 1—23 的定义可参见表 1。

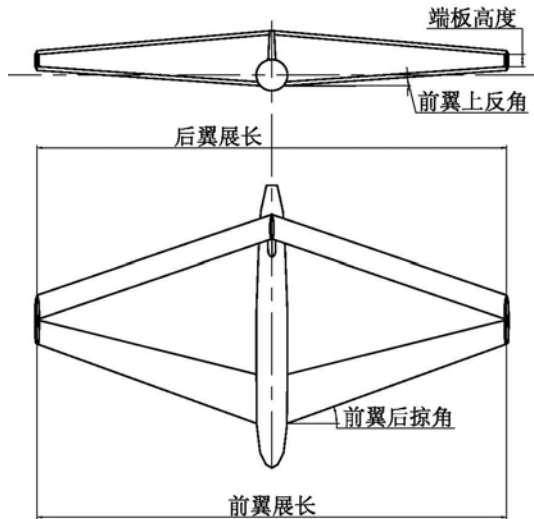


图 2 联结翼飞机外形参数示意图

表 1 主要参数定义及说明

序号	名称	说明
1	S	机翼总面积
2	Span_f	前翼展长
3	Sweep_f	前翼后掠角
4	AR_f	前翼展弦比
5	Taper_f	前翼根稍比
6	Dihedral_f	前翼上反角
7	Twist_f	前翼扭转角
8	Incidence_f	前翼安装角
9	Xroot_f	前翼根剖面前缘 X 坐标
10	Zroot_f	前翼根剖面前缘 Z 坐标
11	Ratiospan_b	后翼展长与前翼之比
12	Taper_b	后翼根稍比
13	Twist_b	后翼扭转角
14	Incidence_b	后翼安装角

15	Rxroot_b	前后翼 X 方向距离差
16	Zroot_b	后翼根剖面前缘 X 坐标
17	Span_v	垂尾展长
18	Sweep_v	垂尾后掠角
19	AR_v	垂尾展弦比
20	Taper_v	垂尾根稍比
21	Xroot_v	垂尾根剖面前缘 X 坐标
22	Zroot_v	垂尾根剖面前缘 Z 坐标
23	Planeheight	端板高度

在 MGAREO 中，机翼外形通常是用某种特定格式定义的，即给定翼根和翼尖的剖面形状或若干控制剖面的翼型，中间剖面形状通过插值得到。为此，我们将参数 24—29 定义为翼型选择参数，分别为前翼翼根、翼尖的翼型，后翼翼根、翼尖的翼型和垂尾、端板的翼型。

一个机翼（如前翼）的外形特征可以完全用 7 各参数来描述（如参数 2—8），确定其相对位置需要 2 个参数（如参数 9、10）。通过计算，可以得到翼根和翼尖的弦长、与水平面的夹角和其位置参数，将翼型数据按照这三个参数依次放大、旋转、移动，即可得到所需的数据。后翼、垂尾和端板的生成过程与此类似。

需要说明的是，与前翼和垂尾相比，后翼的连接关系相对复杂，尤其在根部，可与机身相连，也可以固定在垂尾上。对于后者，后翼的根弦与连接处垂尾的弦线重合，则不需输入参数 12、15。若后翼位于垂尾的顶端，根弦长可以灵活一些，由参数 12 控制。

这样，给定不同的参数可以构造出不同的联结翼飞机外形方案。

## 3 MGAERO 输入文件的自动生成

MGAREO 软件需要两组输入文件。第一组描述飞机外形，由 file.PIN 文件来定义。第二组确定飞行状态，由文件 file.SIN 给定，包含飞行马赫数、设计升力系数（或攻角）和雷诺数。若给定设计升力系数，MGAREO 可以不断调整攻角，直至升力系数满足要求，否则只按照给定攻角计算一

种飞行状态。

基于联结翼飞机外形的参数化模型，我们开发了一个能自动生成 file.PIN 文件和 file.SIN 文件的程序，程序名为 DatGen。该程序的结构框架如图 3 所示。主程序由 7 个主要模块组成。各模块的功能如下：

GlobalData 模块声明了程序中的全局变量，可以避免各个模块之间大量的数据传送。

ReadData 模块的功能是从输入文件中读入所有的输入数据。若输入文件中已给出某特定翼型数据，则直接读入，否则调用 NACA456() 子程序<sup>[7]</sup>，该子程序可自动生成 NACA4、5、6 系列的翼型数据。

GeometryData 模块生成联结翼飞机的几何外形，输出 file.PIN 文件中所需的基本数据和外形数据，是程序的主要组成部分。这一模块的子模块依次描述了联结翼飞机的前翼、后翼、垂尾和端板。在 ExamineProfile 子模块中检查几何外形，防止因不恰当的输入参数生成不合理的布局，再由 OutputGeometry 子模块将生成的数据输出到 file.PIN 文件中。前翼、后翼、垂尾和端板的生成过程类似，都需要调用 ChordR、Distance、Translate 子模块中的一个或几个。函数 ChordR 可以根据机翼的展长、展弦比和根稍比，求出展长任意百分比处的弦长值；子程序 Distance 的功能是求出机翼翼根剖面 and 翼尖剖面 X、Y、Z 方向的相对距离，以确定翼尖剖面的参考位置；而 Translate 则将翼型数据按照比例因子放大，按照转角旋转，并移动至特定位置。

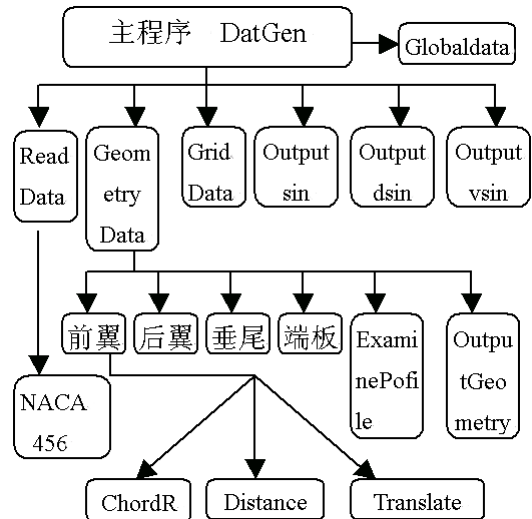


图 3 DatGen 程序结构框架图

GridData 模块依据已生成的飞机外形划分网格，并将网格数据输入到 file.PIN 文件中。为了计算方便，各层网格的大小均为上一层的一半，根据各部件的参考点定位，并确保与飞机表面有 4—8 个网格的间距。

Outputsin 模块生成 file1.SIN 文件，计算飞机在给定飞行状态下的压力分布和升力系数。

Outputdsin 模块和 Outputvsin 模块中分别布置了计算诱导阻力、波阻和流线所需的参考面和参考点，生成 file2.SIN 和 file3.SIN 文件，用来计算诱导阻力、波阻和摩擦阻力。

利用上述 DatGen 程序，设计人员只需输入 29 个几何参数和若干飞行条件参数，就可自动生成 MGAERO 软件所需的输入文件。

## 4 算例

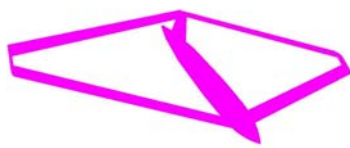
应用本文的方法和 DatGen 程序，可在较短的时间内计算出不同联结翼飞机方案的气动特性，并建立联结翼飞机外形参数与气动特性之间关系的数据库，从而可定量地评估和比较各种联结翼飞机方案的气动特性。

### 4.1 三种不同方案升阻比的比较

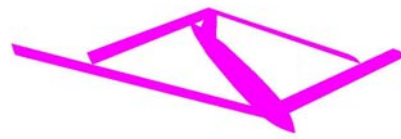
为了研究某联结翼飞机前、后翼不同的连接位置对飞机巡航状态升阻比的影响，我们利用参数化模型快速构造了三种不同的方案，利用 DatGen 程序自动生成三种方案 MGAERO 软件所需的

输入文件。上述过只需数分钟即可完成。在第一个方案中，用端板将前、后翼的翼尖连接起来，即前、后翼的展长相同。在第二种方案中，后翼在前翼的 70% 处连接，即后翼展长是前翼的 70%。在第三种方案中，后翼在前翼的 55% 处连接，即后翼展长是前翼的 55%。三种方案机翼的总面积相同，均为  $60\text{m}^2$ ，前翼展弦比均为 19.2，前、后翼根梢比均为 1，且保证前、后翼弦长相等，前、后翼上反角绝对值大致相等，其余参数完全相同。三种方案的几何外形如图 4 所示。

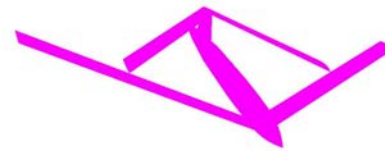
假设计升力系数为 0.6，巡航马赫数为 0.6，雷诺数为  $4.0 \times 10^6$ 。在 HP C360 工作站上用 MGAREO 软件分析每种方案的气动特性大约需要 3 小时。如果有三台这样的工作站同时计算，只需 3 小时就可完成这三种方案的气动分析。计算结果表明：第 2 种方案的升阻比与第 1 种方案的升阻比几乎相等，而第 3 种方案的升阻比为第 1 种方案的升阻小 10%。



(a) 方案 1



(b) 方案 2



(c) 方案 3

图 4 三种联结翼飞机方案的外形

#### 4.2 建立联结翼外形与气动特性之间的关系

目前还没有联结翼飞机气动特性经验计算公式。为了得到联结翼外形参数与气动特性之间的关系，采用如下方法：首先建立联结翼气动数据库，然后用某种拟合方法建立联结翼飞机外形参数与气动特性之间关系<sup>[5]</sup>。

例如，为了研究联结翼飞机的前后翼展长之比、前翼后掠角、后翼扭转角和安装角四个外形参数对飞机气动特性的影响，我们采用实验设计学的中心组合法，产生 25 个设计方案，见表 2，然后用本文提出的方法快速建立气动模型，获得 25 个联结翼设计方案气动数据，若用一台 HP C360 工作站进行约需 3 天，若有三台工作站，只需 1 天，计算结果见表 2。

表 2 联结翼飞机气动数据库

(机翼总面积= $60\text{m}^2$ ，巡航马赫数为 0.6，雷诺数为  $4.0 \times 10^6$ )

方案 编号	长度比 $x_1$	前翼 后掠角 $x_2$	后翼 扭转角 $x_3$	后翼 安装角 $x_4$	攻角 $\alpha = 0^\circ$		攻角 $\alpha = 3^\circ$	
					阻力系数	升力系数	阻力系数	升力系数
					$C_D \times 100$	$C_L \times 10$	$C_D \times 100$	$C_L \times 10$
1	0.80	24.83	4.828	3.414	2.793	6.7297	4.885	8.58
2	0.80	24.83	4.828	0.586	2.062	5.7695	4.117	7.9444
3	0.80	24.83	-0.828	3.414	1.631	5.7293	3.496	7.8792
4	0.80	24.83	-0.828	0.586	1.222	4.6419	2.884	6.9991
5	0.80	19.17	4.828	3.414	2.268	6.7203	4.037	8.78
6	0.80	19.17	4.828	0.586	2.051	6.2394	3.675	8.5536

7	0.80	19.17	-0.828	3.414	1.781	6.1775	3.318	8.485
8	0.80	19.17	-0.828	0.586	1.4	5.0548	2.746	7.5831
9	0.55	24.83	4.828	3.414	1.827	6.4303	3.802	8.1862
10	0.55	24.83	4.828	0.586	1.629	5.9718	3.526	7.8652
11	0.55	24.83	-0.828	3.414	1.608	6.0548	3.466	7.9682
12	0.55	24.83	-0.828	0.586	1.303	5.1661	3.069	7.2417
13	0.55	19.17	4.828	3.414	1.494	6.2116	2.716	8.2315
14	0.55	19.17	4.828	0.586	1.4	5.647	2.596	7.8457
15	0.55	19.17	-0.828	3.414	1.407	5.8804	2.58	8.0396
16	0.55	19.17	-0.828	.586	1.37	5.3442	2.49	7.6256
17	0.68	22	2	2	1.606	5.3089	3.167	7.4806
18	0.5	22	2	2	1.349	5.6976	2.883	7.9008
19	0.85	22	2	2	1.728	5.1238	3.235	7.3278
20	0.68	18	2	2	1.372	5.4025	2.402	7.6897
21	0.68	26	2	2	1.62	5.7864	3.141	7.8217
22	0.68	22	-2	2	1.351	4.5786	2.789	6.9311
23	0.68	22	6	2	2.036	6.024	3.709	7.9896
24	0.68	22	2	0	1.404	4.6044	2.88	6.9786
25	0.68	22	2	4	1.938	5.969	3.582	7.8967

以这个数据库作为样本，用二次响应面法分别建立四个设计参数 ( $x_1, x_2, x_3, x_4$ ) 与升力系数和阻力系数之间的关系，可直观地看出各个因子对响应的贡献。例如，攻角  $\alpha = 0^\circ$  时， $x_1, x_2, x_3, x_4$  对升力系数  $C_L$  和阻力系数  $C_D$  的贡献如图 5 和图 6 所示。从图中可以看出，后翼的扭转角和安装角对升力系数影响最大，而后翼的扭转角和前后翼展长比对阻力系数贡献较大。

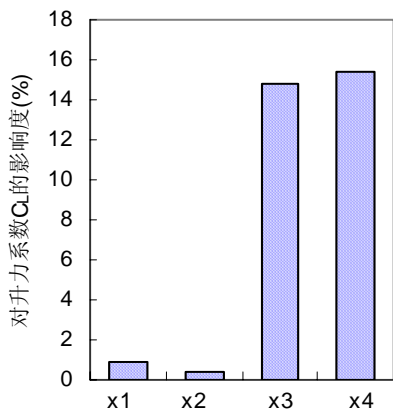


图 5 四个外形参数对阻力系数  $C_L$  的影响

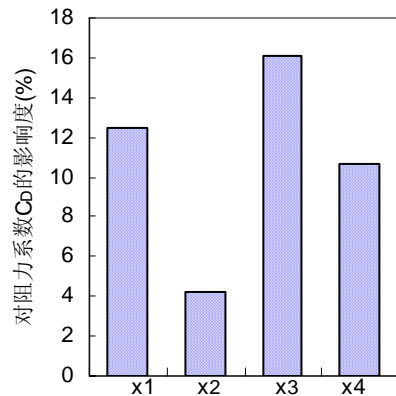


图 6 四个外形参数对阻力系数  $C_D$  的影响

图 7 和图 8 显示了当  $x_2, x_3, x_4$  固定在中间值时， $C_L$  和  $C_D$  随  $x_1$  的变化规律。

以上分析，为联结翼飞机方案的选择和进一步优化提供了参考。

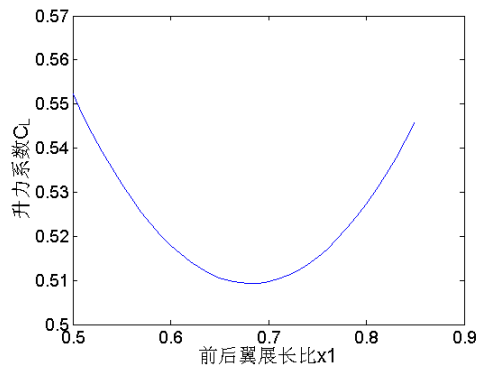


图7 升力系数 $C_L$ 随前后翼展长比 $x_1$ 的变化规律

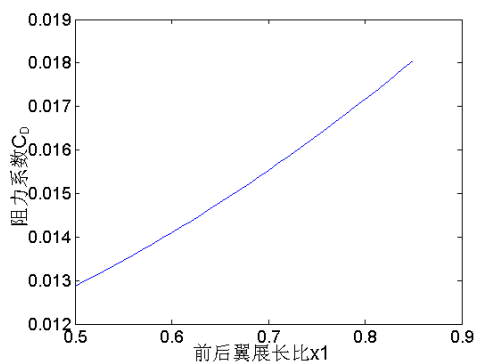


图8 阻力系数 $C_D$ 随前后翼展长比 $x_1$ 的变化规律

## 5 结论

本文针对 MGAERO 软件在联结翼气动布局设计中应用的问题，通过建立联结翼飞机外形的参数化几何模型，开发出了能自动地生成 MGAERO 软件所需的输入数据文件的程序，从而可解决在

飞机方案设计阶段如何在较短的时间内，用 MGAERO 分析各种飞机方案气动特性的问题。应用实例表明，本文所提出的方法可快速地计算和分析各种联结翼飞机外形方案的气动特性，大大提高了方案设计阶段的效率。该方法也可应用于其它创新布局的方案设计。

## 参考文献

- [1] Raymer D P. Aircraft Design: A Conceptual Approach. Third edition [M]. AIAA Education Series.1999.3-31.
- [2] Margason R J, Lamar J E. Vortex-Lattice Fortran Program for Estimating Subsonic Aerodynamic Characteristics of Complex Platform [D]. NASA TN D-6142, 1971.
- [3] MGAERO User's Manual [M]. AMI, Corp. 2001.
- [4] Jameson A, Vassberg, J. Computational Fluid Dynamics (CFD) for Aerodynamic Design: Its Current and Future Impact [R], AIAA 2001-0538, 2001.
- [5] Mason W H, Knill D L, Giunta et al. Getting the Full Benefits of CFD in Conceptual Design [R]. AIAA 98-2513, 1998.
- [6] Nixon, D. Conceptual Design Method for Wings at Transonic Speeds[R]. AIAA 97-2241, 1997.
- [7] Ladson L L, Brooks C W, Hill S. A Computer Program To Obtain Ordinates for NACA Airfoils [R]. NASA TM-4741, 1996.