

无人飞行器总体方案 设计及系统特性研究

张国庆 贺翔 邢睿◎著

OVERALL SCHEME DESIGN AND SYSTEM
CHARACTERISTICS RESEARCH OF
UNMANNED AERIAL VEHICLE

无人飞行器总体方案 设计及系统特性研究

张国庆 贺翔 邢睿◎著

OVERALL SCHEME DESIGN AND SYSTEM
CHARACTERISTICS RESEARCH OF
UNMANNED AERIAL VEHICLE

内 容 简 介

本书系统且重点地阐述了计算流体力学的基础知识，然后通过精心挑选的例子介绍了计算流体力学中的重要方法和处理技巧。读者可以将计算流体力学的结果与解析解进行对比，从而更深入地了解计算流体力学的基本概念、思路、方法、用途和优缺点。本书的主要教学研究是使学生系统地了解 and 掌握计算流体力学的基本原理及方程，包括各个流动状态的特点和相关软件的工作原理。同时根据所掌握的专业基础知识，系统而深入地对一些飞行器气动特性、流动机理、工程实践等领域进行研究，从而总结出科学的结论和现象，通过本书的学习可以为读者更好地从事航空事业奠定理论基础和数据支撑。本书共 9 章，涵盖了各类无人机（含折叠式的）关键的气动特性介绍与分析，三维铰链力矩的设计与计算，螺旋桨辅助设计及全机气动特性与噪声分析，高超声速乘波体外形的设计、计算与优化研究，仿生扑翼无人机的设计与气动特性研究，基于视觉的无人机位置估计方案和车载无人机自主着陆的控制方案等诸多研究领域。

本书面向的是理工科专业高年级本科生以及流体力学和 CFD 等相关领域相关专业的研究生。本书可作为高等院校教授流体力学和 CFD 等相关领域进阶课程的教材，也可供研究人员参考使用。

版权专有 侵权必究

图书在版编目 (C I P) 数据

无人飞行器总体方案设计及系统特性研究 / 张国庆，
贺翔，邢睿著. --北京：北京理工大学出版社，2022.1
ISBN 978-7-5763-0805-1

I. ①无… II. ①张… ②贺… ③邢… III. ①无人驾
驶飞行器-设计 IV. ①V47

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2022) 第 002166 号

出版发行 / 北京理工大学出版社有限责任公司

社 址 / 北京市海淀区中关村南大街 5 号

邮 编 / 100081

电 话 / (010) 68914775 (总编室)
(010) 82562903 (教材售后服务热线)
(010) 68944723 (其他图书服务热线)

网 址 / <http://www.bitpress.com.cn>

经 销 / 全国各地新华书店

印 刷 / 保定市中华美凯印刷有限公司

开 本 / 787 毫米×1092 毫米 1/16

印 张 / 10.25

字 数 / 208 千字

版 次 / 2022 年 1 月第 1 版 2022 年 1 月第 1 次印刷

定 价 / 58.00 元

责任编辑 / 徐 宁

文案编辑 / 宋 肖

责任校对 / 周瑞红

责任印制 / 李志强

图书出现印装质量问题，请拨打售后服务热线，本社负责调换

引 言

本书是以航空航天、飞行器设计、工程实践等国家重大科技需求热点问题为撰写支撑材料，依托计算流体力学和空气动力学课程教学内容，并适当考虑北京理工大学专业性质和教学改革要求而制定的。本书是航空航天类院校本科飞行器设计与工程专业、飞行器动力工程专业、武器系统与发射工程专业、航天运输与控制专业、工程力学专业、安全工程专业以及热能与动力工程专业等教学计划中的一本专业基础教材，为飞行器设计与工程专业、飞行器动力工程专业、武器系统与发射工程专业学生的必修课教材。

本书系统而重点地阐述了计算流体力学的基础知识，然后通过精心挑选的例子介绍了计算流体力学中的重要方法和处理技巧。读者可以将计算流体力学计算的结果与解析解进行对比，从而更深入地了解计算流体力学的基本概念、思路、方法、用途和优缺点。本书的主要教学研究是使学生系统地了解 and 掌握计算流体力学的基本原理及方程，包括各个流动状态的特点和相关软件的工作原理。同时根据所掌握的专业基础知识，系统而深入地对一些飞行器气动特性、流动机理、工程实践等领域进行研究，从而总结出科学的结论和现象，通过本书的学习可以为读者更好地从事航空事业奠定理论基础和提供数据支撑。

本书共 9 章，涵盖了各类无人机（含折叠式的）关键的气动特性介绍与分析，三维铰链力矩的设计与计算，螺旋桨辅助设计及全机气动特性与噪声分析，高超声速乘波体外形的设计、计算与优化研究，仿生扑翼无人机的设计与气动特性研究，基于视觉的无人机位置估计方案和车载无人机自主着陆的控制方案等诸多研究领域。本书面向的是理工科专业高年级本科生以及流体力学和 CFD 等相关领域相关专业的研究生。本书可作为高等院校教授流体力学和 CFD 等相关领域进阶课程的教材，也可供研究人员参考使用。

目 录

CONTENTS

第 1 章 各种布局的气动特性数值模拟与分析	001
1.1 引言	001
1.2 CFD 方法准确性的验证	001
1.3 正常式布局与 V 形尾翼布局的气动特性数值模拟与分析	002
1.3.1 尺寸函数与边界条件的设置	003
1.3.2 结果与分析	004
1.4 串翼布局的气动特性数值模拟与分析	006
1.4.1 CFD 与 Daniel F.Scharpf 风洞实验的对比验证	007
1.4.2 翼差角度对串置翼升阻特性的影响	008
1.4.3 水平、垂直相对位置对串置翼升阻特性的影响	008
1.5 前掠翼鸭式布局的气动特性数值模拟与分析	011
1.5.1 几何模型及边界条件的设置	011
1.5.2 实验结果及分析	013
1.6 本章小结	020
习题 1	021
第 2 章 三维副翼铰链力矩计算	023
2.1 引言	023
2.2 铰链力矩及其影响因素	023
2.3 铰链力矩的补偿方法	024
2.3.1 气动补偿	024
2.3.2 调整片	025
2.4 ONERA-M6 机翼风洞实验及数值模拟	025
2.5 铰链力矩的数值方法与计算网格	028

2.5.1	副翼为机翼后缘直接切割	028
2.5.2	铰链力矩的数值模拟方法	029
2.6	计算结果分析	030
2.6.1	不同攻角和舵偏角对副翼铰链力矩的影响	030
2.6.2	不同马赫数对铰链力矩的影响	032
2.6.3	缝隙大小对铰链力矩的影响	033
2.7	副翼大小对机翼气动特性的影响	035
2.8	本章小结	036
	习题 2	036
第 3 章	螺旋桨辅助设计及全机气动特性分析	038
3.1	引言	038
3.2	滑移网格技术与 CFD 验证	039
3.2.1	滑移网格技术	039
3.2.2	CFD 验证	040
3.3	配合弹载无人机的螺旋桨的参数设置与网格生成	041
3.4	实验结果与分析	043
3.4.1	单独螺旋桨转动	043
3.4.2	带风速和螺旋桨转动	044
3.5	螺旋桨的效率	047
3.6	螺旋桨的噪声分析	049
3.6.1	FW-H 方程声学模型	049
3.6.2	螺旋桨噪声的数值模拟	049
3.6.3	降低螺旋桨噪声可采用的措施	050
3.7	本章小结	052
	习题 3	052
第 4 章	乘波体气动外形及其设计方法	054
4.1	引言	054
4.2	乘波体气动外形	054
4.2.1	八形乘波体	054
4.2.2	锥导乘波体	055
4.2.3	吻切锥乘波体	056

4.3 基于锥导乘波体外形的气动设计方法	057
4.3.1 锥形流场的生成	057
4.3.2 流线追踪	059
4.4 锥导乘波体气动外形的设计	059
4.4.1 确定前缘曲线	060
4.4.2 流线追踪确定下表面	060
4.5 本章小结	061
习题 4	061
第 5 章 初始乘波构型的数值模拟	063
5.1 引言	063
5.2 数值模拟方法	063
5.2.1 控制方程	063
5.2.2 湍流模型	064
5.2.3 网格划分	065
5.2.4 边界条件设定	065
5.3 气动仿真计算分析	066
5.3.1 计算条件	066
5.3.2 数值模拟方法验证	067
5.3.3 计算结果	068
5.4 本章小结	074
习题 5	074
第 6 章 乘波体气动特性优化	075
6.1 引言	075
6.2 粒子群优化算法、人工蜂群优化算法及粒子群-人工蜂群混合优化算法	075
6.2.1 粒子群优化算法	075
6.2.2 人工蜂群优化算法	076
6.2.3 粒子群-人工蜂群混合优化算法	077
6.3 高超声速气动力估算方法	078
6.3.1 无黏气动力估算	079
6.3.2 黏性气动力估算	079
6.4 优化过程及结果	081

6.5	优化后乘波体的气动参数	084
6.6	与初始乘波体的气动参数对比分析	089
6.6.1	优化前后乘波体升阻比对比分析	089
6.6.2	优化前后乘波体升力分析	090
6.6.3	优化前后乘波体阻力分析	091
6.7	本章小结	092
	习题 6	092
第 7 章	扑翼飞行器非定常气动力计算方法	094
7.1	引言	094
7.2	MAV 系统模型	094
7.3	数值计算方法	097
7.3.1	控制方程组	097
7.3.2	边界条件和初始条件	097
7.3.3	翼型选择和网格生成方法	097
7.3.4	网格的独立性检验	099
7.4	数值计算方法的准确性验证	099
7.5	扑动飞行的尾迹涡街	101
7.6	沉浮运动的升力特性分析	101
7.7	沉浮运动的推力特性分析	103
7.8	模拟俯仰运动的实验结果和气动特性分析	105
7.9	仿昆虫微型扑翼飞行器推进效率计算	108
7.10	本章小结	109
	习题 7	110
第 8 章	基于视觉的无人机位置估计方案	111
8.1	引言	111
8.2	车载无人机自主着陆的方案	111
8.3	无人机着陆的计算机视觉导航方法	112
8.3.1	几个视觉坐标系的转换	113
8.3.2	Tsai 的 RAC 两步标定法	116
8.4	位置姿态估计的实现过程	118
8.4.1	图像的预处理	119

8.4.2 基于标志物的无人机位置姿态估计	121
8.5 无人机视觉识别的误差仿真分析	122
8.6 本章小结	123
习题 8	124
第 9 章 车载无人机自主着陆的控制方案	125
9.1 引言	125
9.2 四旋翼无人机的数学模型的建立	125
9.3 四旋翼无人机的追踪着陆过程	128
9.3.1 无人机的匀速追踪着陆过程	128
9.3.2 无人机的变速追踪着陆过程	131
9.4 四旋翼无人机的精确着陆过程	135
9.5 四旋翼无人机着陆的误差仿真估计	136
9.6 本章小结	137
习题 9	137
参考文献	139

第 1 章

各种布局的气动特性数值模拟与分析

1.1 引言

本章主要针对无人机的几种折叠方案，进行了几何建模，通过数值模拟的方法，对各种布局的气动特性逐一进行分析和研究。

1.2 CFD 方法准确性的验证

NACA0012 翼型的计算区域网格如图 1.1 所示。

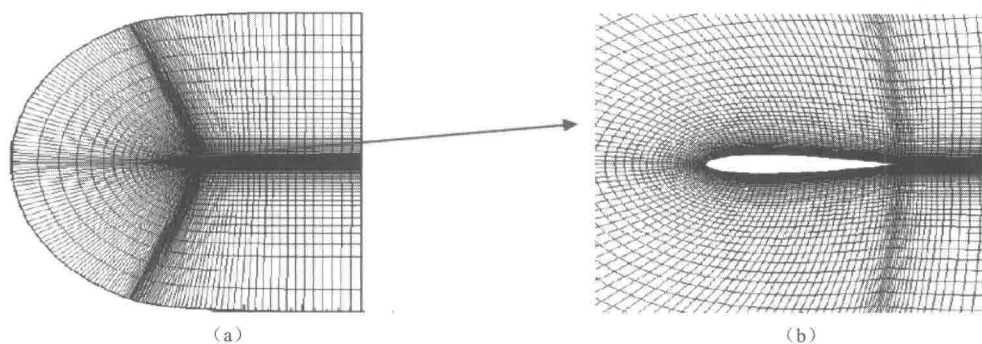


图 1.1 NACA0012 翼型的计算区域网格

(a) 计算网格区域整体图；(b) 翼型周围的 C-型网格

图 1.2 (a) 为 Ladson CL, NASA 升力系数数据，图 1.2 (b)、图 1.2 (c) 和图 1.2 (d) 为 Gregory & O'Reilly, NASA 在迎角分别为 0° 、 10° 和 15° 沿 NACA0012 翼型弦向的压力系数分布，可见 CFD (computational fluid dynamics, 计算流体力学) 模拟结果与它们各自的数据吻合较好，验证了流场计算模型和所采用数值方法的准确性，保证了 CFD 在后续研究中计算结果的可信性。

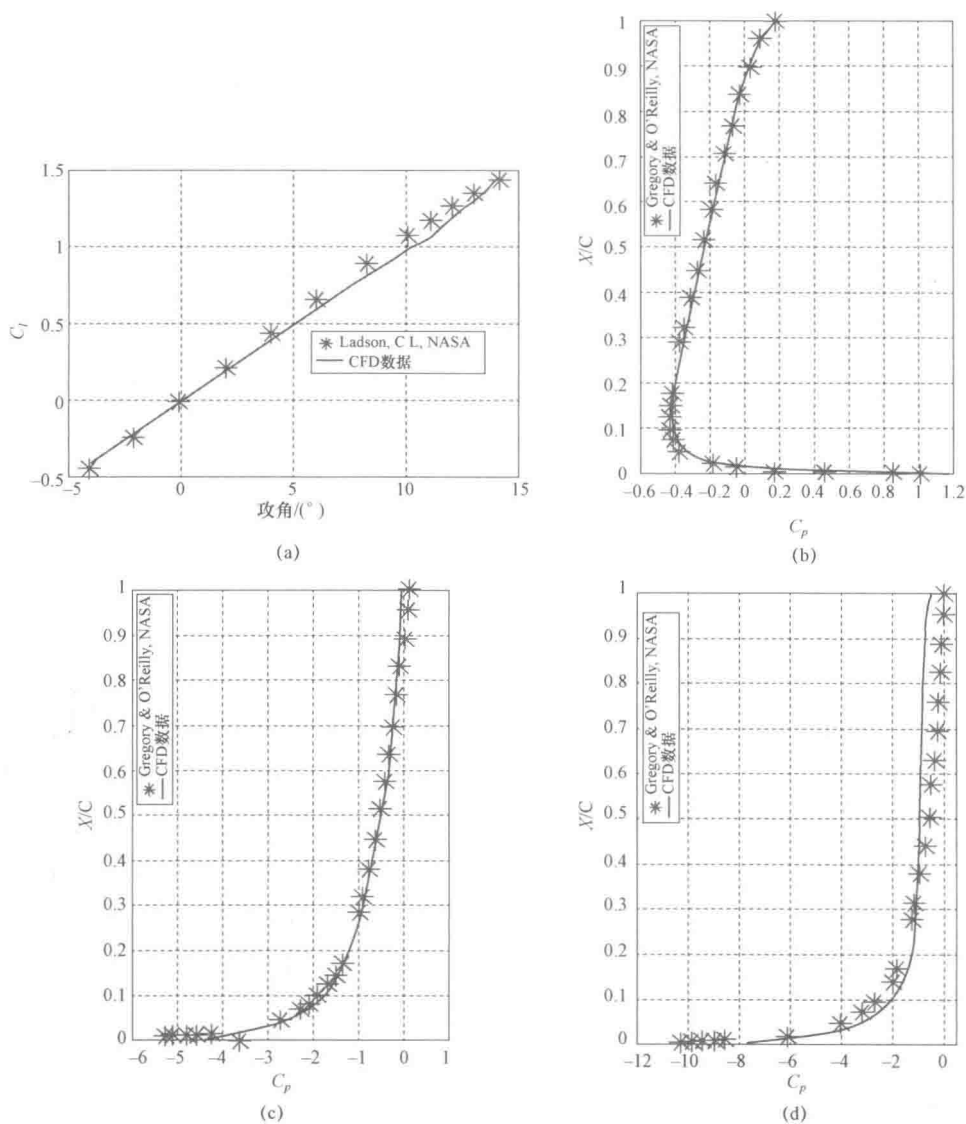


图 1.2 计算结果与 NASA 相应数据的对比曲线

- (a) CFD 与 Ladson C L, NASA 升力特性对比; (b) CFD 与 Gregory & O'Reilly, NASA 压力系数对比 ($\alpha = 0^\circ$);
 (c) CFD 与 Gregory & O'Reilly, NASA 压力系数对比 ($\alpha = 10^\circ$);
 (d) CFD 与 Gregory & O'Reilly, NASA 压力系数对比 ($\alpha = 15^\circ$)

1.3 正常式布局与 V 形尾翼布局的气动特性数值模拟与分析

现代战争日趋复杂, 各国在努力提高飞机本身的灵活性和机动性的同时, 一些新颖的气动布局和外形更是越来越受到人们的极大重视 (图 1.3、图 1.4)。尤其是目前新发展起来的 V 形尾翼, 其良好的隐身特性受到了设计者的青睐。它能够替代普通平尾和垂尾, 在以

较少的部件总数来减少尾翼与机身之间的气动干扰的同时，又大大地减少了尾翼的浸润面积。美国研制的 F-117 隐形战机以及德国的 He162 “火蜥蜴” 轻型战斗机都采用了 V 形尾翼的气动布局，具有较好的战场生存能力。国外对于 V 形尾翼的研究已经扩大到了控制的有效性和控制力量方面。

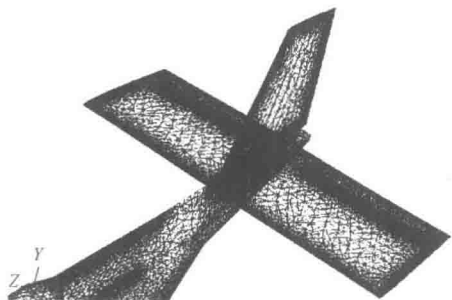


图 1.3 正常式尾翼布局

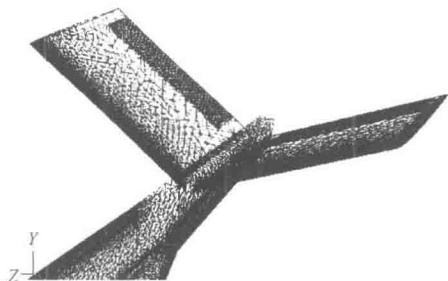


图 1.4 V 形尾翼布局

其中 V 形尾翼布局存在着机身与升降舵，以及升降舵与方向舵之间的控制力干扰等问题已经成为空气动力学研究的重要课题。尤其是采用 V 形尾翼布局会给全机的气动特性带来哪些问题，以及 V 形尾翼的上反效应与全机气动参数之间的耦合关系更值得做深入的探讨。北京航空航天大学的孔繁美教授通过风洞实验的方法研究了不同 V 形尾翼布局的气动特性。本书则通过成熟的 CFD 方法对四种不同尾翼布局的飞机进行了数值模拟，避免了通过风洞实验来获取这些数据周期长、费用高等诸多问题。

1.3.1 尺寸函数与边界条件的设置

在整机建模中，网格生成的质量和尺寸往往会直接影响到实验结果的精度性要求，而影响网格质量和限制生成网格数量的关键技术在于网格尺寸的控制与把握。基于此，在布置机翼和尾翼的非结构网格时，采用了尺寸函数控制网格尺寸的方法并采用网格变形技术（不改变全机的网络拓扑结构）和网格重构技术，并且对整机进行了局部的网格加密，提高了实验的精度。

实验中使用了 8 种不同组合的气动布局，即机翼设有两种上反角（ 0° ， 3° ），尾翼设有 4 种不同的形式，即普通平尾+单垂尾（1#）、上反 35° V 尾（2#）、上反 45° V 尾（3#）和上反 50° V 尾（4#）。

入口速度设为 0.08 马赫数，对 8 种不同布局的机型，为了实验的横向比较，在考虑舵面不偏转时，忽略了副翼及缝隙对全机升力的影响（后面单独对副翼的偏转做了动态模拟），采用了 17 种不同攻角的来流。并且保持 5° 攻角不变的情形下，对整机采用了 11 种不同角度的侧滑。在模拟数值计算中，压强值较大，因此一律设置相对压强，温度 300 K，并采用耦合-隐式（couple-implicit）求解器，模拟使用 $k-\varepsilon$ 湍流模型，运用 SIMPLE（压力耦合

方程组的半隐式方法) 迭代并使用壁面函数法。

1.3.2 结果与分析

1. 四种尾翼布局对全机纵向气动性能的影响

从实验中得出全机在配置 4 种不同尾翼的情形下 (机翼无上反), 全机的最大升力系数 C_y 均在 2.49~2.5 之间, 并且均在 21° 附近飞机达到临界迎角。全机的升力系数斜率均保持在 0.118 左右。并且实验结果表明, 4 种不同尾翼布局对全机的零升阻力系数 C_{x0} 均没有明显的影响。由表 1.1 可以看出, 全机的纵向稳定裕度产生了较大影响, 而且尾翼的展弦比越大, $m_z^{C_y}$ 越大, 即 $m_z^{C_y} \sim$ 展弦比 λ 。

表 1.1 各种参数对比

机翼无上反	展弦比 $\lambda = 11.8$, 根梢比 $\eta = 1.3857$		
四种布局	尾翼投影面积 S/m^2	展弦比 λ	$m_z^{C_y}$
1#	0.0308	3.1981	-0.147
2#	0.0225	2.5327	-0.135
3#	0.0196	2.1934	-0.124
4#	0.0180	2.1103	-0.114

由图 1.5 可以看出, 在舵面偏角处于中立位置时, 全机的纵向稳定性主要与迎角产生的纵向力矩有关。平尾处在翼身组合体的下洗范围内, 在尾翼处会产生一个下洗角 ϵ , 并且可以

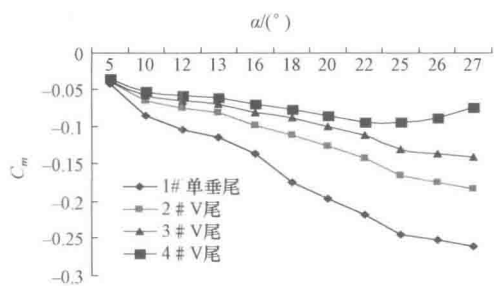


图 1.5 不同尾翼形式全机纵向力矩对比曲线

可以发现, V 形尾翼上反越厉害如 4#V 尾 (机翼无上反), 随着飞机迎角的不断增大, 出现了与孔繁美教授的风洞实验一样的情形: 全机的纵向力矩曲线会渐渐地趋于平缓, 甚至超过一定迎角后, 曲线会有一个“回环”出现, 即曲线向上迂回, 全机的纵向力矩满足不了其需用配平力矩。

原因分析: 当飞机向前或向下俯冲时, 迎面来流流经机头、机翼、机身, 首先在机头和机翼处会产生自身的脱体涡, 再加之副翼的偏转会使得在尾翼前缘处产生严重的下洗气流和下洗角。V 形尾翼上反的角度越小, 其有效展弦比越大, 有效配平力越大, 而且安装的角度会有所降低, 受下洗区涡流的下洗影响要稍小些, 可以大大地延迟失速界限; 相反, V 形尾翼上反的角度太大, 相对于小角度上反时安装的隐形高度会提高, 从而受下洗区的影响也

越大,随着迎角的增加,会使飞机进入严重的深失速区,失去配平能力,会严重影响全机的纵向稳定性,影响飞行安全。

纵向力矩特性对比曲线如图 1.6 所示,以 2#V 尾(机翼无上反)为例。单独机身 $m_z^{C_y}$ 为 2.17,翼身组合体的 $m_z^{C_y}$ 为 0.125,而全机的 $m_z^{C_y}$ 达到 -0.135,尾翼占到了全机的纵向力矩的 78%,可以看出尾翼对纵向配平起着至关重要的作用,能满足全机静稳定性的要求。

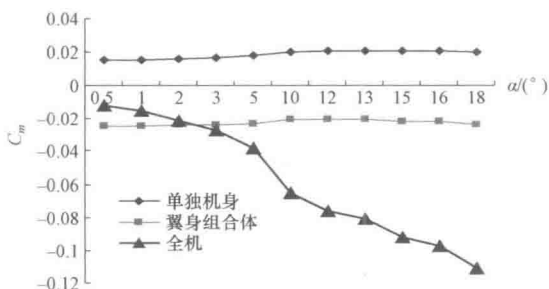


图 1.6 纵向力矩特性对比曲线

2. 机翼、尾翼对全机横航向稳定性的影响

实验中采取了横向和纵向对比的方法,先后分两组进行了横向对比,即机翼无上反+4 种尾翼(A 组)、机翼上反 3°+4 种尾翼(B 组),以 5° 攻角+11 个侧滑角排列组合做迎风来流。

1) 横向比较

从图 1.7 和图 1.8 中可以看到:A 组的机翼无上反+1#单垂尾与 B 组的机翼上反 3°+1#单垂尾相比较得出:在以一定的侧滑角来流时,机翼上反角只会对全机的滚转力矩有贡献,而并不影响偏航力矩。并且这两种情况全机的偏航力矩都随着侧滑角呈一种趋于线性的规律,即 $\frac{\partial m_y}{\partial \beta}$ 趋于一个定值 R 。这是因为机翼的小角度上反会使飞机在迎风来流时在左右机

翼上产生阻力差,对全机的偏航力矩做出了贡献。但是在现实飞行中,因机翼相对于尾翼来说离飞机的重心较近,故机翼上反产生的偏航力矩相对很小。当 $\beta > 0$ 时,左机翼上反在侧滑来流中的实际迎角为 $\alpha_n = \alpha - \beta \sin \alpha$,而右机翼上反的 $\alpha_n = \alpha + \beta \sin \alpha$,故左机翼迎角小、升力小、下洗小;右机翼迎角大、升力大、下洗大。配有单垂尾形式的尾翼处在上反机翼不对称的下洗流场中,并不会产生相应的横向附加侧力,因此机翼无上反+1#单垂尾与机翼上反 3°+1#单垂尾的偏航力矩近乎相同。

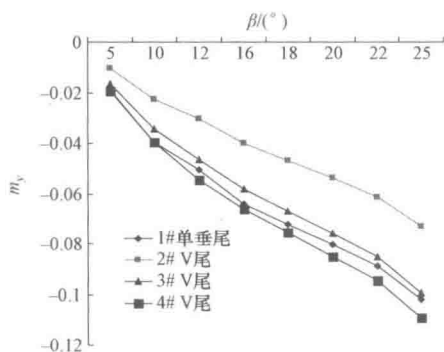


图 1.7 机翼无上反偏航力矩特性对比曲线

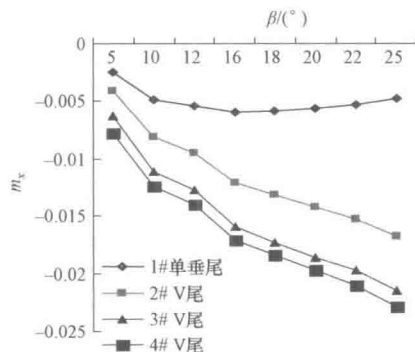


图 1.8 机翼无上反滚转力矩特性对比曲线

2) 纵向比较

从图 1.9 和图 1.10 中可以看出, A 组加上 V 形尾翼后对全机的偏航力矩和滚转力矩都有贡献, 但是全机的偏航力矩仍呈线性递增趋势, 如果对 B 组机翼加上 V 形尾翼, 偏航力矩就是一条递增的曲线。孔繁美教授把这个归因于 V 尾处在上反机翼严重的不对称下洗流场中。由于 V 尾上翘, 左右下洗引起的升力差, 会在右侧 V 尾上产生一个垂直于 V 尾平面的反向法向力, 而在左侧 V 尾上产生一个正向法向力, 它们的分力的合力共同提供了整个 V 尾向右的一个附加侧力, 相对于飞机重心会产生一个附加偏航力矩 Δm_y , 但 $\frac{\partial m_y}{\partial \beta} > 0$, 即提供了一个横向不稳定力矩, 正好与 V 尾单独作用产生横向静稳定性相违背, 随着 α 的增大, 机翼上反引起的不对称下洗流场会更强, V 尾受其影响也就更严重。

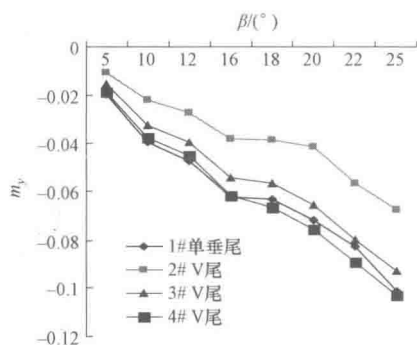


图 1.9 机翼有上反偏航力矩特性对比曲线

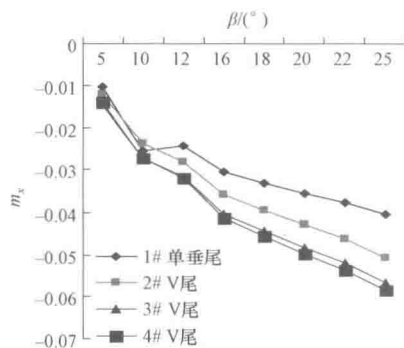


图 1.10 机翼有上反滚转力矩特性对比曲线

但是 V 尾的上反程度是有一定界限的, 一般上反 $20^\circ \sim 45^\circ$ 为宜, 太小起不到 V 尾的上反效应, 太大不仅会影响全机的纵向配平能力, 而且会使横航向的恢复力矩过大, 出现侧滑打舵无力, 当超过临界迎角发生自转时, 会使飞机进入尾旋。

1.4 串翼布局的气动特性数值模拟与分析

最新发展起来的串置翼布局飞机, 以其结构和质量方面的优势, 以及在理论上通过改变机翼之间的升力分布而使飞机的诱导阻力大大减小等诸多方面的优势, 受到了设计者的青睐。国外对串翼的研究大多是在高于 10^6 雷诺数下进行的, 而在低雷诺数下的气动特性在近几年已发展成为空气动力学研究的重大热点之一。Bottomley 阐述了串翼布局的发展历程并指出了此类布局的优缺点, Mark 等人研究了串翼优于单独机翼的气动特性。而对于鸭翼和主翼之间的气动力干扰、两者的动态偏转, 以及主翼和鸭翼相对的布局高度对整个串置翼的升阻特性的影响, 更值得做深入的探讨。

1.4.1 CFD 与 Daniel F.Scharpf 风洞实验的对比较证

图 1.11 (a) 为 Daniel F.Scharpf 的风洞实验模型, 而在本次模拟中, 我们采用了 Daniel F. Scharpf 风洞实验相同的参数设置, 主翼和鸭翼选取两个相同的 FX63-137 翼型, 弦长 6 in (1 in=2.54 cm), 展弦比 λ 为 2.67。并规定 S 为主翼四分之一弦长到鸭翼四分之一弦长之间的相对距离, G 为两者的垂直距离。(S 、 G 均为弦长的倍数) 并规定主翼在鸭翼上方为正。雷诺数 R_c 约为 85 000, 对 FX63-137 翼的动态偏转进行了数值模拟, 分析了翼差角度对串置翼升阻特性的影响。

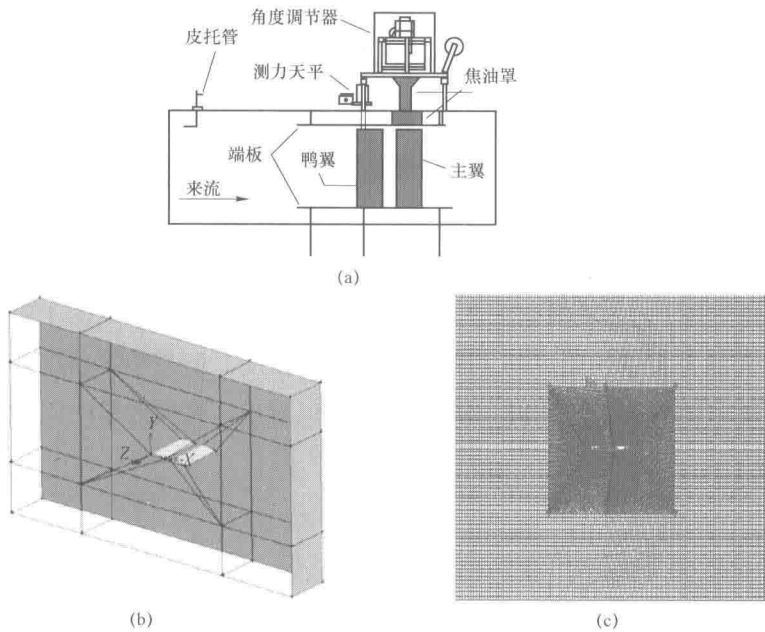


图 1.11 计算网格局部示意图

(a) Daniel F.Scharpf 的风洞实验模型; (b) 计算流体区域示意图; (c) 外流场横截面网格

如图 1.12 和图 1.13 所示, 计算结果和 Daniel 的风洞实验结果基本相吻合, 可以看出,

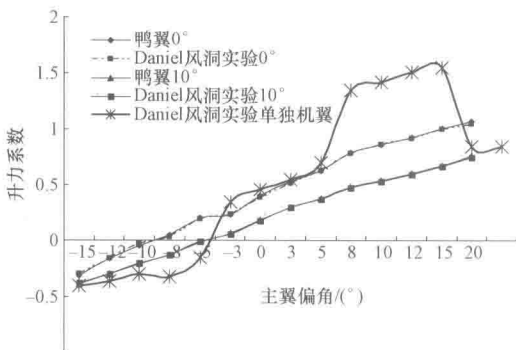


图 1.12 主翼升力特性对比曲线

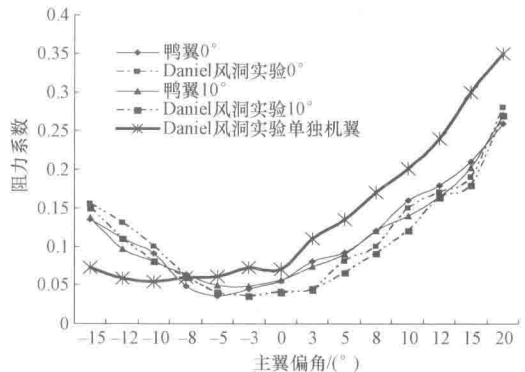


图 1.13 主翼阻力特性对比曲线

本计算程序比较可信，可用于此类问题的分析与计算。

1.4.2 翼差角度对串置翼升阻特性的影响

从图 1.12 和图 1.13 可以看出单独机翼在攻角达到 16° 时失速，但是当引入鸭翼时，主翼的升力系数会有所降低，但同时也延长了主翼的失速边界，这一方面是由于主翼处在鸭翼的后方，受到鸭翼涡下洗的影响，这使得主翼的平均有效迎角有所降低；另一方面是由于来流速度小，鸭翼涡造成的低压流场的影响所致，下洗气流会使得主翼下方存在一定的低压区域，这会使主翼损失一部分升力，二者的共同作用，会使得 0° 、 10° 的主翼升力曲线趋于平缓，并且 0° 曲线占据 10° 曲线上方，从而延长了失速边界。主翼的阻力系数也明显在 -8° 左右低于单独机翼，尤其是 α_w 达到 20° 时，阻力系数降低了约 24%，以 $\alpha_w = 5^\circ$ ， $\alpha_c = 10^\circ$ ，主翼的阻力系数降低了近 36%。这主要归因于它处于鸭翼的下洗区内，其所处区域的动压相比无下洗气流的动压来说较小，而且下洗气流可以削弱一部分迎风来流的强度，使主翼所承载的阻力有所降低。

如图 1.14 所示，当引入鸭翼时，鸭翼的升力系数明显要高于单独机翼的升力系数，这主要是由于鸭翼受到了后方机翼强上洗流场作用的影响。而且可以从图 1.14 看出，在串置翼布局中，鸭翼的升力特性正好与主翼的升力特性相反，但是鸭翼所处的流场环境尤其是迎风来流，与单独机翼大致相同，从图 1.15 可以看出，鸭翼的阻力系数与单独机翼相差不大。

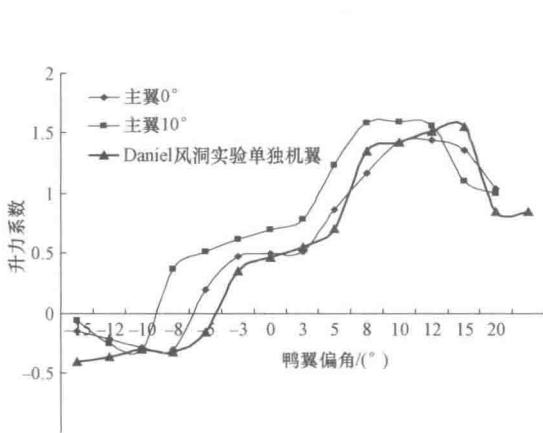


图 1.14 鸭翼升力特性对比曲线

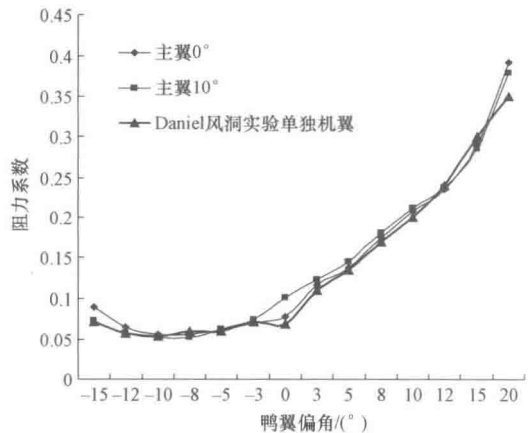


图 1.15 鸭翼阻力特性对比曲线

1.4.3 水平、垂直相对位置对串置翼升阻特性的影响

模拟中采用了分区网格生成技术，在主翼和鸭翼的近物面布置非结构网格，并实施加密，区域外布置结构网格，在模拟计算时，由于压强值较大，因此一律采用相对压强，温