

振兴跨世纪中国航空

中国航空学会成立三十周年

学术研讨会论文集

谢 耀主编



北京航空航天大学出版社

31783003

V2-53
04

振兴跨世纪中国航空

中国航空学会成立三十周年

学术研讨会论文集

谢 础主编

125.1/6



C0157304

北京航空航天大学出版社

(京)新登字 166 号

内 容 简 介

这是一本以探讨振兴跨世纪的中国航空为主题的综合性论文集。文集选编了 44 篇文章,都是中国航空学会为纪念成立三十周年而举行的学术研讨会入选作品,其内容涵盖了当前世界航空科学技术发展的主要学科领域。入选文章从分析世界航空跨世纪发展趋势着眼,讨论为振兴我国航空,追踪相关学科世界先进水平的途径和对策。论文作者都是航空各学科领域的专家、教授,行文取材丰富,立论精辟,可供有关部门和关心航空科技事业的读者参考。

振兴跨世纪中国航空

ZHENXING KUA SHIJI ZHONGGUO HANGKONG

谢 础 主 编

责任编辑 郭维烈

北京航空航天大学出版社出版

北京航空航天大学出版社发行

北京科文印刷厂印装

787×1092 1/16 印张:18.9 字数:480 千字

1994 年 10 月第一版 1994 年 10 月第一次印刷 印数:500 册

ISBN7-81012-533-8/V·037 定价:30.00 元

前 言

中国航空学会成立于1964年，今年恰逢三十周年志庆。

三十年前，我国从事航空航天生产、使用、科研、教学等方面的科技工作者代表300余人，聚会北京科学会堂，成立了建国以来第一个跨地区、跨部门的航空航天科技工作者自己的全国性学术团体——中国航空学会。在成立大会期间，著名科学家钱学森、国家科委副主任范长江、空军副司令员常乾坤等做了学术报告，受到代表们热烈欢迎。笔者当时参与筹备航空学会的成立，并参加了成立大会的各项学术活动，受到很大鼓舞和教育。

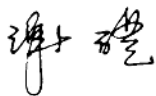
为了纪念中国航空学会成立三十周年，五届一次常务理事会于1993年7月召开的会议进行了研究，认为根据中央倡导的“勤俭节约、讲求实效、不尚空谈、多办实事”的精神，最好的纪念方式，还是结合举行学术交流和科普活动。朱育理理事长主持了这次常务理事会，并在会后批准了以“振兴跨世纪中国航空”为主题的研讨会计划和征文。科普活动则着重于同广州市合作主办大型“'94广州航空博览会”。

研讨会征文通知发出后，得到各专业分会和省、市航空学会的积极响应。各分会都在召开本专业学术讨论会或学术年会的基础上，分别选择1~2篇优秀论文，向总会推荐。省、市学会也从他们举行的学术会议中，遴选优秀论文进行推荐。征文工作结束后，今年4月，中国航空学会在京召开了专家审稿会，聘请各专业分会的20多位专家、教授，对研讨会的应征论文进行评选。评选结果，有50篇论文入选，其专业面涵盖了航空科技的各门主要学科。今年6月举行的中国航空学会五届二次常务理事会，审查了入选论文的篇目。现在收入这本文集的44篇文章，是经过征求有关部门的意见后，从50篇入选论文中选定的。“振兴跨世纪中国航空”学术研讨会，将于今年10月在北京举行。

讨论振兴跨世纪中国航空，是一个大题目。这次中国航空学会主持的研讨会和收入本文集的论文，只是着重从航空科学技术学科的专业角度来探讨，而且主要是结合世界航空各门学科的发展趋势来研究的。因此它们也只能反映航空发展的一个侧面。

我国航空的工业部门、民航部门、军航部门，都在着眼于跨世纪的发展，制订本身的规划。例如中国航空工业的“腾飞计划”，就是航空工业部门迎接新世纪挑战的一个全面的发展战略。笔者于今年1月，在北京国谊宾馆的一次会议上，聆听了中国航空工业总公司朱育理总经理宣讲这一宏伟计划的内容，深受鼓舞。学会组织的10月研讨会上，多位论文作者都将结合这一“腾飞计划”的目标，进行学科研讨。

在这本文集出版之际，要向支持这项工作的中国航空工业总公司科学技术局、北京航空航天大学出版社表示感谢；并向参与审稿的专家，以及协助文集编辑出版的崔德刚、韩士钧、李铁柏等同志致谢。



一九九四年九月十日于北京航空航天大学

(谢 础，教授、中国航空学会常务理事、秘书长)

加強往來促進
合作繁榮航空

江澤民
一九九二年
九月十五日

▲ 江泽民总书记为中国航空学会主办的学术活动题词

加强国际学术
交流，促进航空科
技发展。

李鹏

一九九二年

八月二十八日

▲ 李鹏总理为中国航空学会主办的学术活动题词

航空学会在三十年的历程中,广泛开展学术交流,普及航空知识,团结海内外同业人员,做了大量卓有成效的工作。在此,谨表祝贺和感谢。三十而立,学会已臻成熟。衷心祝愿她为振兴中华,腾飞航空做出更大贡献。

朱育理

一九九九年九月十日

▲ 中国航空工业总公司总经理、中国航空学会理事长朱育理为中国航空学会成立三十周年题词

目 录

现代飞机设计中的空气动力学.....	朱自强 (1)
对如何开展推力矢量飞机的研制工作的一点看法	肖顺达 (19)
国外无人机发展动向和对发展我国无人机事业的思考	陈国钧 徐正荣 (32)
飞机设计中的“系统综合”	程不时 (36)
振兴航空, 动力先行	方德昌 (43)
浅谈未来战斗机动向及总体专业发展	崔德刚 刘小荣 (47)
面向新世纪我国民航发展与管理问题	陈自业 刘 平 王惠生 (53)
控制理论的发展与现状——兼论复杂系统与智能控制	高为炳 (62)
战斗机发展规划探讨	沙正平 (68)
军用直升机发展评述	王适存 (78)
未来先进飞机推进系统技术发展的新特点	陈大光 (83)
空战分析方法论研究	李建勋 佟明安 (88)
发展航空制造技术的思考	张士霖 (99)
中国航空可靠性、维修性工程发展特色及展望.....	杨为民 屠庆慈 (105)
信息产业与航空科技信息工作.....	金允汶 (111)
航空维修的现代化与发展.....	罗汉生 (116)
复合材料与 2010 年中国航空	杨乃宾 (121)
直升机涡轴发动机总体方案分析.....	黄太平 (127)
培养高素质的跨世纪试飞员	蒋德秋 (133)
物质型管理向知识型管理过渡的框架构想.....	陈良猷 (136)
未来发动机材料的发展预测研究.....	周瑞发 (144)
航空火力控制系统展望.....	孙隆和 (155)
N5A 和 K8 飞机设计中的气动弹性技术	陈奎林 (163)
我国干线客机用发动机发展途径探讨.....	陈 光 (168)
军用红外激光技术发展态势.....	熊辉丰 (173)
展望二十一世纪的航空航天装备失效分析.....	陶春虎 (177)
调整产业结构、发展通用航空.....	梁吉田 (181)
微机辅助飞行器总体设计的研究进展.....	汪家芸 吴文正 (187)
21 世纪初我国飞机结构疲劳断裂可靠性发展展望 ...	吴富民 傅祥炯 (194)
空气动力学的发展及对飞机的支持.....	樊玉辰 (203)

高性能飞行器研制与大攻角空气动力学.....	陈则霖 崔尔杰	(209)
军用飞机飞行品质和飞行性能“规范-手册-程序”研究 20 年 ...	董庚寿	(214)
改进改型是航空发动机发展的重要途径.....	韩瑞祥	(218)
旋翼、桨型飞机 / 推进系统综合控制初探.....	陈友彬	(222)
图象匹配制导技术综述.....	蔡世学	(227)
中国航空雷达与制导技术的跨世纪发展.....	季 节	(238)
GPS 导航的发展新动向	陆润生	(242)
跨世纪先进飞机结构材料发展.....	越振业 全宏声	(244)
搞好测量的质量保证为“腾飞计划”实施作贡献.....	靳书元	(253)
航空维修工程的发展策略.....	王立群	(257)
民机舱内材料适航符合性研究.....	郭玉瑛	(262)
加强航空工业人才队伍建设刻不容缓.....	夏少华	(272)
标准化的贸易特性	胡行康	(277)
参照美国军用标准促进航空工业产品发展.....	唐世辉	(290)
附录		(295)

现代飞机设计中的空气动力学

朱自强

(北京航空航天大学)

1 未来战斗机发展的趋势及其对空气动力学提出的挑战

海湾战争中多国部队运用的“空-地一体战”体系的核心是空中优势,说明发展飞机技术对未来战争具有战略意义。

以著名的美国 F-15、F-16 和俄罗斯 Su-27、Mig-29 等为代表的第三代歼击机充分运用当时已取得的空气动力研究成果,如非线性升力技术、边条翼布局、弯扭的机翼中弧面、翼身融合技术以及飞机/推进系统的一体化设计概念等等,并在气动布局上作了精细的设计计算和实验分析,从而取得了高升力特性及良好的操纵性和稳定性;再结合采用高性能的发动机和电子设备系统,充分保证了飞机的优异性能,分析这些第三代歼击机,可知其具有如下特点:(1) 宽阔的高度-速度范围;(2) 高的机动性(过载大、爬升率高、增速快);(3) 大的实用航程。

以美国 F-22 为代表的第四代先进技术战斗机(ATF)将使一架飞机上集中 5 个特点:

- (1) 低可探测性(沿方位的雷达截面积约为 $0.08 \sim 0.065\text{m}^2$);
- (2) 高机动性和机敏性;
- (3) 实现发动机不开加力进行超音速巡航 ($Ma=1.5$);
- (4) 有效载荷与 F-15 相当;
- (5) 具有飞越所有战区的足够航程。

与第三代歼击机相比,ATF 不但保持或超过第三代歼击机的跨音速机动能力,而且具有持续超音速巡航和超音速机动能力,好的隐形特性,更为宽广的高度-速度飞行范围。其空战效能将比当代战斗机有大幅度的提高,特别可填补以超音速进行超视距空战的空白。这样的高性能,对空气动力学提出了很高的要求,如为能实现发动机不开加力进行超音速巡航,飞机的超音速升阻比应达到 6 左右,即需把现有战斗机的超音速零升阻力系数大致降低 50%。同时发动机的推重比要达到 10 左右。又如为提高飞机的机敏性,为飞行员快速调转机头,提高对目标的击毁概率创造条件,必须扩大使用迎角/ F-16 的使用迎角限制在 25° ,而 F-22 的则已扩大到 60° ,且还可在此迎角下,使飞机在 1s 内绕速度矢量滚动 30° ,这几乎使机头的指向改变 90° ,从空气动力观点来看,这种可用迎角的大幅度提高是很不寻常的。

美国“2020 年战斗机”的设想要求飞机可使用特大迎角飞行和超音速巡航 ($Ma=2$),自修正飞控系统的使用可望最终达到对迎角无限制的飞行。

未来战斗机性能迅速提高的要求除在飞机上必须应用推进技术、电子技术、新材料技术等高科技的成就外,也必须应用空气动力学的新技术。

依笔者所见,未来战斗机设计中的空气动力学新技术将可能涉及到下述几方面问题。^[1]

2 非定常大迎角空气动力学

2.1 大迎角空气动力的特性

从一条典型的升力、侧力与迎角的关系曲线可以看出可能存在4种不同的流态。过去设计飞机的指导思想是要求实现附着流,避免产生分离和分离涡,这时升力与迎角呈线性关系(第一种流态)。在第三代歼击机的设计中,已经应用了非线性升力技术——利用分离涡产生非线性的涡升力,以增大飞机的升阻比(第二种流态)。若再增大可使用迎角,则将进入第三种流态——在定态绕流中出现非对称旋涡流动,虽然仍有涡升力,但同时伴随有侧向力,甚至会出现涡破裂等现象,流动结构将非常复杂,目前对其认识还远远不够。若迎角再进一步增大,绕流将变为尾迹式的湍流分离流态,升力和侧向力都将随迎角的增大而减小,气流也将呈现非定常特性,流态将更为复杂,(未来歼击机的设计要求使用更大的迎角)甚至实现对迎角无限制的飞行,这就要求对大迎角的绕流现象及其规律有充分的了解和掌握,进一步实现对流动的有力控制和利用,象七十年代初形成非线性升力(涡升力)技术那样。

飞机的机翼,前机身和各操纵舵面之间存在着相互作用,使各操纵舵面的气动力特性也十分复杂。特别在大迎角时,舵面效率会急剧下降。

2.2 绕细长物体的大迎角非定常空气动力特性

未来的战斗机要求很高的机动性和机敏性,作动态机动飞行时,飞机的状态和迎角、侧滑角、滚动角等改变的速率会很大,这将在已经很复杂的流态中再引入一个新的变量——时间。对于振荡或瞬变运动,由机身、机翼、操纵舵面或其他部件所产生的旋涡的强度、位置、轨迹等不仅是迎角的函数,也是时间的函数,即必须计及时间的历史效应。由于流场调整所需的对流时间滞后还使气动力与飞机的机动运动不同步,这种时间的滞后使分离涡位置、轨迹、产生的气动力及力矩等随迎角的变化关系形成了迟滞曲线。振荡运动的缩减频率越大、机翼展弦比越大,这种迟滞效应也越大。

产生非定常气动力的另一种情况是迎角更大时定常流动中发生了非定常分离或非定常涡破裂,使正常涡结构流态转变成了湍流尾迹的分离流态。

研究非定常大迎角流动的目的在于理解其物理机制,掌握其主要规律,通过对其控制和利用达到提高飞机机动能力和飞行性能的目的。

2.3 细长前机身非对称涡流动的控制

如前所述,在大迎角时前体引起的非对称涡结构对整个飞机的运动会产生很大的影响,如即使是在无侧滑时也会有大的侧向力矩,会引起机翼摇摆等等,而这时舵面的效率又基本上全部丧失,所以必须探求其他空气动力控制方式。图1示意地表明了一架典型战斗机在大迎角时其舵面控制能力的丧失和旋涡控制能力的提高情况,表明了空气动力——分离和旋涡——的控制对于大迎角机动飞行使用的潜在能力。空气动力控制方式包括:可动的过条、表面喷流、表面缝隙的吹吸气、表面孔的吸气、旋转的头部小边条等方法及减弱不对称侧力的被动控制技术。

3 隐形飞行要求和空气动力的综合设计

海湾战争中,美国 F-117A 飞机得到实践的检验。至今还没有任何其他飞机能在实际战争的考验中如此好地证明隐形技术所带来的巨大效果。它使人们对飞机的隐形特性是未来战斗机设计中不可缺少的飞机特性这一要求的认识更为深刻。

隐形技术是一项跨学科的综合技术,涉及到电磁学、声学、光学、材料学、电子学和信息科学等多种学科。只有综合应用各学科的知识,跨学科密切合作,才能形成这项综合性的应用技术。本节主要讨论如何从气动外形的设计来提高飞机的隐形特性,以实现隐形性能与飞行性能之间的协调,提高飞机的总体战斗能力。

3.1 减缩雷达散射截面积(RCS)的空气动力外形设计措施

目前,为减小 RCS 值,已有的空气动力外形设计中普遍遵循“下吸上散”的原则,即使飞机的下表面尽量平坦,仰视飞机时,机翼遮挡着机身和发动机,并涂上吸波涂料或使用吸波复合材料,使雷达波被下面吸收。飞机的上半部表面则可用下述任一种几何控制方法生成:①用多平面面元组合而成。这样可以大大地减少主波瓣的反射数目,而将雷达波以各种角度向飞机上半球的天空散射,著名的 F-117A 的隐形设计就是采用这种方法的。②采用曲率半径均匀变化的曲面,使表面上每一点都向不同方向反射低强度的电磁波,著名的 B-2 飞机的隐形设计就是采用的这种方法。

在气动布局中对于各部件也可归纳出如下一些原则和方法:

(1) 采用尽可能小的垂直安定面。

(2) 使用翼身融合体技术。

(3) 机身的设计 若不能采用翼身融合的设计,则为减少机身的 RCS 可采用如 F-117A 所利用的多面体技术。机翼的前后缘都是雷达波的强散射体,形成飞机对雷达波反射波的主波束,因而机身表面、进气道、尾喷口等其它各部件的边缘都应尽可能和机翼的前后缘平行,使其散射波与主波束一致。

(4) 机翼和尾翼的设计 机翼应尽量小的展弦比和适当的后掠角,测试和计算都表明,三角机翼比一般大展弦比的直机翼的 RCS 要小得多,且由于机翼前后缘都是雷达波的强散射体,增大后掠角可使散射波偏离开飞机前部的扇形区。由机翼的散射特性分析可知,为减少 RCS,机翼和尾翼前后缘的后掠角应相同,即 $\chi_l = -\chi_r$, 如 F-117, B-2 等,或机翼和尾翼的前缘后掠角等于后缘的前掠角,即 $\chi_l = \chi_r$, 如 YF-23。机翼与襟翼、缝翼的接缝会加强雷达波的散射,故最好使用任务自适应机翼,即无常规的副翼、襟翼、缝翼和扰流片,机翼自身能根据任务要求灵活弯曲到所需的位置。

(5) 进气道的设计 进气道的设计对飞机的隐形性能有很大的影响, B1-A 到 B1-B 的改型反映了这一关系。B1-B 的 RCS 减为 B1-A 的 1/10。进气道设计中提高隐形性能的一个重要措施即采用长而曲折的 S 形或 Z 形进气道并局部地布以吸波涂层,使雷达波能量在进气道内被来回反射,并最后被吸波涂层所吸收。

(6) 热特性与排气系统的设计 先进的红外探测器作为雷达的一种补充,其应用正日益增长,因而排气系统设计不仅与减少 RCS 有关,也与飞机热特性的低可探测性密切相关。为降低红外辐射的可探测性,在气动布局上应利用后机身或垂直尾翼尽可能遮挡对喷管的视界,在尾喷管处安置“百叶窗帘”式的水平隔栅。使用二元喷管,将喷口由传统的圆形改为矩形以增大喷口的周长和表面面积,达到提高燃气冷却速度的目的等等。F-15 短

距起落试验机验证了它确实具有较低的红外和雷达可探测性。

3.2 飞机隐形特性要求与飞行性能要求的综合与折衷

未来战斗机的设计是高度复杂的大系统并涉及多种学科的设计,为获得高性能的飞机,各学科方面的要求在飞机设计中既相互促进,也在一定程度上相互制约和矛盾,因此设计的过程也是要求与可能之间矛盾折衷和综合考虑的过程,如为获得小的雷达散射面积,提高隐形性能所采用的气动外形布局的某些措施会降低如航程缩短,有效载荷减小等飞行性能。著名的 F-117A 采用了展弦为 1.9,前缘后掠角为 66° 的大后掠机翼,多面体的外形和菱形的翼剖面等布局形式非常有利于提高其隐形性能,但却明显地降低了它作为亚音速战斗机的气动特性和性能。又如隐形要求希望将进气道与发动机安排于机身或机翼上部,但这对大迎角机动飞行却是不可行的,而隐形特性与大迎角飞行又都是对未来战斗机不可缺少的要求,因此必须从概念设计开始就开展隐形与气动的综合设计,妥善处理两者相互矛盾的要求,进行折衷,以最终获得既有低可探测性,又有先进飞行性能的飞机外形。

4 进排气系统及其与飞机的一体化设计

4.1 一体化的含意

飞机/推进系统一体化设计的概念即在飞机设计的战术技术要求与约束条件下,寻找最优的发动机/机体整体布局以便在整个飞行包线内得到有效的外流气动特性即低阻,好的飞行品质,以及高质量的内流气动特性即高推力,宽广的发动机工作范围等。一体化设计概念在第三代歼击机研制中已开始得到应用,随着飞行速度的提高和超机动性要求,它在未来战斗机设计中必将占有更为重要的地位。

推进系统内各部件对推力的贡献随飞行速度的变化而相对变化很大。图 2 给出了 SR-71 高空高速侦察机推进系统和部件的推力和阻力随 Ma 变化的曲线。由图可见,在亚音速时产生推力的主导部件是发动机本身(约占推力的 73%);而在大 Ma 时,发动机本身只提供 17% 的推力,进排气系统提供的推力占总推力的 83%。而进排气系统的流动是与机身绕流互相强烈影响着的,因而合理地气动布局,提高推进系统的效率对提高飞机的作战性能具有重大的意义。

4.2 进气道系统与前机身的一体化设计

进气道的来流处于前机身的流场中,故一体化设计的核心任务是合理地安排进气道与机身的相对位置,细致地设计前机身的流场,使进气道与前机身具有优良的气动性能。为此,需要考虑:前机身的头部设计,前机身的细长比、弯度,及其相对机身纵轴的倾斜。此外,前机身的设计还需考虑:①机身下表面的形状;②座舱盖形状的设计。

未来飞机进气系统设计中应考虑的新因素

(1) 过去设计时总是希望进气道内的流动不分离,在较宽的迎角范围内提供相对低畸变和相对高的总压恢复。随着飞行迎角的增大,特别当迎角超过 40° 时,要想保持进气道内气流不分离已不大可能,因而要设法改善分离。此外,大迎角下要同时满足高总压恢复和低畸变也是困难的,应该认为气流能保证发动机正常工作就可以了。

(2) 要充分认识可变几何截面对大迎角飞行的重要性。F-15 的设计表明,楔板能转

动的可变几何截面进气道有利于减少溢流阻力,降低局部迎角,减少辅助进气门数等,且其总压恢复在迎角为 $2^{\circ}\sim 12^{\circ}$ 间都很高并随迎角变化很小。飞行中使用的迎角越大,可变几何进气道楔板可转动的角度亦应越大,并还需有如图3所示的多种形式的辅助进气门。BAe试验项目已取得的经验表明,采用EAP类型的进气道(见图3),在 $Ma=0.5$,打开辅助进气门的情况下可在迎角达 70° 时仍有较高的总压恢复,再加上机身的有效屏蔽,可使10%的总压恢复增量实现15%的净推力提高。

4.3 后机身、尾翼和喷管系统的一体化设计

后体一体化设计的目的是降低阻力并获得飞机后部绕流的有利干扰。对单发和双发两种布局形式,一体化设计应考虑的因素有:后体绕流的分离,水平与垂直尾翼的相互位置对舵面的整流,尾翼支撑桁架(Tail Support Booms)概念的使用,其位置和整流,使用腹鳍与否等。

(1) 减小尾部阻力 对现代高速战斗机是要求其在亚、跨、超音速下均有良好的飞行性能,因此,不仅应采用可变几何截面的进气道,也应采用可变几何截面的喷管。影响尾部阻力的因素有:喷管长度、喷管形式、喷管压强比、飞行速度、尾部的几何形状等。

(2) 后体的综合设计 飞机后部外形十分复杂,故绕后体的流动是非常复杂的,又因阻力是一个难以测准的小量,故目前进行后体综合设计主要采用实验方法。影响干扰阻力减小的主要因素包括后体的外形,羽流的影响,尾翼的安排,喷管/后体的连接,内喷管的整流,双发布局时喷管间的距离,尾翼支撑桁架等。

现代歼击机的设计要考虑飞机/推进系统一体化设计,也就是还要求内外流的一体化计算。这显然是对计算流体动力学的一个巨大挑战。

5 推力矢量化、机敏性和超机敏性

5.1 飞机的机敏性

近年来虽对机敏性有了广泛的研究,但对如何确切表达机敏性的定义仍争论颇多,目前尚无一致接受的明确定义,但从各种不同的说法中可以看出如下的共同点:

(1) 都强调了与时间有关,要求快速改变状态,因此机敏性不是描述机动状态的指标。如 90° 迎角的飞行只是一种机动状态,从 0° 变至 90° 迎角的时间或速率才是机敏性的表征;

(2) 必须是可控地快速改变机动状态,不易控制的瞬变没有意义,因此,机敏性与操纵功率和操纵品质有关;

(3) 空战格斗能力是推动机敏性研究的动力,格斗的胜利不仅要求飞机本身(airframe)的机敏性,也需要火控系统、电子系统、飞行员反应等其他方面的机敏性。飞机的机敏性仅是整个大系统机敏性的一个基本组成部分,各子系统时间延迟的综合决定实际空战的效果,不能过分强调某一组成部分的机敏性要求而造成总体的损失。

(4) 空战是机敏性要求的基础,只有在空战中才能充分体现出机敏性的价值,离开格斗的实际效果讨论机敏性是毫无意义的,因此作战战术及战术思想应充分利用机敏性技术,图4给出了战术与技术的相互关系。在F-4的年代,其可操纵迎角 $<20^{\circ}$,在 20° 左右迎角下(使用)进攻性机动会造成飞机失控(departure)。同时,由于F-4的高翼

载, 在大迎角下长时间机动将大大降低其空速而使飞行员在战斗中处于不利位置。F-15的可操纵迎角 $>30^\circ$, 其推重比也较F-4大大提高, 这时飞行员可以充分使用其瞬变机动能力作进攻性的大机动而无需担心失控。

(5) 应该指出, 飞机的机敏性一般会随迎角的增大而降低, 而未来飞机又需要尽可能扩大飞行迎角, 因而重点应研究提高飞机大迎角时的机敏性。

5.2 推力矢量化

(1) 推力矢量化的优点 在飞行中使用推力矢量化有下述优点:

① 为使飞机改变姿态, 使用推力矢量比操纵舵面更直接、需要的时间更短;

② 推力矢量不仅因喷流升力而提供直接升力增量, 还因喷管靠近机翼后缘, 喷流对机翼形成超环量而提供部分间接升力增量;

③ 操纵舵面所出现的气流分离问题在使用推力矢量化时不会出现。

(2) 过失速技术 (Post Stall Technology —— PST) 升力和阻力都随迎角而变化, 大于对应最大升力迎角的范围称为过失速迎角范围。在此范围内通常的操纵面基本都将失效, 而未来战斗机的战术技术都要求能无限制地使用迎角, 甚至达到 90° 或更高, 只有在PST范围内仍能迅速指向敌机并射击, 才能保证战斗机的最高格斗能力, 因而目前正在研究适应于PST范围的相应措施, 实现偏航-俯仰-滚转并同时推力矢量化将是未来战斗机的方向。

(3) 完全矢量化飞机 (Pure Vectored Aircraft —— PVA) 完全矢量化飞机的飞行控制力完全不象一般飞机由空气动力作用于外部控制面产生, 而全部是具有更大效力的、内部喷气发动机的推力。此推力可在各方向 (偏航、俯仰、滚转、反推) 同时或分别产生所需的控制力和力矩。由于发动机产生的推力不象操纵面产生的空气动力需要依赖外部流场, 因而PVA的飞行在PST范围内仍是完全可以操纵控制的。PVA不需要各种舵面, 包括垂直安定面也是多余的, 但它需要的是飞行/推进系统一体化控制系统 (Integrated Flight / Propulsion Control System —— IFPCS)。

(4) 部分矢量化飞机 (Partially Vectored Aircraft) 在完全矢量化飞机中略去一种或几种推力矢量模态就成为部分矢量化飞机, 因此部分矢量化飞机的机动能力和操纵能力在一定程度上仍由方向舵、副翼、襟翼、升降舵等提供, 即仍部分地受限于外部流场。部分矢量化飞机有如不考虑侧滑矢量化和超环量的鹞式飞机 (Harrier) 及F-15S/MTD (STOL And Maneuver Technology Demonstrator) 试验机等。F-15S/MTD是专为进行下述关键技术的飞行试验和研究以供ATF使用的试验机。这些关键技术为: IFPC系统, 二维CD和推力矢量/推力反向的喷管, 包括独立可变迎角鸭舵的增强升力系统, 增强的飞行员/飞行界面及电子设备, 硬/软跑道的起落架, 为PST机动的发动机/进气道的改进设计等六种。表1给出F-15S/MTD与原型机F-15C的性能比较。

表 1 F-15S / MTD 与 F-15C 的性能比较

最大升力系数	+78%
飞行中的减速率	+72%
着陆跑道距离	-72%
滚转率($Ma1.4 / H12195m$)	+53%
爬升率($Ma0.3 / H6098m$)	+37%
起飞跑道距离	-29%
着陆速度(等迎角条件)	-16%
加速率($Ma1.4 / H12195m$)	+30%
巡航距离	+13%

为充分利用矢量化飞机的超机敏性,提高战斗力,对于采用 PST 的矢量化飞机必须开展区别于经典概念的 PST 机动动作设计及空战作战方案的研究。新的动作和方案应能:提高自身生存力,采用各种分解动作增大迷惑对方的能力,增加首先射击的机会,快速进入射击位置,保持更长的有效射击时间,在多目标情况下较快、较易地指向敌人,对飞行员和飞机结构有较低的过载,在整个战斗中始终处于主动地位。

表 2 矢量化飞机对普通飞机的杀伤比

飞机类别	高度 / m 速 度	胜利的可能性	杀伤比 $P_v(i) / P_v(j)$
模型 A 普通飞机	10800 $Ma=0.9$	$P_v(A)=0.522$ $P_v(A)=0.477$	1.09
模型 D: 矢量飞机	10800 $Ma=0.9$	$P_v(D)=0.78$ $P_v(A)=0.22$	3.55
模型 D: 矢量飞机	1500 $Ma=0.5$	$P_v(D)=0.89$ $P_v(A)=0.11$	8.1

已有的研究成果可由表 2 给出的 Philippe Costes (ONERA) 在 1 对 1, 近距空战格斗中的数值模拟结果表示。可见,矢量化飞机与普通飞机获胜的可能率分别为 0.78 与 0.22, 杀伤比提高了约 2.55 倍。低空的结果比高空的更为显著。上述结果还只具有俯仰矢量化, 未作侧向矢量化的耦合。

6 大迎角非定常空气动力的数学模型

非定常大迎角空气动力特性区别于传统的附着流特性的两个重要特点是其气动特性与迎角的非线性关系及存在着时间的历史效应, 这使分析非定常大迎角情况下飞机运动的稳定性和操纵性的方法亦随之变化, 最为明显的是过去基于线性条件的静导数和动导数方法已不适用, 必须对飞机运动方程进行数值仿真, 这就出现了气动力和气动力矩的系数如何表达的问题。^[1]

7 数值模拟方法是未来飞机设计的重要工具

地面模拟试验、数值模拟和飞行试验是解决飞机设计空气动力学问题的互相配合、相辅相成的三种手段。

长期以来风洞试验是提供气动力数据、获得新的气动力现象及概念的主要手段, 并在今后相当长的时期内仍是飞行器研制的一个主要依赖手段。随着科学技术的发展, 试验技术也有了很大进步, 但高超音速流动中真实气体非平衡效应的某些重要现象则是地面模拟设备无法模拟的, 只能采用数值模拟与地面模拟相结合的办法解决, 即使在亚跨超音速领域内, 随着飞行器外形的愈益复杂, 各种相互干扰影响的作用愈益重要, 使用迎角的扩大, 非定常效应的参与等, 对地面模拟试验也提出了前所未有的严峻考验。试验技术的复杂漫长的试验周期、昂贵的试验费用及试验对 Re 的限制等决定了必须大力发展取代或部分取代并与其配合的手段。

计算技术的飞跃发展使数值模拟方法发挥着日益巨大的作用, 考虑地面影响的 YAV-8B (Harrier, STOVL) 全机绕流的计算即为一例。这是一个低速前飞而嵌入高亚音速或超音速喷流的混合复杂流场。考虑地面影响的复杂回流场又会使作用在飞机上的气动特性发生很大的变化, 缩小尺度的试验无法研究这种复杂的干扰流场, 只能依靠昂贵的全尺寸地面试验或空中试飞。然而数值模拟方法却可多快好省地研究这种复杂的流场现象。图 5 给出了在 $V_\infty = 30\text{kn}$, $H = 30\text{ft}$, $\alpha = 8^\circ$ 时前后喷流的流体质点轨迹线。这一数值模拟计算结果详细地描述出了原设想的流动基本结构, 与采用红外图形分析技术取得的试飞结果的流动结构很一致。

Northrop 公司在研制下一代 ATF 的 YF-23 及其前一型号(第三代歼击机) YF-17 进程中风洞试验作用减少的情况可作为实例表明数值模拟和地面试验模拟在现代飞机设计中地位与作用的相对变化。从 1966 年到 1974 年(第一次试飞) YF-17 的研制期间, 共进行了近 13 500h 的风洞试验, 而从 1982 年到 1990 年(第一次试飞) 对性能要求更高, 外形更复杂的 YF-23 研制期间, 由于利用数值模拟方法参与设计与修改, 用了近 15 000 机时, 而使风洞试验只进行了近 5 500h, 减少约 60% 的试验工作量, 缩短了研制周期, 节省了大量试验费用, 大大降低了成本, 减少了风险, 并获得了优异的设计性能。

Lockheed 公司在设计 F-22 的过程中, 用求解 N-S 方程的计算程序 TEAM 计算了全机的所有气动载荷, 共约 370 种流动状态, 包括了 Ma 从 0.6 到最大 Ma , 迎角从 -4° 到 24° , 侧滑角从 0° 到 5° , 以及机翼前后缘襟翼、水平尾翼和方向舵等的各种偏转情况, 全机的网格是由在半模型上共 42 个子域组成的, 共 1 250 000 个网格点。在 Cray 巨型机上共计算了 1 600 h。图 6 给出 $Ma = 0.9$, $\alpha = 8^\circ$ 时气动载荷的计算与试验值的比较。Lockheed 公司宣称, 由于采用数值模拟取代风洞试验提供全部气动载荷, 大大节省