

# 基于稳定性考虑战斗机 进气装置一体化设计分析

王进<sup>1</sup>, 赵晓斌<sup>1</sup>, 陶增元<sup>2</sup>

(1. 空军第八研究所, 北京 100076; 2. 空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

**摘要:**基于发动机稳定性考虑,回顾了超音速战斗机进气装置的发展历程,并阐述了高性能战斗机所面临的进气装置一体化设计问题,重点分析了国外先进战斗机进气装置在布局型式、结构、附面层控制等方面的一体化设计特点及其卓越性能,最后得出一些有益于解决我国在研新机以及老机的改进改型面临的推进系统稳定性问题的结论和启示。

**关键词:**发动机;稳定性;进气道;进气装置;一体化设计

**中图分类号:**V448 **文献标识码:**A **文章编号:**1009-3516(2003)01-0004-04

飞机进气道的基本功用,一方面是为航空燃气涡轮发动机提供所需的空气流量,并使迎面流入的高速气流减速增压,以满足进气道与发动机的流量匹配要求;另一方面是为发动机进口提供尽可能均匀的流场分布,以满足发动机的稳定性要求,即进气道与发动机的流场匹配要求<sup>[1-2]</sup>。随着现代战斗机越来越强调高亚音速和跨音速机动性和灵敏性、超音速巡航能力和有效隐身能力,由此带来的发动机稳定性问题也越来越突出。解决高机动性战斗机推进系统稳定性问题,一方面要通过发动机的设计来尽可能地提高发动机容畸变能力,另一方面要通过进气道的一体化设计,尽可能地改善进气道在各种飞行条件和发动机工作状态下的流场品质,特别是降低大迎角飞行条件下的发动机进气畸变度。

## 1 超音速战斗机进气装置的发展趋势

战斗机进气装置的发展历程,体现了其一体化设计思想的发展历程。超音速战斗机进气道的布局,经历了从最早的机头迎面进气布局,到机身两侧进气布局,再到机翼屏蔽或机身屏蔽式和机身/进气道/机翼一体化的发展历程<sup>[3-4]</sup>。

20世纪五、六十年代研制的第一、二代战斗机,以机头迎面进气布局和机身两侧进气布局为主。这主要是因为,当时决定进气道布局形式的主要原则是进气道本身气动特性的要求和飞机总体布局的需要。在最初的第一代战斗机上,决定进气道布局的主要原则是飞机气动布局要求紧凑,进口流场均匀。美国的F-84、F-86和F-100以及前苏联的米格-21和苏-7、苏-9都是这种布局形式<sup>[5]</sup>。这时进气道的型式一般采用带中心调节锥的轴对称进气道。随着航空电子设备的发展,机载设备开始和进气道“争机头”,这样进气口开始移向机体两侧,以便将机头空间用来装大功率雷达。第二代战斗机进气道基本上均采用两侧布局的形式,如美国的F-4、F-5和F-111,前苏联的米格-23、米格-25、苏-15和苏-24等<sup>[5]</sup>。这时的进气道一般采用带半调节锥(或1/4调节锥)的1/2(或1/4)圆形进气口以及带斜板调节的D形进气道和矩形二元外压式进气道。特别是在此期间,F-111原型机飞行试验进气道与发动机匹配性能不好,机身附面层的吸入导致因畸变引起的发动机稳定性问题,这次教训引起了航空工业部门和使用部门的重视,从而促进后面几年针对飞机/推进系统匹配的研究和发展。如果说进气道布局从机头进气发展为两侧进气是机载设备

收稿日期:2002-03-11

作者简介:王进(1974-),男,湖南株洲人,博士生,主要从事军用发动机论证等研究;

陶增元(1936-),男,江苏镇江人,教授,博士生导师,主要从事航空宇航推进理论与工程研究。

发展需要的话,那么第三代战斗机广泛采用机翼或机身屏蔽形式却是机体/推进系统一体化发展的结果<sup>[4]</sup>。美国的F-15、F-16和F-18,前苏联的米格-29、苏-27均采用机翼屏蔽或机身屏蔽布局形式<sup>[5]</sup>。利用机翼或机身的屏蔽作用可有效地改善大迎角条件下的进口流场,从而提高飞机的机动性。这时的进气道普遍采用矩形进口的带多级斜板调节的二元外压式进气道。由于为提高飞机生存力的隐身技术已被公认为第四代战斗机最重要的特性之一,而发动机的压气机叶片通过进气道给敌方提供了最大的雷达反射面积且占全机的一半以上,为提高飞机的隐身性能,与之相应的进气口布局和管道布置都有了新的研究和发展,如采用扁平进气口、进口置于翼前缘上方或机背上或埋入机身内、管道加长适当弯曲的进气道等。

## 2 有关超音速战斗机进气装置的一体化设计

超音速战斗机进气装置基于发动机稳定性考虑的一体化设计问题,其实质上是一个如何在进气道设计中,采取措施降低发动机进口流场畸变度的问题。因此,可以依据发动机进口畸变源把基于发动机稳定性考虑的一体化设计问题归纳为以下几类:

1) 发动机与进气道流量不匹配会带来流场不匹配的问题。流量的不匹配如果比较严重,超音速气流形成的激波会在管道内振荡,并与管道内附面层形成强烈的相互干扰,导致管道内附面层的分离,从而引起发动机进口流场的畸变。因此,恰当的进气道形式的选择,在保证发动机与进气道的流量匹配的同时,实质上也是发动机与进气道的流场匹配的重要保证。

对于设计 $2.0 Ma$ 以上,追求高速性能的战斗机,可以通过选择几何可调的进气道型式对激波位置实施控制,以及通过斜激波系结构降低激波强度以满足所有飞行条件和发动机工作状态的流量匹配并改善流场匹配。美国F-15战斗机的设计为 $2.3 Ma$ 。因此,其进气道采用二元水平斜板多波系设计,具有一组调节板和一个放气门,可根据迎角和马赫数的变化自动保证最佳的激波位置和进气量控制<sup>[6]</sup>。其多波系结构设计减弱了激波与附面层的干扰,一定程度上改善了发动机与进气道的流场匹配问题。但是目前许多先进的战斗机突出强调跨音速空中格斗性能,设计为 $1.8 Ma$ 左右,出于简单和结构减重的考虑,选择不可调的进气道型式,可以基本满足大多数飞行条件和发动机工作状态的流量匹配。对于少数流量不能匹配的工作状态,一方面通过对附面层的吸除来降低进气畸变度;另一方面通过提高发动机的容畸变能力来解决流场匹配问题,保证发动机稳定工作。F-16系列战斗机的设计小于 $1.8 Ma$ ,因此它采用了一种腹部进气的保形固定几何正激波进气道(FGI),这种进气道因此具有低成本、最少复杂性的优点并能保证在亚音速到 $1.6 Ma$ 内有最优性能<sup>[7-8]</sup>。

2) 飞机大迎角、大侧滑角机动飞行,进气道唇口气流分离引起发动机进口流场的畸变。在现代先进战斗机进气道的一体化设计中,改善进气道的大迎角性能的主要措施,一方面是通过选择机腹或机翼遮蔽布局形式,以及合理的前机身设计,使得进气道入口流场受外界条件变化的干扰最小,即便在大迎角飞行条件下,也能保证进气道进口有较小的当地迎角,从而避免进气道唇口严重的气流分离;另一方面通过进气道进口几何形状可变设计或进气唇口加钝等设计,减轻或消除唇口内的气流分离。

如前所述,现役的大多数高机动性战斗机均选用机腹或边条机翼屏蔽布局形式。这种布局利用前机身或机翼对进气道有利的屏蔽效应,可以通过前机身或机翼的预压缩作用中获得适应于大迎角下较高的总压恢复系数和入口处较为均匀、稳定的气流。例如F-16腹部进气道,在亚音速下直至 $30^\circ$ 大迎角时,仍未发现对总压恢复系数 $\sigma$ 有不利影响,并留有稳定工作到 $40^\circ$ 迎角的潜力;由于屏蔽面在 $\alpha > 0$ 及超音速情况下还减小了流向进口的马赫数,即多了一级压缩面,从而减小了进气道的总压损失, $\sigma$ 可随迎角的增大而增大<sup>[8-9]</sup>。

F-15战斗机进气道可随飞机迎角的变化调整进气气流迎角,使得即便飞机迎角较大时,进气气流迎角相对较小,减轻唇口内的气流分离,改善大迎角条件下的进气气流品质,从而提高飞机的机动性能<sup>[6]</sup>。F-18E/F尖楔形两波系不可调进气道(“Caret”进气道)压缩面由两个存在某种约束关系的后掠尖楔(内侧斜板和顶置斜板)组成,内侧斜板和顶置斜板分别带有斜错角、内偏角和后掠角、下反角,不仅大大改善了大迎角飞行时的进气捕获状况,也大大减轻了大迎角时气流分离。第四代欧洲战斗机EF2000腹部进气道与F-16腹部进气道相比,不仅利用了进气道入口受前机身及鸭翼的屏蔽作用,而且其新颖的“可调唇口整流罩”设计在满足流量匹配和改善进气道大迎角性能方面独具特色。“可调唇口整流罩”是实现EF2000战斗机“无

忧无虑”操作的一项关键技术,它使 EF2000 具有对突风抑制及持续机动性的能力。

F/A-18A/B 战斗机所采用的固定几何单级斜板外压式进气道,也设计了加钝的倒切下部唇口,使得飞机在高亚音速机动时的进气畸变最小<sup>[10-11]</sup>。F/A-18E/F“Caret”进气道有压缩斜板的顶端和内侧的进气道唇口前缘尖而薄,外侧和下端的唇口前缘椭圆形,这样可以分别保证平稳操纵和机动飞行过程中较小的进气畸变<sup>[12-13]</sup>。美国洛克希德·马丁公司最新研制的先进战术技术攻击机 JSF X-35 战斗机(Joint Strike Fighter)采用的全新设计概念的“无附面层隔道超音速进气道”(Diverterless Supersonic Inlet,简称 DSI)<sup>[14]</sup>最初设计的的进气口,除上下唇缘外,侧唇缘为双边的三角形,因而被称之为四唇缘进气口。随后,为了改进大迎角性能,对进气唇口进行了进一步的优化设计,将上唇缘前移,去掉了原侧唇缘的尖角,将三角形改成了斜直线形,因而原四唇缘进气口就成了三唇缘进气口。这样,就能更方便地按局部气流迎角调整进气道的安装位置。这些优化设计的结果改变了进气道性能,降低了流场随迎角变化的畸变。

3) 超音速气流在进气道内形成的激波与管道内附面层的相互干扰,易造成附面层分离,不仅会降低进气道总压恢复系数还会引起发动机进口的流场畸变。超音速战斗机进气道一般通过附面层抽吸装置来排除管道内附面层。F-15 战斗机进气道第二级和第三级斜板和侧板上均设计有附面层泄除缝,喉部的泄除缝同时还作为调节进气道与发动机流量匹配的放气系统<sup>[6]</sup>。F/A-18A/B 战斗机进气道也在斜板上布置有附面层泄除系统<sup>[10]</sup>。F/A-18E/F 战斗机进气道内附面层泄除系统更是设计精细,通过在正激波上游、正激波附近和正激波下游分别进行附面层吸除来控制超音速时激波与附面层的相互干扰。压缩面和外侧壁附面层吸除孔孔隙率为 24%,吸除的低能流分别排出到四个独立的容腔内,四个容腔中有两个位于顶端和内侧压缩斜板上,另两个位于外侧唇罩上<sup>[12]</sup>。

4) 靠近进气道进口段的机身附面层容易因进气道进口前压力上升脱落,从而被吸入进气道引起发动机进口的流场畸变。解决措施一般是安置附面层隔道以及进行仔细的机身与进气道一体化设计。

大多数先进战斗机通过在进气口与机身之间安置附面层隔道来避免进气道吸入机身附面层。例如 F-16 战斗机在进气道上唇口与机身之间留有一条垂直间隔为 80 mm 的附面层隔道,这个高度等于 F-16 飞机在最大飞行速度飞行时的机身附面层的厚度<sup>[7]</sup>; F/A-18A/B 战斗机进气道安装在机身两侧边条机翼“腋窝”位置,进气道与机身之间留有大约 5 英寸的隔道<sup>[10]</sup>; F/A-18E/F“Caret”进气道上唇口与机身之间留有大约 5 英寸的隔道以及与机翼边条之间留有大约 4 英寸的隔道<sup>[12]</sup>。在洛克希德·马丁公司的“无附面层隔道超音速进气道”(DSI 进气道)设计中,取消了大多数先进战斗机进气口与机身之间的附面层隔道,进气口与飞机前机身成为一体化设计,代替附面层隔道的是在进口前设计了一个三维曲面的鼓包。这个鼓包起到对来流的压缩作用,并产生一个把附面层气流推离进气道的压力分布。进气口的每个唇缘的唇罩都特别设计成峰谷外形,能让大部分附面层从谷后溢出。这种 DSI 进气道没有可动部件、因而不可调,没有附面层隔道,也没有泄除系统或旁路系统<sup>[14]</sup>。

另外,恰当合理的前机身与进气道的一体化设计也可减少吸入进气道内的机身附面层。F-15 战斗机通过一系列的进气道与前机身的流场检测试验,对最初设计的 F-15 飞机前机身进行了仔细地修改,采取了如增加底部拐角的半径、底部和侧面机身“减肥”、抬高机头、前机身最大宽度处提升到位于进气道之上等措施,从而防止进气道吸入从机身上脱落的低能流,改善进气道入口流场<sup>[6]</sup>。

5) 地面涡流以及侧风时从进气道侧板或其它突出物上分离的涡流吸入进气道引起发动机进口流场畸变。特别是对于出于隐身性能和安装的需要,进气道为双弯曲线或者 S 形形式时,问题更为突出。解决旋流问题合理而且实用的措施是装设导流栅。

较早的旋风(Tornado)战斗机进气道以及 F/A-18E/F“Caret”进气道外侧壁面上均安装有一涡流导流栅以减小由涡流引起的进气畸变<sup>[3,12]</sup>。

### 3 结论与启示

通过综合分析有关进气道一体化设计问题及先进战斗机进气装置设计特点我们可以得出一些有益的结论与启示:

1) 第三代战斗机进气道的布局,大多采用机身或边条机翼屏蔽布局形式,并对机身或边条外形进行仔细地设计,以对进气气流提供一定的预压缩和优良的大迎角流场品质。

2) 先进战斗机通过细致进气道唇口设计来改善其进口流场和大迎角性能,从而增强飞机的机动性。

3) 先进战斗机进气装置通过附面层隔道和复杂的附面层泄除系统对机身附面层以及压缩面附面层实施控制,对改善进气流场有良好的效果,但不利于结构减重。

4) 第三代战斗机进气道设计大多采用多级可调压缩斜板和多个由软件控制的旁路门,虽然能保证在各种飞行速度和迎角范围内为发动机提供最合适的空气流量,但机械系统十分复杂,不利于结构减重和可靠性的保证,将为新一代战斗机通过高度综合的前机身/进气道/发动机一体化设计以及发展全新概念进气道理念所摒弃。

5) 高机动性战斗机进气道的设计越来越突出地呈现重新回到几何不可调进气道型式的发展趋势,这是因为现代战斗机越来越突出强调跨音速机动性能,而不盲目追求高空高速性能,以满足结构减重等需要。但是,无论何种高机动性战斗机进气道,都无一例外地采用了诸多先进的前机身/进气道/发动机一体化设计技术以改善进气道大迎角性能,改善推进系统稳定性,提高飞机机动性。这些技术对于解决我国在研新机以及老机的改进改型面临的推进系统稳定性问题有重要的参考价值。

#### 参考文献:

- [ 1 ] 塞登 J,戈德史密斯 E L. 进气道空气动力学[M]. 骆长天. 沈阳: 航空航天工业部第六零一研究所, 1992.
- [ 2 ] 赵鹤书. 飞机进气道气动原理[M]. 北京: 国防工业出版社. 1989.
- [ 3 ] 刘大响. 航空发动机设计手册(第7册 进排气装置)[M]. 北京: 航空工业出版社. 2000.
- [ 4 ] 张学良. 歼击机进气道布局的发展[A]. 中国航空学会飞机总体设计专业第一届学术交流会议论文集[C]. 北京: 中国航空学会, 1991.
- [ 5 ] 张云阁. 世界飞机手册[M]. 北京: 航空工业出版社. 2000.
- [ 6 ] Sams H. F-15 Propulsion System Design and Development[R], AIAA paper No 75-1042. 1975.
- [ 7 ] Hawkins J E. YF-16 Inlet Design and Performance[R]. AIAA paper No 74-1062. 1974.
- [ 8 ] Dieter Welte. Experimental Analysis of a Pitot-Type Air Intake[J]. J Aircraft, 1986, 23(4): 18-19.
- [ 9 ] Hunter L C J, Hawkins J E. F-16 Variable Geometry Inlet Design and performance[R]. AIAA paper No 81-1394. 1981.
- [ 10 ] Amin N F, Hollweger D J. F/A-18A Inlet/Engine Compatibility Flight Test Results[R], AIAA paper No 81-1393. 1981.
- [ 11 ] Williams B R, Wendel C J. F/A-18A/F404 Propulsion System Integration[R], AIAA paper No 84-1330. 1984.
- [ 12 ] Hall G R, Hurwitz W M, Tiebens G S, Norby W P, Singhsinuk P, Wilt C E. Development of the F/A-18E/F Air Induction System[R], AIAA paper No 93-2152. 1993.
- [ 13 ] 金 绮. 面向 21 世纪的改进从“黄蜂”到“超黄蜂”(上)[J]. 国际航空, 1999, (4): 10-13.
- [ 14 ] 杨应凯, 李玉璞. JSF X-35 的一绝——无附面层隔道超音速进气道[J]. 国际航空, 2001, (8): 10-13.
- [ 15 ] 陶增元, 李 军, 程邦勤. 飞机推进系统关键技术——推力矢量技术[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2000, 1(2): 86-90.

(编辑: 姚树峰)

## Analysis of Integration Design of Inlet System Based on Consideration of Fighter's Stability

WANG Jin<sup>1</sup>, ZHAO Xiao-bin<sup>1</sup>, TAO Zeng-yuan<sup>2</sup>

(1. The 8th Air Force Research Institute, Beijing 100076; 2. The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an, Shaanxi 710038, China)

**Abstract:** This paper reviews the development of air induction system of supersonic fighter, expounds some integration design problems of inlet and mainly analyzes the integration design characteristics and excellent performance of the foreign advanced active fighter's air induction system on layout style, structure and the control of boundary layer. All the analysis is based on the consideration of engine's stability. Finally, to the developing or developed fighter of our country, some useful conclusions and inspirations to resolve the stability problems of propulsion system are proposed.

**Key words:** engine; stability; intake; air induction system; integration design