

论机动飞机机体/进气道一体化*

杨国才

(成都飞机设计研究所, 成都, 610041)

摘 要: 机动飞机/发动机一体化, 一直是多年来国际上研制高机动性战斗机中不容忽视的一项重大课题, 目的在于提高发动机包括进气道、尾喷管在内的推进系统的工作效率和稳定性。列举了国外的一些型号, 特别是有分叉进气道战斗机在研制中必须加以考虑的一体化问题, 并从设计原理的角度, 给出了一些旨在提高性能与安全性的可供选择的进气道构形。

主题词: 高机动性飞机, 飞机-发动机匹配, 进气道-发动机匹配, 一体化设计

分类号: V221.2

REVIEW OF AIRFRAME/INLET INTEGRATION OF MANEUVER FIGHTER AIRCRAFT

Yang Guocai

(Chengdu Aircraft Design and Research Inst., Chengdu, 610041)

Abstract: Aircraft airframe/engine integration has been always a major attention-getting subject in maneuver fighter aircraft development internationally for the years, aiming at improving the operating effectiveness and stability of propulsion system including inlet and nozzle. This paper lists the integration examples of some foreign fighter types, especially those of symmetrical twin-intake air induction systems, and gave the alternative inlet configuration with the intention of performance and safety improvements as viewed from fundamentals of fighter design.

Subject terms: Highly maneuverable aircraft, Airplane-engine matching, Inlet-engine matching, Integrated design

1 引 言

飞机/发动机一体化设计, 是新一代高性能机动飞机^[1]从初步设计开始就面临的一个重要技术问题。这里涉及飞机机体-发动机-进气道-尾喷管的匹配问题, 为提高对一体化设计的重要性认识, 以避免重犯国外型号设计研制初期的一些错误, 本文对国外一些现役机种和在研的典型机种的进气道布局作一综述与评价, 讨论机体/进气道一体化的有关问题。

2 机体/进气道一体化

机体/进气道一体化归根到底是机体与动力装置特性的匹配。飞机设计中, 如以嵌入式的机翼根部为进气道入口, 保证了机身附面层保持在进气道外面; 然而, 进气道亚声速导管损失和不良速度场分布效应的负面影响, 与单台发动机由分叉进气道供气, 在偏航时产生的流

* 收稿日期: 1998-04-24, 修回日期: 1998-08-23

量不对称分布的周期效应结合在一起,使发动机性能大受影响。这里的分叉进气道,在国外被称之为“双进口进气道”。通常,这种流量不对称的流动现象^[2],其最终结果是进气道总压恢复突然下降,使进入发动机的速度场分布显著恶化,影响进/发匹配;此外,如果气流在机身两侧管道之间振荡,就会引起压力快速变化而出现进气道音爆的噪声,并引起飞机振动。出现在其中的流动不稳定性,是飞机设计不能允许的。其解决的工程措施是,避免两侧进气管道的拐弯过急,并适度地延长共同管道的长度,使两股气流汇合后的静压力平衡功能保持到下游的压气机进口处。

没有预压缩作用的皮托式进气道,在大 Ma 数飞行的情况下,仅产生一道简单的正激波,造成很大的总压损失。但是,这个损失可由生成若干道较弱的斜激波(经过进口中心锥体或楔形板预压缩表面),而不是仅通过一道简单的强激波来减少。例如,皮托式进气道在 $Ma=2.0$ 的总压损失为 27%,当在进口内插入了一块简单(单级)楔形体的时候,可以减少到 9%(见图 1)。对于腹部进气道,完全可采用一体化设计,将楔板转化成前机身下表面凸出的一块斜坡^[3],从而简化了进气道的设计,降低了制造难度,减轻了总质量。该一体化设计缩比模型的侧视细节参见图 2。

进气道 9% 的压力损失将减小动力装置净推力约 15%,并增大燃油消耗率约 6%^[4]。虽然附加一块适当的楔形体要付出其复杂性、成本、质量和亚声速阻力为代价,但有了更多的倾斜压缩表面,总压损失可以更进一步降低,这一点,对于急需“增推减阻”的飞机设计或改进改型,显然有重大意义。

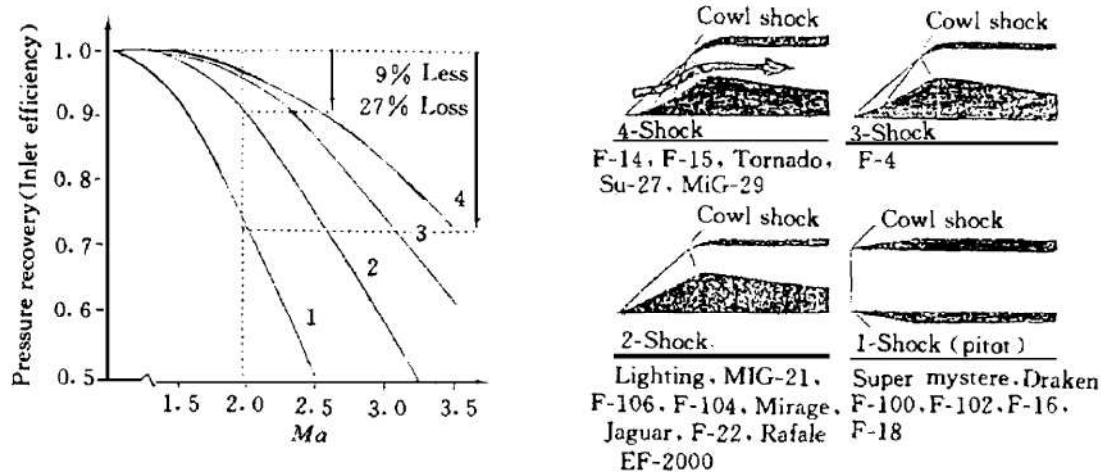


Fig. 1 Various types of inlet geometry and their ideal efficiencies, at each Mach number in terms of pressure recovery

近期的试验研究结果表明,对侧装或机身下面的腹部进气道,当前机身安装可转动的水平前翼(RHFP)时,一体化设计就与旋涡结构有关。当涡流系统侵入进气道时,可以产生流场品质恶化^[5]。正如试验报告表明的那样,RHFP 向上偏转,导致了气流分流区的扩展。对于腹部进气道布局而言,上述的情况产生了集中的强烈涡流,在进气道区域里流动,并带有一根纵向旋转轴线,参见图 3。涡流、分离流与激波的相互干扰,引起进气道出口压力场严重畸变,甚至有可能在带水平楔板腹部进气道的 S 形导管里生成旋流,因而也可能导致发动机喘振^[6],这是一个值得注意的流场匹配新问题。解决这一潜在问题的办法是,选择好进气道和 RHFP 的相互结构配置,精选 RHFP 的形状等。

同样值得一提的是, YF-16 腹部进气道的负攻角性能及稳定性都不好。当 $\alpha > -5^\circ$ 的负攻角飞行时, 进气道出口流场品质严重恶化, 会导致 F100-PW-100 发动机喘振^[7]。因此, 采用 F-16 式进气布局飞机总体气动设计, 从初步设计阶段起, 就应注意避免为增大对来流的预压缩作用而令前机身下表面过度下倾; 应该注意避免为抵消飞行攻角的增大令整个进气道入口唇罩纵轴过度预偏下倾。根据国外的工程经验, 相对于飞机水平基准面, 前机身下表面下倾不宜超过 3.5° ; 进气道唇罩纵轴预偏下倾不宜超过 1.5° 。

可见, 在飞机总体气动设计上应采取折衷设计, 以确保飞机在亚声速飞行时不致产生 $\alpha > -5^\circ$ 的过度负攻角效应, 同时又保证前机身下洗气流搓出的机身自由涡尾流不被吸入进气道。

3 可供选择的超声速进气道构形

目前可供选择的超声速进气道构形很多, 既有可调的也有固定几何的方案, 详见图 4。

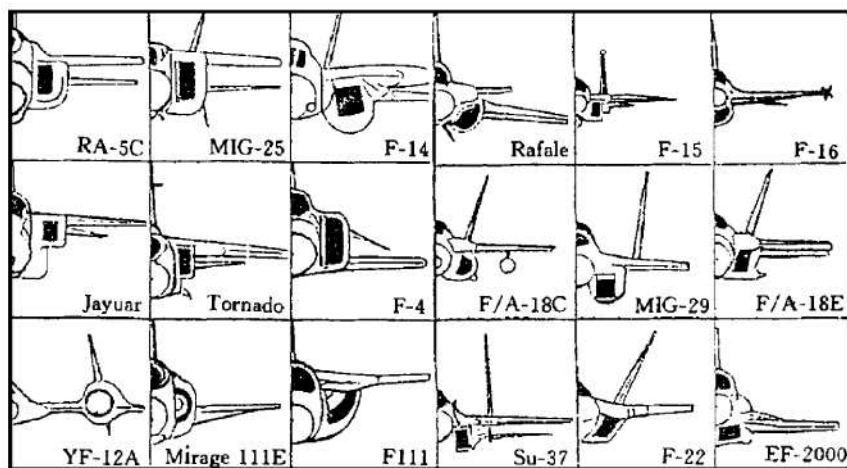


Fig. 4 Evolution of air inlets showing the wide variety of configurations adopted over the years

图 4 中的 F-16、“阵风”(Rafale) 战斗机都是采用固定几何皮托式进气道。F-16 腹部进气道入口受前机身与边条翼的遮蔽, Rafale 进气道入口则受机身两肋翼身融合体的遮蔽, 从而使得进气道出口流场品质的变化对大攻角及大侧滑角的改变不大敏感, 这对提高战斗机的机动性十分有利。F/A-18E/F 战斗机的两侧进气道也是固定几何的进气道, 但其最大特点是采

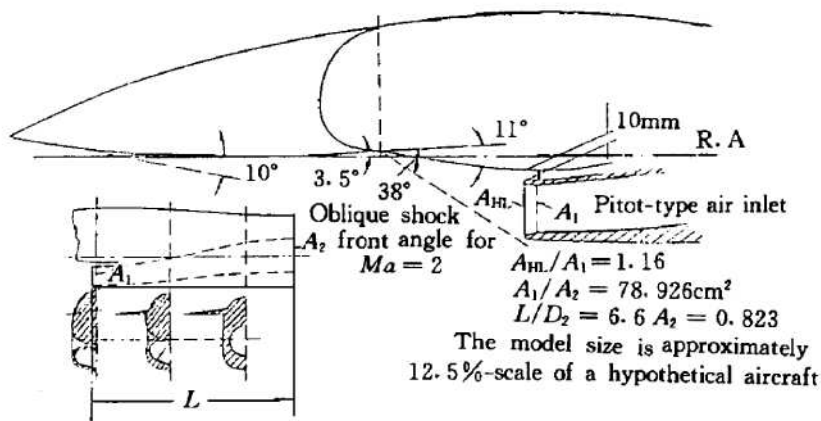


Fig. 2 EM-1 air inlet wind tunnel model, main dimensions

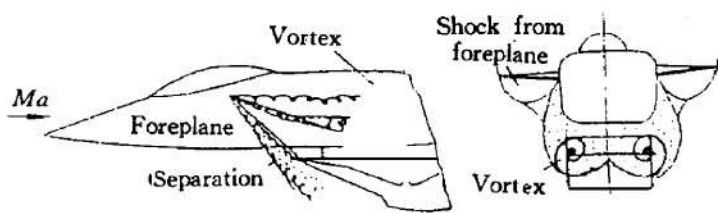


Fig. 3 Influence of foreplane on the flow in front of the ventral inlet

用了有双压缩斜板的 CARET 非常规设计。因而比常规设计的皮托式进气道有更高的总压恢复性能和对飞机隐身设计更为有利的大后掠构形，这在第四代战斗机的设计中将有广阔的应用前景。EF2000 战斗机的腹部进气道则是可调几何进气道，它的特点是采用了下唇口可调方案 (Varicowl)。当在大攻角和起降时，下唇口向下偏转，不但可改变进气口捕获面积，改善飞机起降性能，而且在大攻角下又抑制了唇口内侧的气流分离。当在高速飞行时，下唇口向上偏转，关小进气口以减小溢流阻力。当在 30°攻角下飞行时，避免进气道喘振与发动机停车。这咱方案的喉道位置始终保持不变，因而当进气道进口波系结构设计合理的时候，可以实现飞行员对战斗机动力装置的无忧无虑操作^[7]。可见，这是富有工程发展应用前景的一项新颖的腹部进气道方案。

贯穿超声速飞行范围，格斗飞机发动机的流量变化很大，进气道调节必须满足发动机全工作状态的空气流量需要。但是，无论这个要求如何，可调几何进气道捕获面积、喉道面积的变化大多取决于飞机的最大设计速度，而进气道的波系结构选择，一般也取决于最大飞行速度，参见表 1。除非需要满足 $Ma>1.6$ 的性能指标，否则可调几何构形就未必是可取的方案^[7]。

Table 1 Structural selection of shock systems for fighter aircraft (vs Fig. 1)

No.	Types	Max. flight speed (Ma) / (Altitude (H) /km)	Selection of shock systems
1	F-14	2.34/ ≈ 12 .	4-Shock
2	F-15	2.5/High altitude	
3	Tornado	2.2	
4	Su-27	2.8 ⁺ /High altitude	
5	MIG-29	2.2/High altitude	
6	F-4	2.27	3-Shock
7	Lightning	2.0/11	2-Shock
8	MIG-21	2.05~2.20/High altitude	
9	F-106	2.3/ $H=12$	
10	F-104	2.2/ $H=11$	
11	Mirage- III	2.2/ $H=12$	
12	Jaguar	1.5/ $H=11$	
13	F-22	2.0 ⁺ (Cruise $Ma1.5^{+}$)	
14	Rafale	2.0/High altitude	
15	EF2000	2.0/High altitude	
16	SuperMystere	1.0/11	1-Shock
17	Draken	2.0/11	
18	F-100	1.3/10	
19	F-102	1.25/12	
20	F-16	2.0/12	
21	F-18c	1.8 ⁺	

当代战斗机的一个设计新趋势是,采用足以确保机动飞机所需推重比的大推力发动机,以降低进气道设计要求。例如, F-16 采用固定的皮托式进气道,是得益于采用推力富余的发动机,因而使它可以忍受较大的进气道总压损失,并且能够让飞机冲刺到 $Ma=2$ 。然而,法国达索公司的“幻影”2000 战斗机,则是以小得多的安装推力而飞得更快 ($Ma=2.3^+$),这主要是得益于它有一可变几何的二波系进气道(参见图 1)。

然而,可变几何进气道由于要付出高的质量、复杂性和全寿命成本的代价。因此,设计方案的取舍,主要取决于在性能改善和付出代价之间的综合论证。例如,具有隐身特性(因此而代价昂贵)的洛克希德·马丁公司 F-22 飞机,虽然飞行速度为 $Ma=2.0^+$ 一级,但它采用的却是固定几何型式进气道,参见图 1, 4。

4 结 论

(1) 在高机动飞机的设计中,从一开始就应该考虑一体化问题,避免出现动力装置(含进气道)与机体(含附件)的不利干扰。决定设计方案取舍时,不仅要看计算数据,而且更要看试验验证的结果。

(2) 随着飞机机动性能的提高,在总体设计时,不能只孤立地考虑机体或发动机部件的自身设计问题,而必须从飞机的任务和设计要求的整体出发,综合考虑机体与动力装置相互干扰的气动、结构、质量、控制和其它相关问题,以求获得最小阻力与飞机/发动机性能的匹配与优化,这就是目前的飞机/发动机一体化的技术概念。

参 考 文 献

- 1 杨国才. 中俄机动飞机/发动机一体化技术研讨会综述. 航空工程, 1995 (2)
- 2 塞登 J, 戈德史密斯 E L. 进气道空气动力学. 航空航天工业部第 601 研究所, 1992.
- 3 杨国才. 创新的 F-16 式进气道/机身一体化设计方案. 航空工程, 1997 (3)
- 4 Fundamentals of fighter design (part 6-propulsion II). Air International, 1997. 1
- 5 Ivanyushkin A K. Aerodynamic problems of interference of the power plant inlet and supersonic aircraft airframe components. Central Aerohydrodynamic Institute Russia, 1994. 12
- 6 杨国才. 在流场匹配方面进气道反旋流措施的工程应用研究. 推进技术, 1994 (2)
- 7 杨国才. 可调几何腹部进气道设计研究与思考. 推进技术, 1998, 19 (1)