

战斗机的设计研制中都得到了应用。本文根据国外的研究资料,对 EF2000 及 F-16E 的可调几何进气道设计技术进行了分析,提出了参考意见。

## 2 设计研究

### 2.1 设计原则

第三代战斗机的基本性能是机动性,要能够有效地进行近距离格斗。其进气道的设计原则为:

- (1) 确保发动机在飞行包线内,即机动飞行的各种工作状态都能稳定工作的前提下,追求  $Ma=0.4\sim 1.6$  范围内(亚音速下直至  $30^\circ$ 角)总压恢复高,气流畸变、紊流及扰流小的出口流场品质;满足最大或冲刺速度可达  $Ma=2.0$  的要求;
- (2) 进气道在外流中的阻力小;
- (3) 结构简单,操作可靠,重量轻并成本低;
- (4) 技术风险最小。

### 2.2 设计的工程经验

为了满足以 F-16 多种战术任务要求,在原 F-16 保形固定几何正激波进气道(FGI)的成功设计基础上,改进成为一种更为精彩的保形 III<sub>B</sub> 可调斜板外压式三波系进气道;后称为 F-16E 进气道。其中,以进气道进口段构形的改变最为显著,参见图 1, 3。这种保形 III<sub>B</sub> 方案是从二元 → 保形 I → 保形 II → 保形 III 构形逐步演变的最终产物,其 S 弯亚音速导管走向与面积分布基本不变(见图 2)。

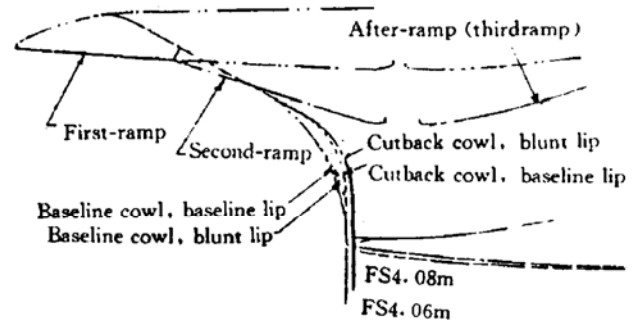


Fig. 1 Inlet cowl and lip variations

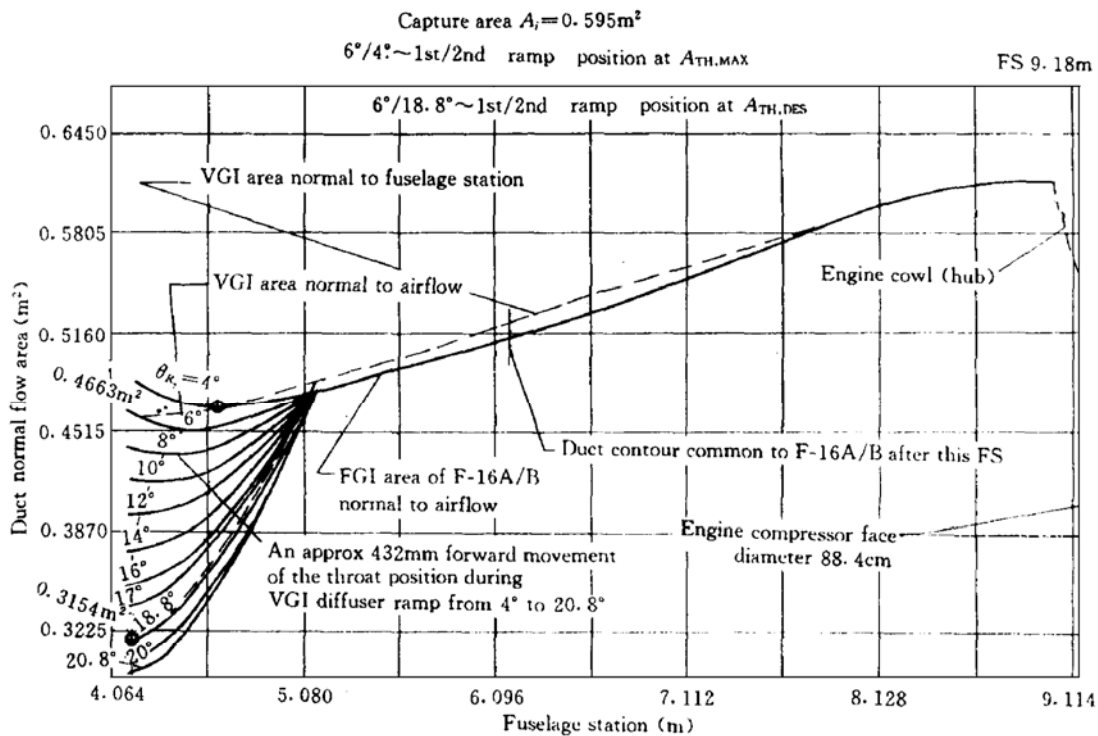


Fig. 2 F-16E inlet subsonic duct flow area distribution

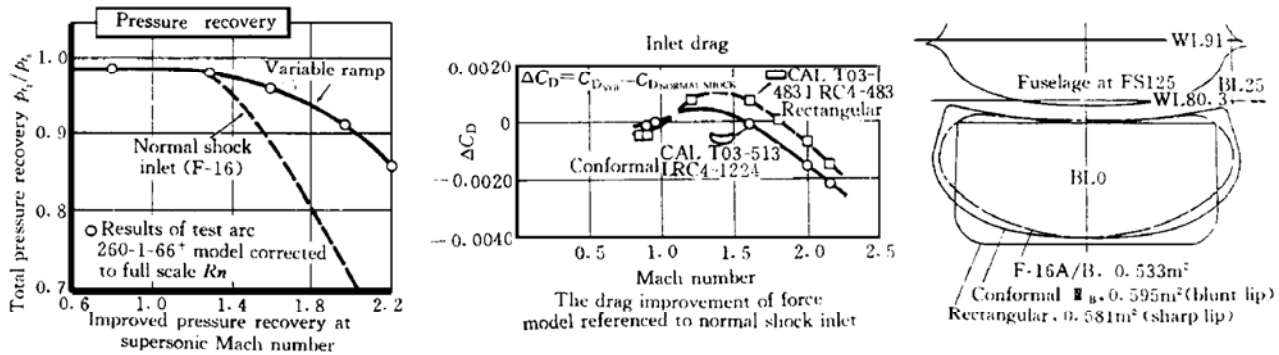


Fig. 3 Conformal VGI evolution for better integration

由于增强了飞机与进气道的一体化设计,使得飞机阻力和稳定性因放弃了早期采用的二元尖唇口进气口构形而得到了优化,达到了飞机增推减阻之目的。实际上,最终取得了等于或优于该设计目标的性能。例如,当飞行速度相当于  $Ma=2.0$  时,  $\sigma=0.91^+$ ; 当  $Ma=2.2$  时,  $\sigma=0.86$  (参见图 3)。该进气道设计特点如下:

(1) 唇罩侧壁倒切 (cutback) 截短,使附加的侧面溢流能滞后于末激波,有利于在小流量下侧滑时唇口转角处的横向溢流,又延迟了唇口内侧壁涡流的形成,从而增大了进气道亚临界稳定的有效范围,减小了唇罩前面正激波的向前进程<sup>[8]</sup>。

(2) 钝唇口结构,不仅减小在亚音速大攻角下唇口内流动分离的可能性及改善喉部压力分布,有利于气流均匀化,而且其唇罩两侧拐角附近加钝内侧唇缘半径,对防止较大侧滑下唇口两侧内壁的气流分离也有利;而钝唇口增大了有利的唇口吸力,可减小溢流阻力。

(3) 前机身附面层分隔板采用三元气动效应的特殊构形 (弧形板 260-1-66),改善部件外形的气动特性,如减阻、增大有效的斜板角和流动压缩效果,使  $\sigma$  值得以提高,第一级斜板角 ( $\theta_{R1}=6^\circ$ ) 设计,提供了令人满意的进气道操作稳定性。

(4) 斜板上附面层主要以喉道缝形式来吸除。吸除空气用量在  $Ma=0.8$  时大约为与其匹配发动机流量的 1%,而在  $Ma=2.2$  时大致增至 4% (实际最佳值是 4.3%),由此提供了令人满意的进气道性能和稳定性。

(5) 可调第二级斜板角  $\theta_{R2}$  的变动范围是  $4^\circ\sim 20.8^\circ$ ;它是作为发动机换算流量、飞行  $Ma$  数、攻角和侧滑角函数的最优化斜板角,来确定其调节规律的。由此,取得了良好的进气道与发动机匹配的效果。

以上 F-16E 腹部进气道的成功经验,在 1980 年完成了最终研究报告<sup>[5]</sup>之后,为世界各国类似气动布局的新型轻歼腹部进气道设计研制提供了经验。

### 3 思考

#### 3.1 F-16E 进气道存在缺陷

尽管 F-16E 进气道是当代战斗机腹部进气道设计的成功范例,但这项 15 年前的技术今天看来也有一些不足之处:

(1) 在设计马赫数  $Ma=2.2$  及名义巡航攻角  $\alpha=1^\circ$  下,该进气道入口平均的局部  $Ma$  数大约比自由流  $Ma=2.2$  高出 0.07;其原因是 F-16E 前机身设计在  $\alpha=1^\circ$  (或大约  $1^\circ$ ) 下,出现

了一种轻微的二次膨胀。这种流场的异常现象，将会使进气道口外波系结构向入口内产生不利的倾斜。

(2) 新发现在该第二斜板的调节过程中 ( $\theta_{R2} = 4^\circ \sim 18.8^\circ$ )，其喉道位置向前移动了约 432mm (参见图 2)。由于外压式进气道设计决定了末激波 (即正激波) 在进气道喉部产生，喉道位置前移即加大了喉缝处末激波的向前动程，有可能出现在亚临界工作状态时正/斜激波交连，产生滑流，并被吸入进气道。这正是在设计点上出现喘振现象却又一时找不到有效消喘措施的根由所在。

(3) 保形 III<sub>B</sub> 进气道一、二级斜板长度总和较长，在超音速下，受紊流附面层特性的影响很大<sup>[2]</sup>，而“零喉道吸除”，会影响进气道出口平面性能，使后斜板 (见图 1) 上出现流动分离。关闭喉缝又会导致流场品质恶化。附加复杂的附面层吸除系统，增加了可调进气道构形的设计难度。

(4) 与 YF-16 进气道在小流量下的稳定性较差的情况类似，F-16A 前机身配装保形 III<sub>B</sub> 进气道之后，在  $Ma \geq 1.6$  的小流量稳定范围仍然逐步减小，且最小稳定范围出现在最大  $Ma$  ( $Ma = 2.0 \sim 2.2$ ) 上。在  $Ma = 2.2$ ， $\alpha = +1^\circ$ ， $\beta = 5^\circ$  时其不利效应是导致 F100 (3) 发动机的失速裕度减小到零<sup>[5]</sup>。此外，该进气道最大的性能降低也出现在侧滑与小的、负的攻角组合状态，尤其在  $Ma = 2.0$  和  $Ma = 2.2$  时最为显著。一种亚临界稳定性范围的减小，则发生在  $Ma = 1.6$  到  $Ma = 2.2$  区间内， $\alpha = -2^\circ$ ， $+1^\circ$  工况；只是在大攻角 ( $\alpha \geq 30^\circ$ ) 下，这种侧滑角的效应才是小的。

### 3.2 新颖的腹部进气道方案

英、德、意和西班牙四国合作研制的第四代欧洲战斗机 EF2000 进气道方案，见图 4，它采用了与 F-16E 进气道设计风格不同的外压式可调几何构形：进口段为简单的准二维保形“笑口”式形状，带有一块近似水平的楔形体固定斜板，进气道入口受前机身及鸭翼的遮蔽，此布局正好适应于大攻角飞行条件下有好的性能要求。简单的进口外双波系结构，在亚音速和跨、超音速范围内，压力恢复高，溢流阻力低。

其它优点，包括一个常规的机身附面层隔道，斜板附面层吸除孔和前缘后掠的垂直的气流分隔片。此分隔片把入口并列左右双发进气道导管之间气流的相互影响减至最小；一个可随发动机换算流量、飞行  $Ma$  和攻角变化而改变偏转角度的下唇部，构成了“可调 (唇口) 整流罩” (Varicow1)；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。在高速飞行时它向上偏转，关小进气口以减小溢流阻力，在  $30^\circ$  攻角下飞行时，避免进气道喘振与发动机停车。下唇口偏转的进气道调节不会影响喉道的本来位置，比 F-16 式可调斜板进气道稳定得多。另一方面，下唇口偏转导致唇缘略有后退，也起到了整流罩倒切术那样的功效，既增大了进气道亚临界稳定的有效范围、改善对横向流动的适应能力，又防止了对侧滑角敏感。因此，这是实现 EF2000 飞机“无忧无虑”操作的一项关键技术，它使战斗机具有对突风抑制及高持续机动性的能力。当然，该进气道构形对飞机的隐身设计也有利。



Fig. 4 The “grinning” ventral inlet of fighter EF2000

一种技术风险低抗扰动能力高的腹部进气道与机体及发动机的一体化设计是：前机身带有边条为进气道入口提供更好的遮蔽；动力装置则选择大推重比高性能发动机，且其风险扇进口带有可调导叶（IGV）——后缘全程、无级可调，以增大抗进气畸变的能力；而进气道进口段则无一例外地采用了适合于自身飞机总体气动外形的保形设计，及具有旋流控制的亚音速扩压器，以努力减小出口气流畸变。

## 4 结 论

(1) F-16A 前机身与保形Ⅲ<sub>B</sub> 钝唇口进气道组合方案，性能高，在正常操作下没有进/发相容性问题。但是，要实现在 F-16E 飞行包线内的无忧无虑操纵，保形Ⅲ<sub>B</sub> 进气道与 F-16A 机体一体化设计，在降低构形的侧滑角效应上还有改进设计的必要。

(2) EF2000 与 F-16E 进气道方案的设计风格不同，在改变喉道面积以实现进/发流量匹配，使进气道工作于临界状态上各有千秋；但 EF2000 可调下唇口方案，避免了 F-16E 可调斜板方案在调节过程中出现的喉道位置前移的不稳定隐患。EF2000 进气道方案，除了性能高，工作更加稳定外，其气动、结构设计都较为简单，特别是在采用进口并无 IGV 的 RB-199 及 EJ2000 发动机为动力装置的情况下，实现了战斗机的“无忧无虑”操纵。

(3) 现代的军用发动机几乎对旋流扰动都有不同程度的敏感，进口不带有导叶（IGV）的发动机尤甚<sup>[3]</sup>。由于常规短 S 弯腹部二元进气道旋流的产生对侧滑角的变化很敏感<sup>[9]</sup>，建议采取如旋风（Tornado）飞机进气道那样的反旋流措施——进气道整流栅栏，这对于入口附面层难以吸除干净的进气道尤其必要。这对改善流场品质及解决进/发匹配是有利的<sup>[3]</sup>。

(4) 带 F-16A 前机身的保形Ⅲ<sub>B</sub> 进气道，在设计  $Ma$  数及名义巡航攻角下，其入口平面平均的局部  $Ma$  数约比设计  $Ma$  数高出 0.07，与新发现的调板过程中 ( $\theta_{R2}=4^\circ\sim 18.8^\circ$ ) 喉道位置向前移动 432mm 的双向叠加效应，是该进气道在设计点下工作不稳定的主因。揭示这个喘振的症结，对研究为解决沿用 F-16A 前机身与 F-16 式可调斜板进气道组合，在设计研试中遇到的喘振“新问题”，有重大的工程实用价值。采用稍微增大  $\theta_{R2}$  角度的技术措施，如把设计值的  $\theta_{R2}$  从  $18.8^\circ$  增大到  $20^\circ$ ，可以达到消喘增稳之目的。若溢流量所要求的  $\theta_{R2}$  角超过此值，则不再加大  $\theta_{R2}$  角，而另靠开启放气门措施来解决。

## 参 考 文 献

- 1 塞登 J, 戈德史密斯 E L 著. 骆长天译. 进气道空气动力学. 航空航天工业部第六〇一研究所, 1992.
- 2 Hall G R, Hurwitz W M, Tiebens G S, et al. Development of the F/A-18E/F air induction system. AIAA 93-2152
- 3 Aulehla F. Intake swirl—a major disturbance parameter in engine/intake compatibility, ICAS, 1982.
- 4 Europe's 21st century fighter eurofighter 2000. AIR International, 1996.
- 5 Haikins J E. Experimental investigation of a 0.15-scal model of a conformal variable-ramp inlet for the F-16 airplane. NASA CR-159640, 1980.
- 6 Hunter L G Jr, Hawkins J E. F-16 variable geometry inlet design and performance. AIAA 81-1394
- 7 Hawkins J E. YF-16 inlet design and performance. AIAA 74-1062
- 8 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)
- 9 杨国才. S 弯进气道旋流研究. 推进技术, 1992(1)

# 燃烧室壁冲击冷却换热的 实验研究\*

高 潮 褚孝荣 王宝官

(南京航空航天大学动力工程系, 南京, 210016)

**摘 要:** 对9种不同几何尺寸的冲击孔板及其换热靶板, 在冷流压力损失控制在10%以下时, 测量其换热的平均努氏数, 并依据结果分析冲击换热的影响和影响程度, 最后采用多元线性回归法, 将结果数据整理成换热的准则关系式。实验结果表明: (1) 冲击换热的平均努氏数  $Nu_d$  随冲击孔的雷诺数  $Re_d$  的增加呈上升趋势, (2) 冲击换热的平均努氏数  $Nu_d$  在冲击间距  $Z_n = 0.8\text{mm} \sim 4.8\text{mm}$  内, 随  $X_n/d$  的增加呈下降趋势, (3) 冲击间距  $Z_n = 0.8\text{mm} \sim 4.8\text{mm}$  内, 冲击换热随冲击间距与冲击孔孔径之比  $Z_n/d$  增加而微弱上升, (4) 在实验范围内冲击换热的平均努氏数可用下式表示:  $Nu_d = 0.281 (Z_n/d)^{0.071} (X_n/d)^{-1.29} Re_d^{0.76}$ , 式中  $1500 \leq Re_d \leq 10000$ ,  $6.25 \leq X_n/d \leq 8.33$ ,  $0.53 \leq Z_n/d \leq 3.00$ 。

**主题词:** 燃烧室, 空气冷却, 热传导试验

**分类号:** V231.13, V233.93

## THE EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF IMPINGING COOLING IN THE COMBUSTION CHAMBER

Gao Chao Chu Xiaorong Wang Baoguan

(Dept. of Power Engineering, Nanjing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, 210016)

**Abstract:** The experimental study of heat transfer by a multiple square array of round air jets impinging perpendicular to a flat plate is presented. The aim of the study is to simulate a combustor wall cooling construction for future advanced jet engine. In the procedure of the investigations, nine different impingement plates and seven relevant target plates were studied. The average Nusselt numbers were measured with nine different Reynold's number and six different impinging gaps. The influence of the hole's Reynold numbers and the geometry of impingement plates on the impinging heat transfer were analysed. The multivariate linear regression method was used in data processing, and a general correlation was obtained.

**Subject terms:** Combustion chamber, Air cooling, Heat transfer test

### 1 实验原理和装置

换热模型如图1, 由能量守恒原理可知, 冷流(空气)与靶板之间的换热量应与加热量(加热电功率扣除散热损失, 实验发现总的散热损失不到5%)相平衡, 即:

$$Q = IU - Q_{\text{loss}} \quad (1)$$

\* 收稿日期: 1997-05-10, 修回日期: 1997-08-30