

# 在进气道与发动机相容性 方面反旋流措施的工程应用研究\*

杨 国 才

(华西机械自动化研究所, 成都, 610041)

**摘 要:** 进气道旋流 (Intake swirl) 是进气道与发动机相容性的一个重大扰动参数。从飞机总体布局、发动机设计方面入手, 研究了现存飞机对旋流的防止和反抗措施。新发现: 低压压气机前面级静子叶片采取“端弯”技术措施, 对提高发动机抗旋流扰动能力, 降低对旋流扰动的敏感度十分有利, 看好其工程应用前景。

**主题词:** 航空发动机, 进气道, 旋流, 抑制, 进气道-发动机匹配

**分类号:** V211.4, V231.3

## A CRITERION FOR VALIDATION OF ENGINE/S-DUCT-INLET COMPATIBILITY

Yang Guocai

(West China Inst. of Mechanical Automation, Chengdu, 610041)

**Abstract:** Intake swirl is an essential disturbing parameter related to the compatibility between intake and engine. Anti-Swirl protection measures are researched for existent airplanes proceeding from airplane configuration and engine design. It is discovered now that top-bent stator blades in front stage of low-pressure compressor are valuable to enhance the anti-swirl ability of engine and to reduce the sensibility to swirl disturbance, which would be applied in aeronautical engineering.

**Subject terms:** Aircraft engine, Inlet, Swirl, Suppressin, Inlet-Engine matching

## 1 引 言

世界上现存格斗飞机超音进气道出口基本上都产生旋流, 且带非遮蔽的有 S 弯扩散段的常规进气道更是无一幸免。所有现代的军用发动机几乎对旋流扰动都有不同程度的敏感, 且进口不带导向叶片的发动机尤为敏感。旋流是进/发相容性的一个重大扰动参数, 于是出现了所谓的“S 弯进气道旋流问题”。

\* 本文 1994 年 9 月 29 日收到

解决旋流对进气道与发动机匹配的不利影响,目前有三个主要技术途径,即在进气道设计方面,致力于防旋抑旋及消除旋流引起的流场畸变;在发动机设计方面,提高抗旋流扰动能力,降低对旋流扰动的敏感程度;在飞机总体布局方面,统筹考虑进气道的气动设计,使进气道入口流动条件更好些。

本文仅仅从飞机总体布局、发动机设计两个方面来研究反旋流措施;而有关进气道设计问题作者已另有专文讨论<sup>[1]</sup>。

## 2 飞机总体布局

实验研究结果表明:两侧进气布局的常规S弯进气道旋流,对外流条件(自由来流马赫数 $M_\infty$ ,飞行迎角 $\alpha$ )的变化是敏感的,对飞行侧滑角 $\beta$ 变化不敏感;腹部进气布局的常规S弯进气道旋流对外部流动条件( $M_\infty, \beta$ )变化是敏感的<sup>[2]</sup>,对 $\alpha$ 的正增长变化则不敏感。(对 $\alpha$ 的负增长变化是敏感的,但这是不好的)<sup>[3]</sup>。

1) 进气道的位置选择,通常由当地的气流品质决定。一般均不应把进气道置于分离流或涡流的范围内,并且应尽量不造成进气道产生S形弯曲度;还应该采用进气道与机身一体化设计技术,尽可能为进气道入口提供遮蔽,使入口处的气流更加均匀、稳定。

号称“三代半”欧洲战斗机(EFA)是一个好的例子。(参见图1)。EFA采用并列双发进气布局,“笑口”式腹部进气道,它受前机身及鸭翼的遮蔽,简单的准二元外压式固定斜板(带有附面层吸除孔)二波系进气道相当平直,回避了S弯进气道旋流问题。进气道进口唇罩及机身附面板(即为“斜板前缘”)采用了弯曲的构型。

法国“阵风”(Rafale)战斗机也采用双发进气局。但两台发动机有效分开,对避免相互干扰更为有利。完善的机身设计(参见图2),独特的“V”形前机身,可以尽可能地保持气流流动对凹曲机身表面的平行与均匀。这种新颖的半腹式进气道,可完全受此前机身的遮蔽,并且卵圆形进气口有利于唇罩处的绕流流动,从而避免了以往常规的二元腹部进气道对侧滑角的敏感。因此,它既满足了飞机的隐身设计要求,又满足了对大迎角或大侧滑角飞行状态的适应性要求。而它的平直的长扩压器,不仅回避了S弯进气道旋流问题,而且还起到了减少进气道出口平面流场畸变的作用。高位前翼消除了对进气道流场的干扰<sup>[4]</sup>。

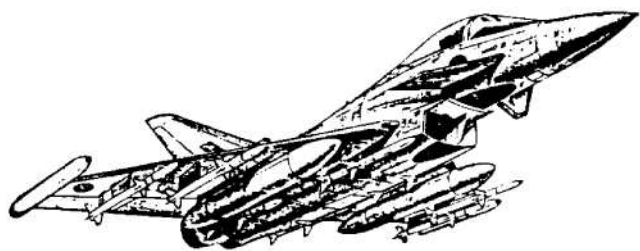


Fig. 1 European fighter aircraft (EFA)  
and its “grinning” belly inlet

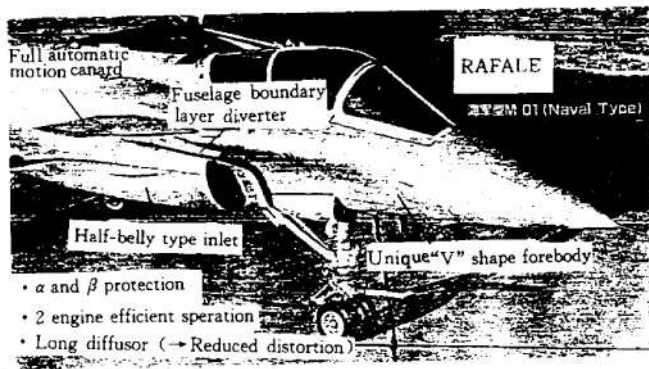


Fig. 2 “Rafale” fighter aircraft and  
its the half-belly type inlet

前苏联重型远程制空战斗机SU-27的双发进气布局,使进气道分别“附着”在两侧机翼翼根处的下方,进气道入口位于翼身融合体的前下方一块扁平宽广区而受到了遮蔽作用(参

见图 3)。从而使入口处的气流即使在大迎角和大侧滑角工况下, 仍然可以保持稳定, 保证 SU-27 飞机达到了当代战斗机前所未有的高度机动性(如迎角高达  $110^\circ \sim 120^\circ$  的著名的“眼镜蛇机动”)。SU-27 在总体布局上还把前机身加长, 以保证进气道入口位置较佳, 来达到预期的目标。它采用的二元带可调斜板四波系进气道, 短而直, 不仅使它避开了 S 弯进气道旋流问题, 而且使进气道在高速飞行时有较高的进气效率。

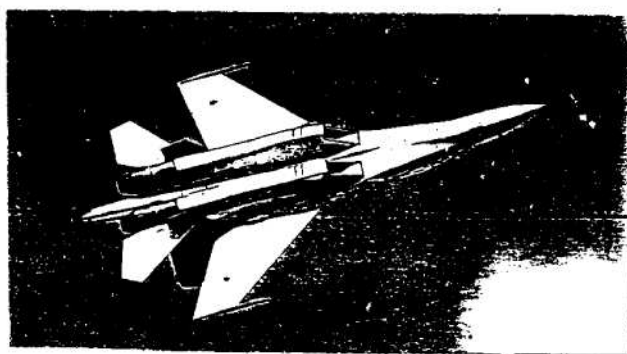


Fig. 3 SU-27 fighter aircraft and its the inlet

(2)带遮蔽的 S 弯进气道对适应大攻角, 对隐身设计都有好处。成功的典型例子是美国 F-16 轻型战斗机, 采用单发腹部进气布局, S 弯皮托式进气道。腹部进气道旋流的生成, 对侧滑角的变化很敏感。

F-16 没有出现因旋流造成的进气道与发动机不匹配问题, 主要应归功于采用了与机身一体而仔细设计的保形 (Conformal) 进气道。它巧妙地利用前机身与机身边条翼的强大整流与预压缩气流作用, 减少了进气道入口的有效迎角, 降低了进气道出口旋流强度。风洞试验结果表明: 在  $M=0.90 \sim 1.20$  时, 如飞机迎角  $\alpha=25^\circ$ , 进气道入口当地的进气流向角只有  $15^\circ$ ; 在  $M=1.6$  时, 如  $\alpha=25^\circ$ , 入口当地的进气流向角只有  $12^\circ$ 。实验表明, 这种中等而偏小的迎角不大容易造成进气道内气流分离。进气道入口唇口罩钝圆的两侧, 对侧滑绕流之顺畅有利。因此, 它对适应超音速下  $\beta=\pm 2^\circ$ , 对适应亚音速下  $\beta=\pm 20^\circ$ , 只有较轻的侧滑问题, 即它只可能有较轻微的进气道旋流问题, 不致影响发动机与进气道的匹配工作。F-16 选用了进口带有 21 片可调的导向叶片的高性能 F100-PW-100 加力涡扇发动机, 进气导向器对旋流的矫正“导直”作用, 以及该发动机本身有较大的失速裕度, 有很强的抗畸变能力, 使发动机对旋流扰动不致敏感。

德国 MBB 公司的低速风洞试验结果表明: 在两侧进气布局飞机上, 采用鸭翼 (Canard) 遮蔽进气道, 如设计得当, 也有可能有效地减弱整涡强度, 使之成为对进气道与发动机匹配工作影响不大的对涡旋流 (参见图 4)。鸭翼产生的反向单涡被吸入进气道, 抵消掉隐藏在进气道出口平面的单涡旋流, 使之减弱为综合强度很弱的对涡旋流。

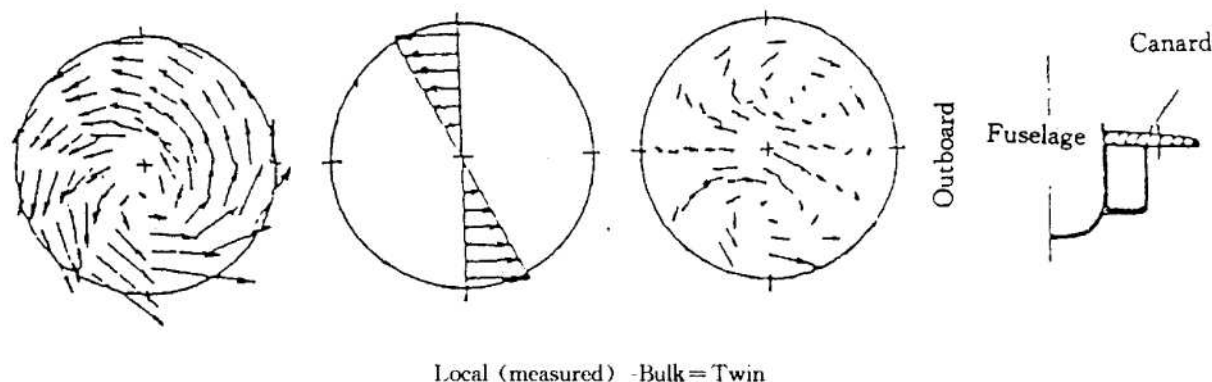


Fig. 4 Swirl components in canard shielded, side-mounted inlet, Incidence  $= 70^\circ$

(Information from: ICAS-82-4.8.1)

### 3 发动机方面

在发动机主动抗旋流扰动方面, 可调风扇进气导向叶片和压气机静子“端弯叶片”技术对减小下游转子叶片进气攻角  $i$ , 防止气流失速分离, 是比较方便与有效的。

(1) 现代军用的高性能发动机, 大多采用进口导向叶片 (IGV) 来提高发动机抗旋能力。因为该措施的采用不会影响到原核心机的设计。发动机进口导向叶片的使用情况参见表 1<sup>[5]</sup>。

Table 1 Inlet guide vanes (IGV) on modern military high performance engines

| Engine type              | Engine manufacture | Installed in aircraft | IGV | Remarks                                                                           |
|--------------------------|--------------------|-----------------------|-----|-----------------------------------------------------------------------------------|
| RB. 199                  | TU                 | Tornado               | No  | Bypass ratio $\approx 1.11$                                                       |
| M53                      | SNECMA             | Mirage 2000/4000      | No  |                                                                                   |
| P-31 $\Phi$ (R-266)      | TUMANSKY           | MIG-25/-MIG-31        | Yes | Single spool turbojet engine, 30IGV, fixed, axisymmetric                          |
| TF30-P-412               | P+W                | F-14                  | Yes | IGV, fixed                                                                        |
| F100                     | P+W                | F-15/F-16             | Yes | 21IGV, variable                                                                   |
| F401                     | P+W                | V/STOL                | Yes | 21IGV, variable                                                                   |
| F101                     | GE                 | B-1                   | Yes | 20IGV, variable                                                                   |
| F404                     | GE                 | F-18                  | Yes | IGV, variable                                                                     |
| TF41                     | Allison/R. R       | A-7                   | Yes | Spey-derivative                                                                   |
| TF30-P-3                 | P+W                | F-111A                | Yes | The production type, go into service in Oct. 1967                                 |
| AL-31 $\Phi$<br>(AL-31F) | LUYLKA             | SU-27                 | Yes | Turbofan engine, Bypass ratio = 0.6, 23IGV, variable, “End-Bend airfoil-blade” no |

尽管 F-111A 战斗轰炸机原型机的发动机进口也有 IGV, 但其三元外压式带四分之一圆形调节锥进气道与发动机的相容性仍然出现了始料未及的严重问题, 如多次发生发动机加力室熄火和进气道节流引起的发动机喘振等等。可见, 在新机研制中, 单是选用了有 IGV 的高性能发动机, 也不一定能保证其推进系统相容性不出问题。必须进行进气道与发动机的一系列的地面匹配联试, 在安全检查试验通过后, 方可放飞, 以防患未然。

(2) 静子“端弯叶片”, 是 80 年代国际上在高压压气机短静子叶片上采用的一项新技术。它对解决发生在高空小表速区, 主要来自高压压气机, 首先在叶根叶尖端壁区发生旋转失速的喘振十分有效。其中, 喘振裕度提高幅度为 8% 左右。

因此, 对于新发动机设计, 现已把静子端弯叶片技术当作增加喘振裕度、提高效率以及



大幅度提高发动机性能的重要措施和手段<sup>[6]</sup>。根据端弯叶片工作原理(图5)。改变出口气流方向,减少下游五、六级转子叶片叶尖叶根攻角,从而沿全叶高获得较合适的攻角、进而延迟气流失速分离,达到增加喘振裕度提高效率的目的。

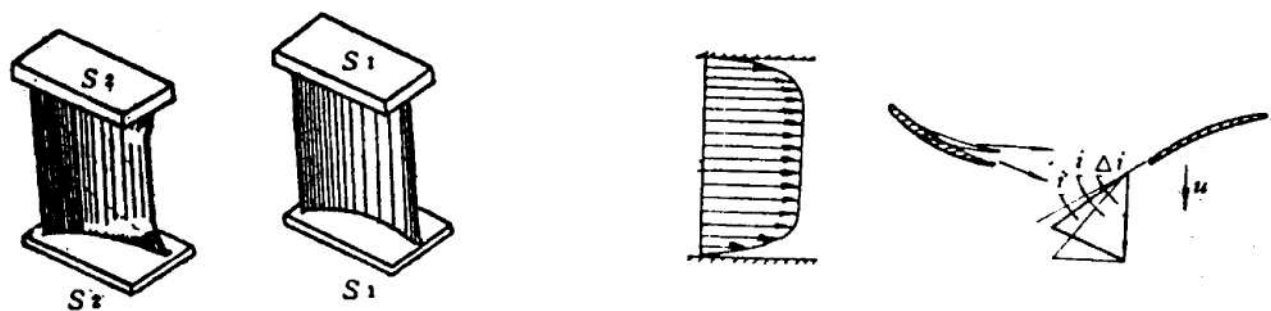


Fig. 5 The principle of end-bend airfoil blade

如在低压压气机前面级静子长叶片上采用端弯技术,不仅将有益于压气机的增稳,而且将对改善低压压气机叶片根部流动品质,对抵消由进口旋流反预旋( $-Cu$ )造成的风扇转子或核心机进口叶片进气攻角 $i$ 的增长,延迟及避免叶片通道气流失速分离,同样也是行之有效的,因而可以大大地提高发动机抵抗旋流扰动能力。这一认识在发动机制造中得到了验证:在某型低压压气机的1~3级静子叶片上,采取“在叶片尖、根部,后缘减弯和前缘增弯;在叶片中部位后缘略有增弯”的端弯结构技术措施之后,其压气机喘振裕度的增加( $\Delta\eta_k^*$ ),也是有效的。

虽然,对增稳收益并不多,而对效率增加较为有利。但是,由于该措施对抵消发动机进口叶片进气攻角 $i$ 的增长有直接“矫正”气流方向的功效,因而对发动机的主动抵抗反向旋流扰动能力的提高也很有利。

## 4 结 论

进气道与发动机流场匹配,归根到底是进气道出口平面流场品质必须迎合发动机压气机进口流场品质需求的问题。就反进气道旋流扰动而言,要满足进气道与发动机匹配要求,主要应在进气道的防旋抑旋措施上下功夫。综上所述有:

(1) 应尽量采用机身/进气道一体化设计技术,在总体气动布局上尽可能为进气道入口提供遮蔽,提供较佳的入口位置,提供稳定、均匀的气流;尽可能回避类似于S弯管道的布局而采用直通式进气道。但是带遮蔽S弯进气道对适应大攻角、对隐身设计都有好处,是应该肯定的。

(2) 应尽量选用进口带有导向叶片的高性能发动机,以提高压气机的抗旋能力和降低对旋流扰动的敏感性。端弯叶片技术既可增加压气机喘振裕度又可增强抗旋能力,但会增加压气机叶片设计难度,故在低压压气机静子长叶片上使用“端弯”新技术应慎重从事。

(3) 就搞好进气道与发动机流场匹配而言,管道内带有整流栅栏(Intake fences)的非常规S弯管超音速进气道与不带进口导向叶片的高性能发动机的组合,是一种较为明智的选择。选用带有IGV的发动机为动力装置则更好。

## 参 考 文 献

- [1] 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)
- [2] Stocks C P, Bissinger N C. The Design and Development of the Tornado Engine Air Intake. AGARD-CP-301-10, 1981. 5
- [3] 杨国才等. S弯进气道旋流研究. 推进技术, 1992 (1)
- [4] Leynaert J. (ONERA) Fundamentals of Fighter Aircraft Design, Engine Intake and Afterbody. T: P: N°, 1986
- [5] Aulehla F. Intake Swirl-A Major Disturbance Parameter in Engine/Intake Compatibility. ICAS-4. 8. 1, 1982. 1
- [6] 蔡运金等. 应用端弯叶片增加压气机喘振裕度. 航空动力学学报, 1988, 3 (3)

---

## 本刊重要通知

根据《中华人民共和国著作权法》的有关规定, 本刊就下述三个问题与作者特作如下约定:

(1) 鉴于本刊的人力和稿件的送审周期, 本刊与作者约定: 论文作者向本刊投稿的, 自稿件发出之日起三个月未收到本刊通知决定刊登的, 可函告或电告本刊编辑部查询, 如本刊编辑部没有明确答复, 可以将同一稿件向其他刊物投稿。

(2) 为进一步提高刊物质量, 缩短论文发表迟滞率, 增大信息密度, 本刊除可以对论文作文字性修改、删节外, 还与作者约定: 为提高论文的立论起点, 本刊将删除众所周知的内容、重复的内容和所引早期研究成果或离题较远的内容, 并按出版要求可能对论文结构作适当调整。凡无特殊申明者即视许可。

(3) 考虑到本刊在国内外的影响, 同时为了提高我国科技文献的国际化水平, 本刊与作者约定: 接受作者授权, 准许《EI》、《CA》、《IAA》及《CSTA》、《CAMA》等国内外权威性文摘刊物无偿摘录本刊发表的论文, 并允许无偿收入有关文摘型文献数据库, 除作者不许可申明外。

**《推进技术》编辑部**