

# 飞机/发动机推进系统反推力装置

靳宝林 邢伟红 刘殿春

(沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

**摘要:**介绍了飞机/发动机推进系统反推力装置的作用与工作原理和技术要求,以及国内外反推力装置的发展和分类,并讨论了其选型关键技术。

**关键词:**反推力装置 飞机/发动机 推进系统 短舱

## Thrust Reversers of Aircraft/engine Propulsion System

Jin Baolin Xing Weihong Liu Dianchun

(Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 110015, China)

**Abstract:** The fundamental of thrust reversers is introduced. The technological progress is described. The crux technologies are discussed.

**Key words:** thrust reverser; aircraft/engine; propulsion system; nacelle

### 1 引言

飞机速度的提高和机翼载荷的增加必然使飞机起飞和着陆滑跑距离增加,飞机缩短着陆滑跑距离以及作必要的机动飞行动作时常需要一些专用的减速装置。常用的减速方法有轮机制动减速、减速伞减速、着陆阻拦钩(即钢索或尼龙网缓冲)减速、襟翼控制减速和反推力减速。其中,反推力装置在军、民用飞机上应用得最为广泛。

### 2 反推力装置的优势

反推力装置,在军用方面,不仅能缩短飞机着陆滑跑距离,而且能大大提高飞机的作战效能;在民用方面,对运输机,尤其是超声速运输机以及民航建设更具有较高的经济价值和实用价值。自从采用反推力装置以来,飞机着陆滑跑距离已由 3000m 缩短到 450m 以内。因而,反推力装置已被公认是现代和未来高性能运输飞机必不可少的常设装置。

图 1 和图 2 示出了缩短飞机着陆滑跑距离的几种方法以及减速的效果对比。从图 1 和图 2 中可以

看出,反推力装置对缩短起飞/着陆滑跑距离很有效,不但能保持减速效率直至使速度为零(飞机停止前进),而且制动效果不会因跑道潮湿或地面履冰而受到影响。这种装置不必像减速伞那样需要重新包装,不要求机场设置专用设备,不受着陆面积(小停机坪或舰船甲板等场地)的制约,应急效果好,而且比其他几种减速方式平稳可靠,所以,被许多军用运输机和大型客机采用。

### 3 反推力装置的工作原理和技术要求

#### 3.1 工作原理

反推力是指飞机/发动机借助于一些方法或装置,通过改变喷气流方向,使作用在发动机上的力沿着与正常前进推力相反的方向产生推力分量。

图 3 是以叶栅式反推力装置为典型示例的涡扇发动机工作原理示意图。当发动机按反推力工作模式工作时,阻流门挡住涵道流路,使向后排出的气流折入导流叶栅中,并沿导流叶栅所偏转的方位向前(与正常前进推力的方向相反)排出,进而达到减速或反推的目的。

收稿日期: 2003-08-27

第一作者简介:靳宝林(1945—),高级工程师 1975 年毕业于中国科学技术大学,主林从事航空发动机情报研究工作,曾多次获部级、省级、市级科技进步和情报成果奖。

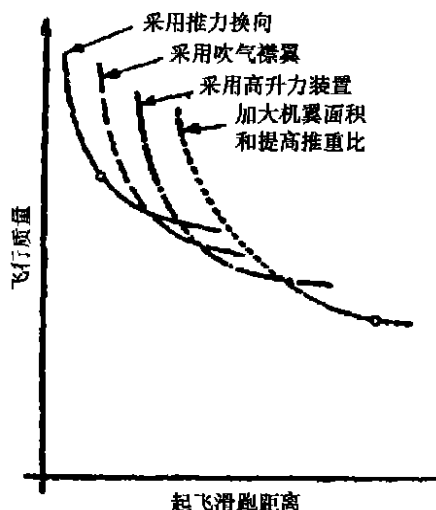


图1 缩短起飞/着陆滑跑距离的方式和效果

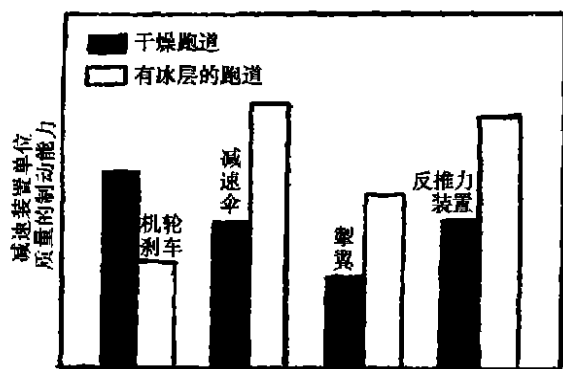


图2 各种减速装置的质量特性

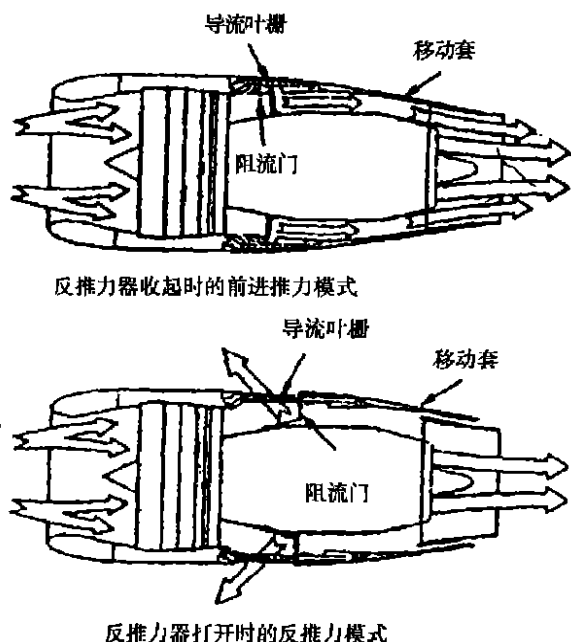


图3 反推力装置工作原理

### 3.2 技术要求

反推力装置一经在飞机/发动机上安装便构成了动力装置的一个部件,对飞机/发动机的直接工作成本(DOC)和工作性能有很大影响。因此,在设计时必须考虑一些基本条件,以满足飞机/发动机的技术要求。这些要求可概括如下:

(1) 易操纵性——必须响应灵敏,安全可靠,能保证在规定时间内和应急状态下快速打开与收回。

(2) 安装性能好——结构紧凑,形体布局满足气动要求,与短舱或机身能实现最佳匹配。

(3) 承载能力强——必须能承受飞机在起飞/着陆滑跑期间所产生的气动载荷和机械载荷。

(4) 流量损失小——反推力装置与机身(或短舱)之间的运动件接触面(或工作界面)要严格密封,防止因气流泄漏造成损失;尽量减小反推力机械操纵件对内流的干扰,避免出现流阻损失。

(5) 稳定性好——必须保持反推力平衡,减小对机身或滑跑方向的干扰,以使飞机着陆滑跑平稳。

此外,还要充分考虑下述条件:

(1) 避免反推力排气冲击到发动机短舱上造成材料疲劳而损伤飞机构件;

(2) 防止发动机对反推力排气的再吸入,以避免引起发动机出现喘振等不正常工作现象;

(3) 防止反推力冲量激起的碎石等外物撞击机身,以避免损伤机身或构件;

(4) 与减声装置匹配要协调,防止机身结构因声压交变负荷作用而遭受损伤;

(5) 结构要轻巧简单,便于维护。

## 4 反推力装置的选型与发展

飞机缩短着陆滑跑距离的能力不仅取决于反推力装置的选取,而且也取决于它在飞机整体布局中的安排。自从1952年英国首次在“流星”飞机上进行推力换向器飞行试验以来,对反推力装置的优化选型研究始终没有停止过。可以说,在某种程度上,反推力装置是伴随着优化选型工作不断发展的。

### 4.1 早期发展情况

20世纪50年代初,反推力装置主要偏重于军用,目的是通过缩短滑跑距离来提高飞机起飞/着陆的机动能力。例如,当时的“猎人”战斗机(动力装置为喷气发动机)选用的是固定式外偏转折流板反推力器。

50年代中期,为满足垂直起落飞机(装升力发

动机)的短距起落需要,RR公司又开发出一种也可以作为反推力装置使用的全程推力换向装置,即闸门式推力换向器。50年代末,反推力装置在应用于战斗机上的同时,开始在“慧星”、“快帆”和“波音707”等中、小型民用客机上应用。

20世纪70年代以后,反推力装置逐渐广泛地应用在“波音系列”和“空中客车”等大型民用客机上。这些飞机均以涡轮喷气或涡轮风扇发动机作为动力装置,结构和工作特点与垂直起落飞机升力发动机的完全不同,因而反推力装置的结构布局和几何参数也必须相应改变才能满足要求,以充分发挥减速功用。如果反推力装置选型不当,飞机的着陆性能或飞行操纵性很可能受到影响,甚至出现问题。合理选型和布局在初始设计/发展阶段就应该慎重考虑。

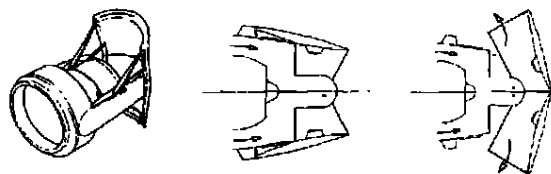
总体上看,20世纪70年代以前的反推力装置多数只适用于小涵道比的涡扇发动机和涡喷发动机,反推力效率相对较低,飞机和发动机结构布局是制约反推力装置安装性能的主要因素。虽然最大反推力有时受进气整流罩所吸入燃气的影响或限制,但是基本能满足当时飞机的要求。

## 4.2 分类

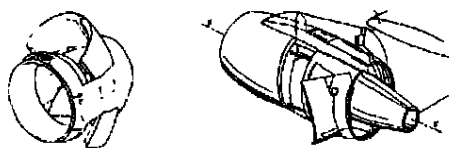
反推力装置分为3类。

### (1) 抓斗形折流板反推力器

抓斗形(也称贝壳形,如图4所示)折流板反推力器还可以细分为2种,一种位于喷管后面,另一种位于喷管前面。这类反推力装置必须安装在机翼下的短舱后端,要求短舱伸出翼外,否则,当反推力排气直接流过机翼时会产生不必要的升力,使反推效率下降。一般说来,反推力排气流偏离中心线的



(a) 抓斗形滑动操纵式枢轴转动折流板反推力器



(b) 抓斗形固定式枢轴转动折流板反推力器

图4 抓斗型折流板反推力器

角度越大,反推效率就越低。此外,早期发动机多数用在跨声速飞机上,反推效率要求相对较低,因此,抓斗形折流板反推力器通常用于非风扇纯涡轮喷气发动机或小涵道比发动机上。其缺点是:比较笨重,承受的反推力载荷大,反推气流容易作用到机身结构上。

### (2) 折流栅反推力器

折流栅反推力器(如图5所示)由反推力导流叶栅(即短舱侧壁中围绕一圈可转动的叶片)、叶栅盖(门或者可移动的罩盖)和阻流板组成。工作时,整流罩向后移动(或盖打开)露出叶栅,阻流板挡住向后流动的涵道气流,使其折入叶栅中定向流出。折流栅反推力器主要在涵道气流中工作,通常安装在机翼下短舱的中部,反推力排气流在机翼前缘的前面喷出。该装置比折流板结构灵巧紧凑,反推力比较平稳,短舱内有足够空间满足该反推力装置的定位要求。折流栅反推力器只适用于涡轮风扇发动机,其反推力可高达发动机最大推力的60%~70%,波音747等飞机采用的就是这种类型。其缺点是:机械协调件多,结构复杂,叶栅盖和阻流板的气流泄漏可能导致发动机性能降低。

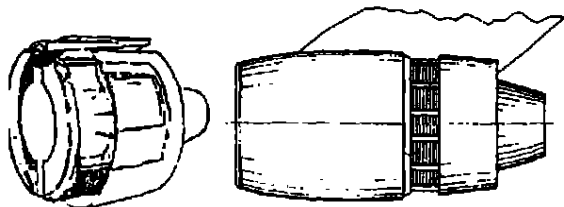


图5 折流栅反推力器

### (3) 瓣式转动折流门反推力器

瓣式转动折流门反推力器(如图6所示)由在短舱侧壁上沿周向设置的4组或多组或转动的枢轴转动门及驱动机构组成。工作时,折流门绕枢轴转动,每组门的内侧部分起阻流板作用,挡住涵道气流;外侧部分对排气起定向导流作用,产生反推力。瓣式转动折流门反推力器对涡轮风扇发动机比较适用,

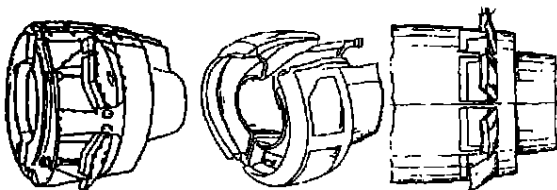


图6 环面瓣式枢轴转动折流门反推力器

其反推力约为发动机静推力的 40%, A330、A340 客机用的就是这种装置。从特点看, 其结构虽然比“折流栅”式简单, 但比“折流板”式复杂, 折流门的密封影响也相对大一些。

#### 4.3 现代高性能飞机以及大型运输机反推力装置的选型

现代高性能飞机的技术要求越来越高, 反推力装置的选择条件也更加严格。对于具有反推力能力的推力矢量战斗机来说, 除了要求反推力装置满足飞机/发动机的正常工作外, 还必须满足反推力装置/推力矢量喷管的匹配要求。图 7 示出了反推力装置在发动机二元推力矢量喷管上的典型布局。

对于大型民用客机和超声速运输机来说, 为了提高飞机的整体综合性能, 发动机往往采用大涵道比结构, 以提高其内性能, 使推力增大; 而飞机则采用更为紧凑的流线型短舱壳体, 以改善其安装性能, 使飞机阻力减小。涵道比大, 意味着风扇流量增大, 这势必需要增加反推力叶栅的流通面积(即装配尺寸加长), 才能维持发动机的工作裕度。然而, 短舱壳体的紧凑性却明显地限制了反推力装置的长度和

轴向定位尺寸, 因此在设计时必须权衡这一相互制约的条件。另外, 超声速运输机的巡航速度/起飞着陆速度之比很高; 据资料介绍, 在  $Ma = 2.5$  时, 该比值为 7~8。这说明, 为了缩短飞机着陆滑跑距离需要很大的反推力来降低着陆速度。因此, 在由正推力过渡到反推力的转换期间, 大涵道比发动机的反推力装置各结构件将承受比小涵道比发动机的更强烈的气动载荷、热载荷和振动载荷。所以, 在设计选型时, 对反推力装置的气动形廓、几何参数、抗载荷能力必须严加选择。

图 8 是国外正在发展的一种新型的无阻流器发动机反推力装置(BETR)。该装置结构布局的主要特点是去掉了涵道阻流器, 利用喷射系统直接将压气机高压空气按一定角度喷入涵道气流中, 产生气动效应, 使气流偏转, 并通过折流叶栅排出达到, 实现反推目的。这种方法大幅度减轻了发动机质量, 对内流无干扰, 反推效率明显提高。

总之, 在选型时, 不但要考虑反推力气流对机身或其他构件的冲击, 还必须考虑传动机构和密封件对内流的干扰和气流泄漏损失。

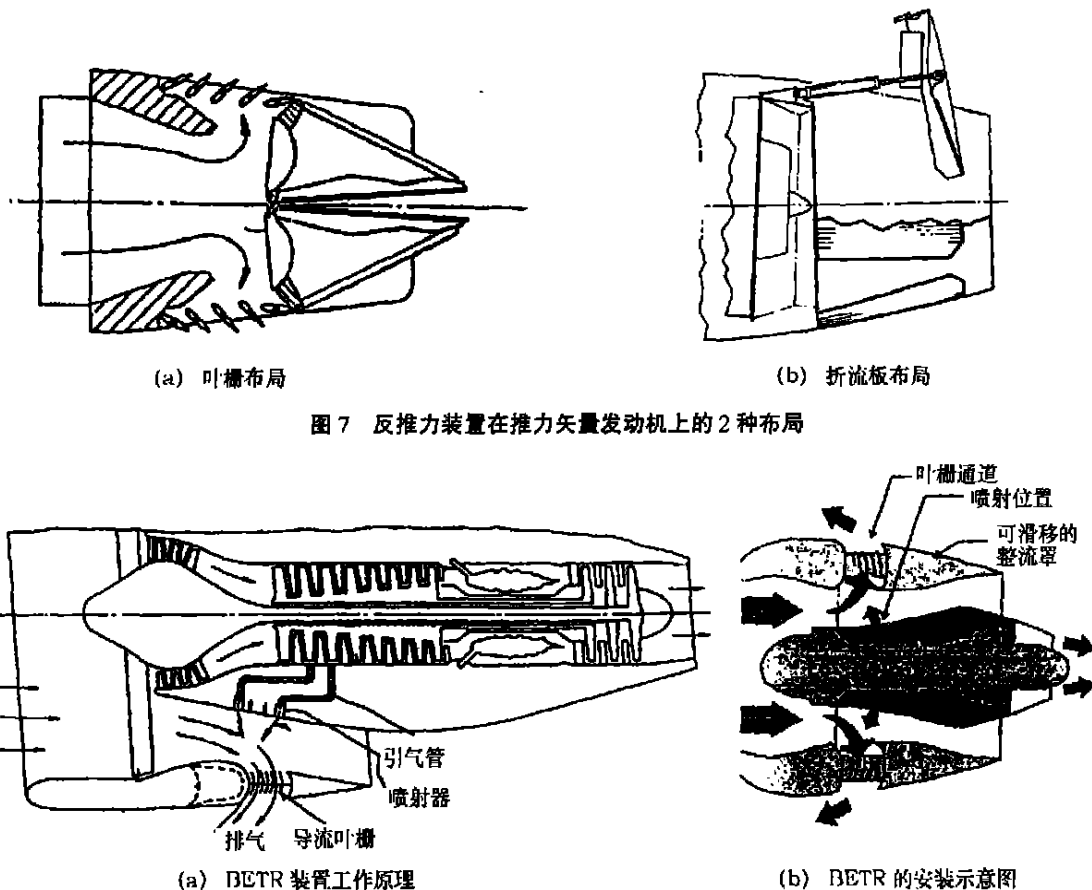


图 7 反推力装置在推力矢量发动机上的 2 种布局

图 8 无阻流器发动机反推力装置(BETR)

## 5 反推力装置关键技术

反推力技术是一项综合性很强的技术,涉及面很广,影响因素很多。

就折流栅型反推力装置而言,需要考虑的因素有:叶栅翼形、叶片间距、叶片扭角对反推效率和流量系数的影响;反推力排气流线为中心线夹角(即气流方位角)对效率的影响;叶栅出口总压分布;反推力器全展开位置的内压载荷。另外,还必须考虑飞机/发动机的结构布局、反推力器的安装性能以及结构质量、机械传动等。

反推力技术涉及的相关技术有:机体/推进/反推一体化设计;构件材料的选择;结构完整性研究;气动力和热力分析;控制系统设计及安全防护。其中,机体/推进/反推一体化设计技术、减轻质量/减少机械复杂性措施以及安全防护技术是关键技术。此外,反推力装置与减声器的协调设计也应列入到重点考虑的技术当中。

### 5.1 机体/推进/反推一体化设计技术

机体/推进/反推一体化设计是利用虚拟设计和综合优化设计手段,对飞机所涉及的技术和系统(如反推力)进行总体集成(即技术集成、系统集成和过程集成),实现飞机最优化。例如,对于反推力装置/短舱来说,若实现最优化,首要问题是安装外形与结构布局应符合飞机的气动要求和整体性能要求。这就需要通过气动分析软件和性能分析软件,对反推力装置已知和预估的一系列技术问题进行分析,并进行综合优化。最终目的是使反推力装置与飞机/发动机/短舱的结构和气动流道实现高度集成,以改善安装性能;减小各结构件相互之间的影响和对发动机内流的干扰,并解决泄漏损失问题,以提高发动机内性能;尽可能减小反推力喷流所引发的气动载荷、热载荷、振动载荷,以提高发动机可靠性。

### 5.2 减轻质量和减少机械复杂性技术

减轻质量和减少机械复杂性技术是现代反推力装置所必须考虑的主要技术。多年来的实践证明,对于风扇直径大于254cm的发动机来说,如果不计发动机的质量,则反推力系统的质量将占短舱的质量的30%以上;对于像GE90这一数量级的发动机来说,反推力系统的质量可高达680kg;对于像Folker F100或“湾流”GV这类发动机来说,反推力系统的质量约为短舱总量的55%。反推力装置质量大必然导致发动机耗油率增加,可以说减轻质量、

降低成本一直是设计人员孜孜以求的目标。其主要技术途径,一方面是采用诸如复合材料这一类的耐高温抗负荷轻质材料;另一方面是进行合理布局,简化结构。图9示出了一种用单个作动筒取代多个作动筒来驱动叶栅的有效减质增效方案。

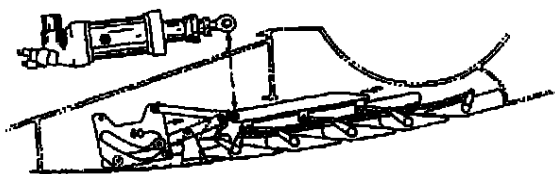


图9 用单个作动筒取代多个作动筒的减质增效方案

### 5.3 控制系统设计技术与安全防护技术

智能化综合控制系统始终是各国竞相探讨与开发的一种高科技控制管理系统。该系统不但能对飞机/发动机/反推力装置实施一体化兼容控制,而且兼有监控故障和应急状态恢复功能。一般地说,反推力系统硬件失灵或构件几何尺寸变化(诱发气动效应)都可能导致反推力排气口气流阻塞而产生反压,造成发动机喘振;反推力排气吸入进气道也能造成发动机喘振。在飞行或着陆期间,一旦反推力系统出现偶发性事故,综合控制系统可立即报警,并通过飞行控制系统发出指令,使飞机进入应急状态模式。因此,综合控制系统设计技术是保证易操纵性、安全性和可靠性的一项关键技术。

## 6 结束语

反推力装置是现代大型运输机和未来超声速运输机动力装置不可缺少的一个重要部件。它的开发与研制对于发展中国航空事业和经济建设有着十分重要的意义。本文观点主要是依据国外专利文献和部分技术资料,经分析、研究、综合而提出的,旨在为从事该专业的设计人员提供参考和借鉴。

### 参考文献

- 1 Harold G, Guerty. Area controlled, thrust vectoring vane cascade. US4828173, 1989. 5.
- 2 Robert A Jones. Thrust reverser. US4373328, 1983. 2.
- 3 Jon A Marx, Wendell R Loco. Thrust reverser. US4527391, 1985. 6.
- 4 Gregory H Matthias, Bonita. Split door thrust reverser for fan jet aircraft engines. US5120004, 1992. 6.
- 5 Jihad J Remlaoui. Cascade type aircraft engine thrust reverser with hidden link actuator. US5228641, 1993. 7.

(下转第58页)

the F100 EMD engine in an F-15 airplane. AIAA 84-1332.

3 Love C M. Design and development of the advanced F100 compressor. N84-16747.

4 Koff B L. F100-PW-229 higher thrust in same frame size. ASME 88-GT-312.

5 Bryan E C. Using advanced technology to achieve reliability as well as high performance. In: Conference of Aero Engine Reliability And Safety, 1991.

6 General Electric F110/F118. Gas turbine forecast, 2002, (7).

7 Bartsch T M, Posson C W. Developing a fighter engine derivative of B-1/F101 Engine. SAE 801156.

8 Coalson M S. Development of the F110-GE-100 engine. ASME 84-GT-132.

9 MacIn H, Eiswerth J, Rockensies J, et al. Development and flight test of the F110-GE-400 for the F-14D aircraft. AIAA 87-1849.

10 Wadia A R. F110-GE-129EFE-enhanced power through low risk derivative technology. ASME 2000-GT-0578.

11 梁春华, 沈迪刚. F110、F404 发动机的衍生发展之路. 国际航空, 2003, (1): 52~54.

12 梁春华. 推重比 10 的 F414 发动机技术. 航空发动机, 2000, (1): 64.

13 General Electric F404/F414. Gas turbine forecast, 2002, (7).

14 Powel S F. On the leading edge: Combining maturity and advanced technology on the F404 turbofan engine. ASME 90-GT-149.

15 Bollon G W, Field K J, Burnes R. F414 engine today and growth potential for 21 century fighter mission challenges. ISABE 99-7113.

16 Simmons J A. Preliminary design engine thermodynamic cycle selection for advanced fighter. AIAA 83-2480.

17 Williams B R, Wendel C J. F/A-18A/F404 propulsion system integration. AIAA 84-1330.

18 Kandebo Stanley W. General electric develops. F414 engine growth plan. AW&ST, 1998, 8(17): 70~71.

(责任编辑 梁春华)

(上接第 52 页)

6 Patrick Gonidec. Pivoting door thrust reverser with deflecting vane. US5893265, 1999. 4.

7 Robert R Standish. Thrust reverser for high bypass fan engine. US5863014, 1999. 1.

8 Runyon H Tindell. Blockerless thrust reverser. US5904320, 1995. 5.

9 Dale W R, Lawson. Aircraft turbine engine thrust reverser. US5230213, 1993. 7.

10 Jackson J. Development of the Boeing 767 thrust reverser. AIAA-86-1536 1986. 6.

11 Sokhey JS, Smith C F. Design and performance analysis of vented vectored exhaust nozzle for JSF LiftFan™ CAD configuration. AIAA-2002-4063, 2002. 7.

12 Gilbert B, Marconi F. Innovative concept for cascade thrust reverser without blocker doors. A97-15823, 1997.

13 Colley R H, Sutton J M O. Thrust reversers for civil STOL aircraft. SAE Paper 730358 1971.

(责任编辑 索德军)

# 美军斥资 10 亿美元实施 F100 系列发动机延寿计划

据文献报道, PW 公司与美国空军已经联合制定了 F100 系列发动机的寿命管理计划。该计划预期投资 10 亿美元, 如果不实施这项计划, 维护 5000 台发动机的费用将大大超过 10 亿美元。F100 系列发动机的寿命管理计划的一个重要内容是老龄发动机(AEP)计划。这项预计在 2006-2011 年投资 5 亿美元以上的计划可使 F100 发动机的寿命延长一倍。据估计, AEP 计划若能顺利实施, 将能节省相当于其投资 23 倍的经费。

美国空军的发动机部件改进计划也是发动机寿命管理计划的一部分。其成功的实例是使 F110-229 发动机热端返修期延长, 从 2007 年起, 其热端寿命将从原来的 4300 循环延长到 6000 循环。如果一切按计划进行, 2010-2012 年, 所有的 F110-229 发动机将改装为 6000 循环的标准。那么在今后 25 年内将为美国空军节省 3.5 亿美元。

(田忠贤)