

民用飞机设计参考机种之一

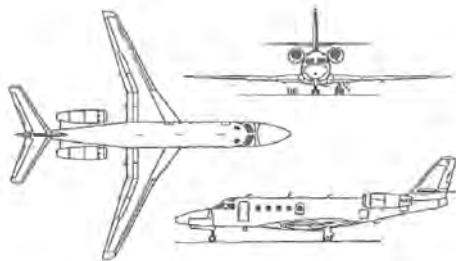
IAI 1125“阿斯特拉”双发涡扇公务运输机

IAI 1125 Astra twin-turbofan business transport

IAI 1125“阿斯特拉”是以色列飞机工业公司研制的 6 座双发涡扇公务运输机,原名 1125“西风”,为“西风”型号中燃油效率高且座舱环境较为舒适的一种飞机。与 1124“西风”相比,实际上只有尾翼和发动机短舱没有改变。重新设计了机翼,机翼安装在机身较低部位并穿过座舱地板以下,以避免影响座舱内部可使用空间并可使座舱内部高度增加 20.3 cm;另外,座舱加长 0.61 m,加宽 5 cm;机身结构变化不大,仅机头加长 50.8 cm,从而增大了航电设备舱的容积。结构广泛采用复合材料。

里程碑

- 1979 在 NBAA 会议上宣布研制
- 1984.3 第一架原型机(4X-WIN)试飞
- 1984.8 第二架原型机(4X-WIA)试飞
- 1985.3 第一架生产型(4X-CUA)试飞
- 1985.8 获 FAA 型号合格证
- 1986.6 开始交付使用



三面图

IAI 1125“阿斯特拉”共生产以下型别:
“阿斯特拉”早期生产型。

“阿斯特拉”SP 改进型。1989 年 10 月在 NBAA 会议上宣布,1990 年开始生产。采用新的内部布局,改进了航电设备,装有数字自动驾驶仪和电子飞行仪表系统,改善了空气动力特性和更好的高空飞行性能。NBAA 余油航程增加 117 km。现被 SPX 取代。

“阿斯特拉”SPX。1994 年 8 月首飞,1996 年初交付使用。有翼梢小翼,装柯林斯公司 Pro Line4 机载设备并改装推力更大的 TFE731-40R-200G 涡

扇发动机。

设计特点

(“阿斯特拉”SPX)

机翼 悬臂式下单翼,翼型采用高效的 IAI 西格玛翼型,前缘内侧后掠 34°,外侧后掠 25°。单块式双梁破损伤安全结构采用机加工翼肋和蒙皮,4 个主框和 5 个副框与机身下部相连。机翼/机身整流罩采用石墨纤维复合材料,副翼、前缘和翼尖为凯芙拉和 Nomex 蜂窝结构。

机身 金属半硬壳机构,铝合金框和化学铣机身去皮,高应力或高温区采用钢合金或钛合金。

尾翼 悬臂式尾翼。双操纵方向舵调整片,垂尾翼尖,升降舵,尾锥采用石墨纤维复合材料,平尾安装角可调。

起落架 液压可收放前三点式,双轮结构,装有油气减震器。主起落架向内收入,前起落架向前收起。凯芙拉前起落架舱门,主轮尺寸 23 × 7;前轮尺寸 16 × 4.4。前起落架可转向,主轮装有液压操纵多盘式防滑刹车系统。

动力装置 2 台 18.90 kN 推力的 TFE731.40R-200G 涡扇发动机,带液压反推力装置和全权数字发动机控制系统。发动机装在后机身两侧短舱内。机翼中段整体油箱,2 个外机翼油箱和机身中央的上、下油箱,总共载油 4 910 L。行李舱前可选装 1 个载油量为 378.5 L 的可卸辅助油箱。机身右下侧机翼后部设有单点压力加油口,机身上部有重力加油口,可在一处对所有油箱进行加油。

座舱 2 人制驾驶舱,有两套操纵设备。驾驶舱和客舱间装有滑动门。增压客舱内标准载客 6 名。2 个座椅在前,后 4 个座椅两两对面布置,中间各有 1 个可折叠桌子。所有座椅均前后可调、旋转或倾斜,有扶手和头靠。客舱最多可载 9 名乘客。厨房和衣柜在客舱前部,盥洗室在后部。机身左前侧有登机门,两边机翼上开有应急出口。加热的行李舱在客舱后部,由外部进入。后机身的服务舱装有飞机电池(或 APU)、继电器盒、变流器和其他设

备。客舱隔音度比西风 2 有所提高。

系统 使用由发动机引气的环境控制系统,正常压差为 0.615×10^5 Pa, 可选联信公司的 GTCP36-150W 辅助动力装置。两套独立的液压系统, 压力均为 207×10^5 Pa。

由 2 台发动机驱动的液压泵组成的主系统为操纵刹车、防滑装置, 起落架收放、前轮转弯, 减速板/减升板和副翼提供动力; 1 台电驱动的备份液压系统为应急/停放刹车、副翼和反推力装置提供动力。电源系统包括 2 台 300 A, 28 V 直流起动/发电机, 2 台 1 kVA 单相固态交流器提供单相 115 V、400 Hz 交流电和 26 V 交流电用于飞机仪表。2 个 24 V 镍镉电池, 用于发动机起动和操作基本飞行仪表和应急设备。带有 28 V 直流外电源插座。机翼前缘缝翼盒和平尾前缘采用气除冰, 发动机进气口采用热防冰。容量为 1.35 m^3 的氧气系统供机组人员和旅客使用。标准的氟利昂发动机灭火系统。

航电设备 标准设备包括柯林斯公司 5 管 EFIS-86C 电子飞行仪表; 两套 FCS-80 飞行指引系统; 两套 VHF-22A 通讯装置; 两套 VIR-32 导航仪; APJ-85 自动驾驶仪; ADS-85 大气数据系统, 两套 DME-40 测距系统; 两套 RMI-36 天线电磁指向仪; 两套 C-12 罗盘系统; 两套 TDR-90 应答器; AHS-85 高度和航向参考系统; VNI-80D 垂直导航系统; ADF-60A 无线电罗盘; ALT-50A 无线电高度表; WXP-250A 彩色气象雷达。

其他设备 电风挡雨刷、电风挡除雾、驾驶舱和客舱灭火器、急救箱、机翼除冰灯、着陆灯、滑行灯、导航闪光灯、旋转信标以及静电放电刷。

外部尺寸

翼展	16.5 m
展弦比	8.8
机长	16.94 m
机身最大宽度	1.57 m
机身最大高度	1.905 m
机高	5.54 m
平尾翼展	6.40 m
主轮距(含减震支柱)	2.77 m
前后轮距	7.34 m
客舱门(前、左)	
高 × 宽	1.37 m × 0.66 m
机翼上方应急出口	
高 × 宽	0.69 m × 0.48 m

内部尺寸

客舱	
长度(含驾驶舱)	6.86 m
(不含驾驶舱)	5.23 m

最大宽度	1.45 m
最大高度	1.70 m
行李舱容积	1.56 m^3

面积

机翼	29.40 m^2
----	---------------------

重量和载荷(A: 无远程燃油箱, B: 有远程燃油箱)

基本使用空重(含机组人员)

A	5 747 kg
B	5 801 kg

最大可用燃油

A	3 942 kg
B	4 248 kg

带最大商载的燃油重量

A、B	3 470 kg
-----	----------

最大商载

A	1 510 kg
B	1 465 kg

带最大燃油的商载

A	1 080 kg
B	730 kg

最大起飞重量

A、B	10 659 kg
-----	-----------

最大着陆重量

A、B	9 389 kg
-----	----------

最大零油重量

A、B	7 257 kg
-----	----------

最大翼载 362.4 kg/m^2

最大功率载荷 323.8 kg/m^2

性能(最大起飞重量, 国际标准大气)

最大远航速度(10 670 m 高度 7 257 kg 起飞重量) 862 km/h

最大使用速度 667 km/h

失速速度(最大着陆重量)

襟翼和起落架收上 206 km/h

襟翼和起落架放下 171 km/h

最大爬升率(海平面) $1 112 \text{ m/min}$

爬升率(海平面, 1 台发动机停车) 335 m/min

最大认证高度 $13 715 \text{ m}$

实用升限(1 台发动机停车) $5 790 \text{ m}$

起飞平衡场长(海平面, 10 296 kg 起飞重量)

$1 518 \text{ m}$

着陆场长(海平面, 最大着陆重量) 806 m

航程(带远程油箱, 4 名乘客和 45 km 余油)

Ma 0.80 $4 651 \text{ km}$

Ma 0.72 $5 763 \text{ km}$

(高培仁)