

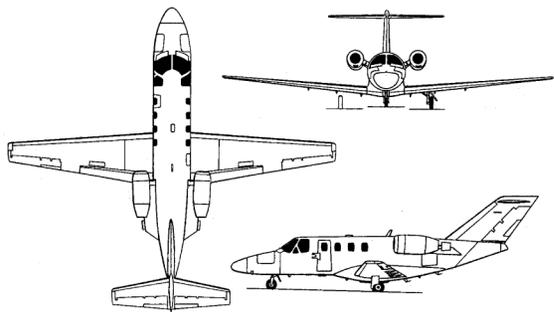
赛斯纳 525“奖状喷气” 双发涡扇公务机

Cessna 525 CitationJet Twin-turbofan Business Jet

“奖状喷气”是美国赛斯纳飞机公司研制的轻型双发涡扇公务机,用以取代“奖状”500和“奖状”I型飞机(这两种飞机均于1985年停产)。该机发动机由美国威廉姆斯国际公司提供,驾驶舱航电系统由罗克韦尔·柯林斯公司提供。

里程碑

- 1989 在美国国家公务航空协会(NBAA)会议上宣布
- 1991.4 “奖状喷气”原型机(N525C1)首飞
- 1991.11 第二架原型机(预生产型飞机)首飞
- 1992.10 获FAA型号合格证
- 1993.3 交付使用



三面图

“奖状喷气”生产的主要型别有:

525“奖状”CJ1 2006年前生产的“奖状喷气”替代型。1998年10月在NBAA会议上发布,2000年2月获FAA型号合格证,2000年3月交付使用。换装了推力8.48kN的FJ44-1A涡扇发动机和Pro Line 21驾驶舱航电系统。

525“奖状”CJ1+ “奖状”CJ1的改进型。2004年10月在NBAA会展上发布,2005年6月获FAA型号合格证,同年第四季度交付使用。2006年3月获欧洲航空安全局(EASA)型号合格证。换装了FJ44-1 AP发动机,提高了最大起飞/着陆重量,改善了爬升/巡航性能,改进了客舱内设/内饰,电子飞行仪表系统由2屏改为3屏。

525A“奖状”CJ2 “奖状”CJ1的加长型。1998年5月开始设计。原型机于1999年4月首飞,首架和第二架预生产型飞机分别于同年10月和12月首飞。首架生产型飞机于2000年2月首飞。2000年

6月获FAA型号合格证,同年11月交付使用。机身比“奖状”CJ1加长1.3m,加大了机翼和平尾翼展,换装了推力10.68kN的FJ44-2C发动机,客舱布局为6座。

525A“奖状”CJ2+ “奖状”CJ2的改进型。2005年4月首飞,同年3月获FAA型号合格证,2006年获EASA型号合格证。换装了推力为10.68kN的FJ44-3A-24发动机(全权数字电子控制),提高了最大起飞/着陆重量,改善了爬升/巡航性能,改进了客舱内设/内饰,电子飞行仪表系统由2屏改为3屏,客舱标准布局为6座。

525B“奖状”CJ3 “奖状”CJ2的加长型。2002年9月在NBAA会议上发布,原型机于2003年4月首飞,首架和第二架预生产型飞机分别于同年8月和11月首飞。2004年10月获FAA型号合格证,同年11月交付使用。2006年6月获EASA型号合格证。与“奖状”CJ2相比,机身加长1m(使客舱长度增加了0.6m),翼展增加1.03m,换装了推力12.37kN的FJ44-3A发动机(全权数字电子控制),电子飞行仪表由2屏改为3屏。客舱标准布局仍为6座,但改进了乘客服务区布局,提高了乘客的舒适性。

525C“奖状”CJ4 综合了“奖状”CJ3和“奖状”家族其它机型特点的最新改型。2006年10月在NBAA会议发布,同时展示了客舱模型。2007年4月用“奖状”CJ2原型机试飞了FJ44-4A发动机,首架原型机于2008年5月首飞,同年8月首飞了首架生产型飞机,同年10月初在NBAA会展上公开亮相。2010年第二季度交付使用。该机保持了“奖状”CJ3所具有的外部行李舱容积,换装推力15.12kN的FJ44-4A发动机,电子飞行仪表系统为4屏。最大商载953kg,最大燃油重量下的商载为454kg,最大使用速度为806km/h。

2008年10月赛斯纳飞机公司还在NBAA会上宣布了对“奖状”CJ1+/CJ2+/CJ3的最新改进,主要内容包括:更换内、外部发光二极管照明系统,使其预期更换时间提高到8000h,加装DBU-5000数据库加载装置;加装罗克韦尔·柯林斯公司的诊断系统;升级Pro Line 21系统,包括更新飞行管理系统和综合飞行信息系统;加装尾部标识灯等。

设计特点

该机由“奖状喷气”I型发展而成。机身较“奖状喷气”I型短0.27m,翼展缩短0.57m;降低中央过道使客舱高度增加13cm;采用新超临界层流翼型,T型尾翼;2台FJ44涡扇发动机;拖杆主起落架。

机翼 悬臂式下单翼。35%弦线处后掠0°。后缘有单缝襟翼和角式补偿的副翼。左侧副翼带有配平调整片。上、下表面均有减速板。三梁结构。

机身 全金属结构。

尾翼 悬臂式T形尾翼。平尾70%弦线后掠0°。垂尾1/4弦线处后掠49°。升降舵采用角式补偿。两侧升降舵和方向舵均带有配平调整片。

起落架 液压可收放前三点式,均为单轮。主起落架向内收入机翼,前起落架向前收起。主轮轮胎规格22×7.75-10,前轮轮胎规格18×44。防滑刹车系统。

动力装置 2台威廉姆斯·罗伊斯公司FJ44涡扇发动机,单台推力8.72kN。全权数字电子控制,安装在后机身两侧支架上。两套独立的燃油系统,燃油装在2个机翼整体油箱中。每侧机翼上设有单点加油口。

座舱 驾驶舱坐2名驾驶员,客舱坐5名乘客。客舱前部布置1个朝侧面的座椅,其后两侧各布置2个面对面的座椅,中间有桌台。每个座椅处设有阅读灯和空调出风口。带有最大压差为0.58×10⁵Pa的增压系统。

飞控 机械操纵。各操纵面的偏转范围为:升降舵-15°~+20°;副翼-20°30′~+23°30′;方向舵±30°;襟翼15°(起飞),或35°(着陆),或60°(地面使用);上减速板+49°,下减速板-68°。机械驱动副翼,液压驱动襟翼。

系统 一套工作压力为10.35MPa的液压系统用于驱动起落架、襟翼和减速板。另有独立的液压系统用于驱动防滑刹车系统。电源系统包括2台28V、300A的直流起动发电机和1个24V、44Ah的镍镉蓄电池。数字式控制的增压系统,最大压差为0.58×10⁵Pa,可在6706m高度以下将机舱气压维持在与海平面相当的水平,在12497m高度维持在海拔2438m的水平。氧气系统储氧1410L;有供驾驶员使用的肺式供氧面罩和供乘客使用的吊落式连续供氧面罩。机翼前缘、发动机进气口和进气道、驾驶舱风挡均采用发动机引气防冰。平尾采用气动套防冰。主要的大气数据传感器采用电防冰。

航电设备 霍尼韦尔SPZ-5000三轴自动驾驶仪/数字式飞行指引仪作为核心系统。

通讯: 双套联信公司760通道无线电收发机;双套S模式应答机;双套音频放大器。

雷达: 联信公司RDR-2000彩色气象雷达。

飞行: 双套甚高频导航接收机,自动无线电测向仪,测距设备,无线电磁指示器,联信公司KLN-

90B全球定位系统。

仪表: 带12.7mm×12.7mm电子姿态指示器和电子水平位置指示显示器的2屏电子飞行仪表系统。

外部尺寸

翼展	14.25m
机长	12.98m
机高	4.19m
展弦比	9.1
机翼面积	22.30 m ²
平尾翼展	5.61m
垂尾面积(包括调整片)	4.35m ²
平尾面积(包括调整片)	5.64m ²
主轮距	3.96m
前后轮距	4.67m
客舱门	
高×宽	1.29m×0.60m
应急出口	
高×宽	0.74m×0.48m

内部尺寸

客舱	
长度(压力隔框间)	4.80m
最大宽度	1.47m
最大高度	1.45m
行李舱容积	
机头	0.58m ³
客舱	0.11m ³
尾锥	0.86m ³

重量与载荷

空重(带典型装备)	3014kg
最大可用燃油重量	1460kg
最大燃油商载	284kg
最大起飞重量	4853kg
最大停机坪重量	4899kg
最大着陆重量	4491kg
最大零油重量	3810kg
最大翼载	211.6kg/m ²
最大推力载荷	279kg/kN

性能(最大起飞重量)

最大使用高度	
海平面到高度9296m	487km/h
9296m以上	Ma0.71
最大巡航速度(高度9449m)	720km/h
失速速度(着陆构型)	154km/h
最大使用高度	12497m
爬升时间(至12500m高度)	27min
起飞场长(FAR25部)	991m
着陆场长	789m
航程(最大燃油,45min余油)	2750km (高培仁)