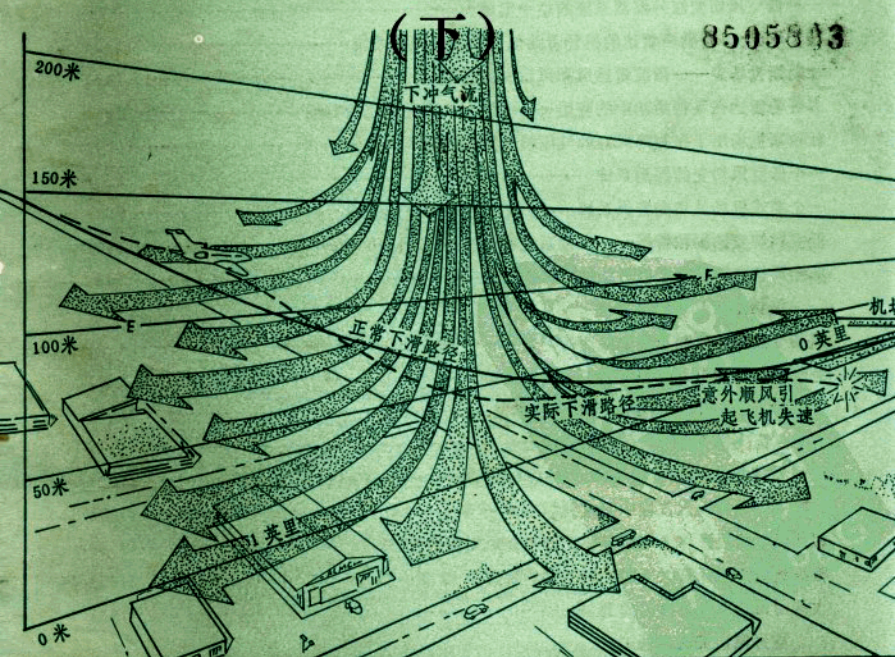


低空風切变

译文集

(下)

8505803



空军第七研究所

一九八四年九月

低空风切变译文集

(下)

目 录

· 风切变的探测手段 ·

低空风切变机载红外遥测系统的设计和初步试验·····	(1)
一种低空风切变红外探测系统的空中实施·····	(7)
使用Bertin多普勒声雷达的机场着陆低空风切变探测系统·····	(12)
杜勒斯机场声——微波雷达风和风切变测量系统·····	(17)
多普勒雷达在飞行活动中的应用——机场天气联合研究的实践·····	(26)
杜勒斯机场用于探测阵风锋的气压涌升探测器阵列·····	(29)
一个低空风切变的探测系统·····	(35)
一个塔式机场风切变警报系统·····	(38)
低空风切变探测和警报——一种系统的改进·····	(43)
低空风切变探测和警报方法的可行性研究·····	(48)

· 风切变研究和预报方法 ·

风切变模型的研制及其危险性的测定·····	(79)
危险的风切变引起的长周期振动模拟试验·····	(99)
飞机对正风切变的纵向响应的分析研究·····	(107)
与终点区飞机飞行有关的湍流和风切变试验·····	(133)
低层大气锋区中的风切变·····	(142)
苏联境内近地面大气层中垂直风切变的分析·····	(145)
根据天气情报计算大气边界层下部垂直风切变的方法·····	(156)
根据地面情报计算大气边界层下部的垂直风切变·····	(163)
大雨对风切变所致事故的影响·····	(167)

· 应付风切变的办法 ·

飞行员——飞机系统对风切变的响应·····	(177)
风和风切变现场传感器·····	(194)
微下冲气流——飞机的危害·····	(205)

低空风切变机载红外遥测系统的设计 和 初 步 试 验

F. Caracena P. M. Kuhn R. Kurkowski

提要 近来,人们强调了对飞机座舱里的低空风切变报警装置的需求以此来保障飞机的起飞和着陆。二氧化碳 CO_2 分子波谱的 $13-15\mu\text{m}$ 部分可以用来探测雷暴中及其周围低空风切变(LLWS)。一部设计探测距离为10公里的辐射仪能遥感沿前向水平航路上的平均气温。风切变警报是根据前向和飞机附近之间的温差来工作的;尽管在用频谱测距上,目前尚不能用非冷却探测器对红外LLWS系统进行重大的设计改进。但必须牢记,迅速发展的红外技术是一种十分重要的技术手段。

一、引言

在雷暴外流中产生的低空风切变对飞机安全,特别对于商用喷气式客机的安全,是一个很大的危害。近年来,在美国就有许多喷气式客机在对流风暴中及其周围着陆或起飞而失事(见实例, Fujita和Caracena, 1977; Caracena, 1978)。这些飞机事故只是所有不同程度的LLWS事件中的一小部分而已。在国际上, LLWS也给航空飞行造成了巨大损失(见Fujita, 1978)。举例来说, 1979年, 一架班机在卡塔尔因遇到卡塔尔民航局声称的雷暴下冲气流而中断着陆复飞时坠毁(Qatan, 1979)。

上述所有这些事故都是在飞机穿越低空强雷暴下沉气流底部区域时发生的, 而这些事故只要能提前10—60秒钟发出警报, 绝大部分事故可以防止发生。当下沉气流的速度达到商用飞机起飞和从离地300英尺高度上着陆时的一般爬高或下滑速度时, Fujita把这种强烈下沉气流定义“下冲气流”。下冲气流表达了飞机飞行安全中的一个主要危害。由于它时常从表面上无害的气团雷暴中产生, 范围很小, 持续时间又很短暂, 通常只有几分钟, 因而很难预先进行提防(见Fujita和Caracena, 1977; Caracena和Meier, 1979)。由于下冲气流的上述特点和其它外流现象如阵风锋等, 迫切需要有一个机载LLWS预警系统。

由于地面警报系统依靠塔台和驾驶舱之间通话来实现, 使强烈低空风切变的时间紧迫性被减缓了。地面警报系统只有同数据自动传输系统配合使用时才能切实有效。因此, 在数据传输通信系统成为普通机场设备之前, 迫切需重建机载LLWS警报系统进行预警。下面讲到的红外探测系统就是此类可能实行的一种系统。

现在使用的舱内 LLWS 探测系统, 是依靠监视飞机的空气动力性能来实施操作的; 但由于飞机本身作为风切变传感器, 这种系统并不具备预警能力。不过这些系统还是很有价值的, 因为它促使飞行员认识到风切变的危害性, 使他比平常更快地作出反应。即使是将来发展了机载预警系统, 这种实时监视系统仍将作为备份系统而继续有用。不过, 我们不应将这些风切变监视系统作为问题的最终解决办法, 而应当继续努力不懈, 研究出某些直接在机舱内显示的LLWS预警系统。

二、仪器设计和实施

由Caracena和Kuhn(1978)提出的红外LLWS警报系统,其硬件部分与Kuhn、Caracena和Gillespie(1977)表述的晴空湍流(CAT)红外探测器的基本相同。所不同的只是在通带的选择和数量上以及数据处理方法上。现已研制和测试过的CAT红外报警系统,是以对水汽分子红外辐射距平的测量来工作的,而LLWS红外警报系统则是运用若干通带根据探测 CO_2 分子沿q部分的红外辐射的波动来工作的。由于对CAT和LLWS硬件部分的要求是相同的,两种探测仪可以并成一个具有双功能的仪器,功能变换可以用一个通带滤波器开关来实现。费用的低廉使这种双用途的红外CAT—LLWS探测器颇具吸引力。

风切变报警的气象根据是Fawbush和Miller(1954)得出的关系曲线,见图1。这个关系图表明下沉气流越冷,外流风的尺度就越大;由于风和由此产生的风切变之间的关系是几何式的,风切变尺度(根据地面散度测量)也随下沉气流负温扰动尺度的增大而增大。强风切变低阈值对应于一个约 4°C 的负温扰动。详见Caracena和Kuhn(1978)。

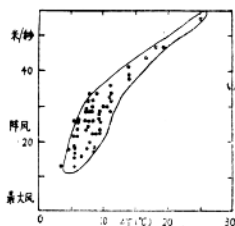


图1 从暴雨环境到下沉气流底,外流最大阵风与地面温度下降之间的关系。引自Fawbush和Miller(1954)

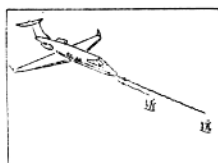


图2 LLWS双通道红外辐射计系统工作图。远通道视距约为10公里,近通道则为1公里以内。

图2描绘出了LLWS红外探测系统的工作原理。任何数量的 CO_2 通带滤波器均可使用。该系统采用了二个滤波器,一个滤波器选用近视距(<1 公里)的通带,相当于所谓近通道;另一个滤波器相当于远通道,其探测距离约为10公里。近通道测到的是飞机前几百米内的平均气温,远通道则反映飞机前10公里范围里的平均气温。

在水平均匀温度场里,远近通道都表现出相同的辐射温度,而且也同前向气温相等。当冷外流气团逼近时,在近通道作出响应之前,远通道就开始探测到了这一较冷的温度。并在冷气团到达近通道探测距离之前,远通道继续探测到一个较冷的温度。因此两个通道测量到的辐射温度相接直到远通道开始探测到冷气团的另一端。两个通道测量到的温度差是确定座舱报警的依据。当温度差超过预定阈值时,就发出警报,当温度差超过某一较高阈值时,座舱警报就升级。

当然,远通道不可能探测到作用距离以外的整个外流温度扰动,仅仅只测到其中一部分作为辐射温度的波动。而作为强风切变低阈值,这一部分波动就是LLWS辐射仪的精度,其数值约为 1°C 。

三、理论分析

在设计LLWS红外辐射仪时,必须要考虑到通带的宽度。在下面的理论分析中,表明窄通带能对热扰动给出最佳的空间分辨,而宽通带则能在辐射仪输出中给出最强的相对扰动。Caracena和Kuhn (1978) 讨论了在Q波段中采用CO₂通带来探测有关LLWS的冷空气温度距平的可行性。本节里我们继续讨论这个问题。

辐射传输方程(RTE)是解释测试数据和设计LLWS红外传感器的理论依据。当大气辐射入射到沿水平方向的辐射仪上时,大气中的入射辐射则用RTE的简单形式来表达:

$$N = - \int_0^\infty dv \Phi(v) \int_0^\infty dx B[v, T(x)] \partial \tau(v, x) / \partial x \quad (1)$$

$$\text{其中 } \tau(v, x) = e^{-K(v) \cdot x} \quad (2)$$

$$K(v) = k(v) \rho_0 \quad (3)$$

式中: N, B —辐射强度 ($\text{wcm}^{-1}\text{sr}^{-1}$)

$\tau(v, x)$ —光谱透射函数 (无量纲)

$T(x)$ —沿水平方向的大气温度 ($^\circ\text{K}$)

q —CO₂的质量混合比 (无量纲)

v —波数 (cm^{-1})

$\Phi(v)$ —滤波函数 (cm)

$K(v)$ —波谱吸收系数 (cm^2g^{-1})

ρ_0 —辐射仪所在高度上的空气密度 (gcm^{-3})

表示滤波器通带特征的滤波函数可以用下面等式进行归一:

$$\int_0^\infty \Phi(v) dv = 1 \quad (4)$$

基于两方面的考虑,决定了通带的选择:(1)辐射仪必须能识别特定的最小温度变化;
(2)有效探测距离具有理想的范围。

上面提出的第一个问题关系到辐射仪的分辨能力。探测器接收到的能量同通带宽度成正比,视场内温度的变化转化为探测器接收到的光辐射能量的变化。为使探测器能够测到这个能量变化,其幅度值必须大于噪声信号。当滤波器波谱范围变窄时,探测器所能接收到的辐射能量也相应变小。从而使最小可测的温度波动得到相应增大。因此通带的宽度必须是能分辨出特定的最小的温度波动。但由于下面一些原因,通带也不能过宽。

在风切变传感器中可使用的通带范围内,有一个相当大的吸收系数范围或相应的光学探测距离的范围。所谓光学探测距离,就是我们对距离和波谱加权函数 $-\partial L(v, x) / \partial x$ 进行积分所能求得平均距离。因为波谱加权函数是纯指数形式的,相应的探测距离则由下式给出:

$$L(v) = K^{-1}(v) \quad (5)$$

图3表示出波谱探测距离对波数的依赖关系。可以看到,在大约30/厘米的波数范围里,波谱探测距离大约变化一个数量级。由于波谱加权函数同一个大探测距离相结合,这就很难估算出方程(1)中某个滤波函数的有效探测距离。不过,运用近似算法,可以在分析上表示出宽带加权函数的形式,从中就可以推导出有效探测距离的相应解析表达式。

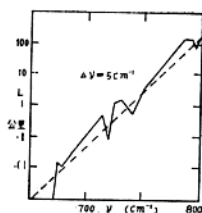


图3 根据 5 cm^{-1} 通带中的吸收系数估算的作为波数的函数的光学探测距离。吸收系数用 McClatchey 等人的表格(1973), $P = 841\text{ mb}$, $T = 289^\circ\text{K}$ 进行计算的。虚线表示图4中计算权重函数所采用的近似分析。

$$\text{Weff}(x) = (e^{-x/L_2} - e^{-x/L_1}) / (x \ln L_2/L_1) \quad (6)$$

$$L \equiv \int_0^\infty \text{Weff}(x) x dx \quad (7)$$

$$\text{或 } L = (L_2 - L_1) / \ln (L_2/L_1) \quad (8)$$

此处 L_2 和 L_1 分别是波数为 ν_1 和 ν_2 时的波谱探测距离。从表达式中可以看出, 当探测距离差 $L_2 - L_1$ 接近于零时, 有效加权函数 Weff 接近于波谱加权函数。这时方程(8)中的有效探测距离 L_1 也接近于波谱探测距离 $L(\nu)$ 。

图4表示出加大通常宽度时出现的作用。图中以对数加权函数 $-d\text{teff}(x)/d\ln x$ 作为 $\ln x$ 的函数, 明瞭地表示出了如何通过加大通带宽度使加权函数拉宽的情况。图4列出的函数都具有10公里的探测距离。最尖的加权函数就是波谱加权函数, 其波数近似为 $760/\text{cm}$, 最宽平的加权函数对应最宽的通带, 即 $724 < \nu < 785\text{ cm}^{-1}$ 。

从图4中可以清楚看出, 应用的最好加权就是波谱加权函数, 但为了具有一定的探测能力, 我们就必须采用有一定宽度的滤波器, 从图中我们不难看出, $36/\text{cm}$ 的波谱范围是比较合适的折衷方案。就在我们在试验中所采用的无冷却探测器而言, 这个频带使我们能探测到大约 1°C 的辐射变量。若采用冷却式探测器, 辐射仪的精度还将提高一个数量级以上。这样, 就可以选择带宽足能使加权函数基本等同于波谱加权函数的窄频带滤波器了。

由于波谱通常加宽而引起的加权函数空间变宽效应将使理想范围内的信号受到探测距离内的微小热波动和探测距离外大范围热扰动的干扰, 这种干扰随通带变窄而减小。

图4中得出的另一个所要考虑的问题是, 小截面热力结构(如下沉气流)的可探测性, 对探测这些随距离变化的结构而言, 有一个最佳的可测范围, 从一个热扰动中产生的最强信号对于某一通带来说, 可能在比离辐射仪10公里更近的地方产生最大值。因此, 可通过在辐射仪前加设几条不同距离的“远”通道, 来提高LLWS报警系统的效率。当附近一般小截面冷下沉气流逼近时, 它可能在探测距离为10公里的通道上产生很小的信号波动,

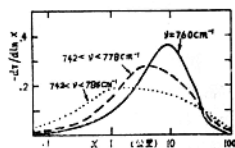


图4 具有相同探测距离(10公里), 在三种不同带宽(0、36和 61 cm^{-1})下权重函数 $d\tau/d\ln x$ 的图形。

而在 2 公里的通道上产生最强的信号波动。如果运用一般二通道的探测系统, 这个事件可能不会引起重视, 而运用二个滤波器以上的多通道探测系统时, 就有可能清晰地发出警报, 尽管这时预警的时间要短些。

理想的 LLWS 辐射仪采用近年先进的光学技术, 用窄的通带在宽频带上以极快的速度连续扫描, 这样, 叠加在均匀背景上的热扰动会在波谱图象上产生一个相应的扰动。最后运用含有热扰动幅度和宽度信息的波谱图象来处理风切变警报。

四、LLWS 红外传感器的试验

迄今已对 LLWS 红外传感器进行了一些非正式的机载和地面试验。例如, 图 5 表示当仰角逐渐增大时, 作为时间函数的辐射仪输出。仰角增大 1° , 辐射温度也变化近 1°C 。根据这个实验, 估计所采用的滤波器的探测距离约为 9 公里; 仪器能判别大约 $0.1^\circ\text{C}/\text{公里}$ 的准水平温度梯度。

在雷雨中和其周围对传感器进行飞行试验, 存在着一系列逻辑和飞行安全的问题, 现在没有足够的资金来作许多此类试验。因此, 我们准备将来以别的方式进行试验。

如果我们能增加对强水平温度梯度的穿越次数, 就会增加成功检验 LLWS 红外传感器设计原理的机会。只要我们能够对机载辐射系统能遥测水平温度梯度这一点作出肯定或予以推翻, 那么我们的试验就获得了成功。

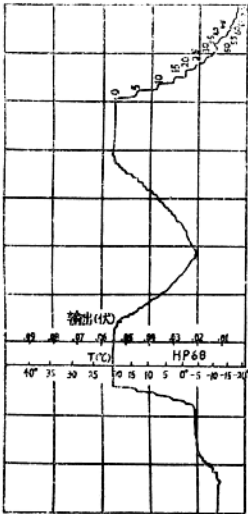


图 5 地面辐射计指示出不同角度时的实际输出曲线, 最小增量对应仰角变化 1° , 用已知近似直减率, 根据此类观察的计算结果表明, 所采用的滤波器的探测距离大约为 9 公里。

在一些海湾地区, 每日重复出现许多次海风锋, 其中有些海风锋具有较强的水平温度梯度, 接近中等雷暴阵风锋的强度。所以, 打算在将来对 LLWS 红外传感器在卡基内斯海峡附近的加利福尼亚海岸进行试验。在这个区域, 每当海洋冷气团进入海岸区时, 就形成强海风锋。另外, 这个地区也非常靠近在这些试验中美国航空航天局所使用的研究飞机的基地莫菲特菲尔德机场。

可以期望只要几天的飞行试验就可进行大量的海风锋穿越试验。可对各种“远”滤波器进行飞行试验, 以便把从计算线强度得出的理论特性同实际特性作一比较, 这些海风锋穿越试验将为 LLWS 红外传感器在晴空下提供鉴定试验。

或许对 LLWS 红外传感器成功的性能试验会增加人们的兴趣和提供资金以继续在雷暴中及其周围对仪器进行试验。但未必能对传感器进行彻底的飞行试验。传感器的工作原理只能在所遇到的一定数量的风切变情况下进行试验, 但强风切变是很难遇到的, 即使经过许多小时的飞行试验, 也很少有可能遇上。另外, 由于关系到飞机本身的安全, 也促使飞行员尽量避开这些产生潜在危险风切变的雷暴区。因此, 仪器飞行试验不会给出传感器警报设计上所达到的极端风切变事件的任何值。

地面传感器可克服飞行试验的部分限制, 例如, 若把 LLWS 红外传感器装到一部气象

铁塔上，则其探测强风切变的机会就大大增加了，铁塔本身也能提供风切变的验证。但这时传感器与风暴之间的相对运动减慢了近一个数量级。这样也促使我们更加详细地研究仪器对已知温度梯度的响应。

五、结论

本文所罗列的理论计算的一些结果表明，采用机载红外辐射仪系统来遥测与雷暴阵风锋和下沉气流有关的水平温度梯度是相当可行的。这种仪器能在10公里处遇上风切变时，即在167秒前，进行预警。

主要试验表明辐射仪可以探测到弱的准水平温度梯度，因此就更能遥测与阵风锋有关的较大的温度梯度。将来的海风锋穿越试验将能对探测原理作出检验，为进行更全面的试验铺平道路。

原文出处：AIAA—81—0239

译者：宋 烽

校者：王凤其

一种低空风切变红外探测系统的空中实施

P. M. Kuhn R. L. Kurkowski

(美国国家航空航天局艾姆斯研究中心)

F. Caracena

(美国国家海洋大气局环境研究所)

提要 在美国国家航空航天局艾姆斯研究中心的一架利尔杰特运输飞机(Learjet)上,一部二氧化碳 CO_2 红外波段辐射仪正在模拟实际低空风切变条件下进行空心测试。这种具有5—8公里前向探测距离的辐射仪,能测量进近状态的飞机前这一范围内的空气温度。当飞机附近的前向温度和静止空气温度之间的差值超过一定值时,或者当一般恒定的位温中出现扰动时,就产生切变警报。运用进入陆地暖空气附近的河口冷空气和特拉维斯空军基地上空的实际弱风切变条件,来模拟飞机进入雷暴下冲气流的现象,并运用这种辐射仪采集大量的空中资料,来验证这些条件。

一、引论

低空风切变对飞机,特别对最终进近和起飞的大后掠翼喷气式飞机,危害极大(Fujita, 1978)。在这些近失速飞行的条件下,严重的风速变化很容易引起飞机下降的危险速率。目前正在开展包括地面和机载在内的切变探测设备的研制工作,就要求指出各种设备的优点和不足。

不要说一种地面设备对许多非大型商用机场没有用,就这种地面设备的规模和延时来说,其局限性也是显而易见的。

有许多拟用和研究出的机载设备,它们不能在飞机遇到之前就探测到切变的危险性。所以,我们讨论了能在飞机遇到切变危险之前探测到切变危险的机载红外遥感系统的测试结果。

低空风切变(LLWS)被定义为出现在地面和离地490米(1500英尺)高度之间的风切变。风切变是指一个大气薄层中风速和/或风向的任一变化,其区域的长和宽为7—8公里至25—30公里,而其垂直高度只有几百米。

产生低空风切变的气象现象主要有雷暴阵风锋(Fujita, 1976)²、快速移动的锋区和很少出现的低空逆温。就一切情况而论,低空风切变常常在事后才被探测到。图1表示飞机进入阵风锋条件的一个典型例子。

光谱13—16微米波段可用来遥测雷暴下曳气流和阵风锋中及其周围的低空风切变(Caracena, Kuhn, 和Kurkowski, 1981以及Kuhn和Caracena, 1978)^{3, 4}。一种在光学设计上具有7—10公里前向探测距离的红外辐射仪可探测飞机前水平航路上的平均气温。风切变座舱

警报是以超过飞机的“前向”和飞机上或附近之间的已定气温差为基础的。另外，把“前向”气温变换成位温(θ)，这在飞机着陆进近和离地起飞时基本上是恒定的。位温(θ)超过已定幅度时的负距平是低空风切变机上警报的基础。图2表示该系统的工作原理。



图1 飞机进入阵风锋(根据Fujita的研究, 1976)



图2 低空风切变双通道红外辐射仪系统的工作原理

二、阵风锋的大气物理特征

图3中给出的Fawbush和Miller(1954)的那种关系式是风切变警报的物理基础。这种关系式表明，一个较冷的下曳气流能产生一个较强的外流风。由于风同所产生的风切变的关系是几何形的，所以风切变的尺度(用地面辐散外流来测量)也随着下曳气流的负扰动尺度而扩大。详细情况请参照Caracena和Kuhn(1978)的著作。

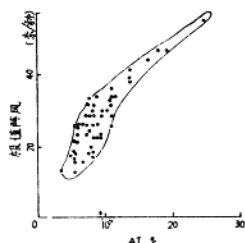


图3 雷暴环境中外流极值阵风风同温度下降之间的关系。(Fawbush和Miller, 1954)

目前正在对一种具有一个或一个以上波段的13—16微米二氧化碳光谱的机载红外辐射仪系统进行飞行测试。它被设计成能根据遥感产生雷暴下曳气流与外流、阵风锋和快速移动锋区的水平温度梯度，提供飞行中的预报和警报。

在单波段方式中，当运用被规定为5公里探测距离的一个前向加权函数 $\partial\tau(v, x)/\partial x$ (相对于水平路径的传输变化)时，位温稳定上升或下降中的异常现象提供了警报的判据。在双波段方式中，当运用一个200—400米前向探测距离时，辐射仪系统中的一个二次滤波器提供了一个参考环境温度。这两个波段方式之间的测温差值 ΔT ，提供了警报的判据。并且补偿飞机在进近期间的俯仰角，以便消除硬目标。

低空风切变红外探测系统是根据辐射传输方程(RTE)来设计研制的，这个方程用来计算从探头上得到的沿水平轨迹的大气辐射。辐射传输方程可用下式表达：

$$N = \int \left[B(v, T) \phi(v) \left[\partial\tau(v, x) / \partial x \right] dx dv \right] \quad (1)$$

式中， N 和 B 为辐射量($Wcm^{-2}Sr^{-1}$)； $\partial\tau(v, x)/\partial x$ 为加权函数。

这里， $\tau_{\Delta v} = \exp(-k_{\Delta} \rho dz)$ ，

其中， k_{Δ} 为波段吸收系数(cm^2g^{-1})； g 为质量混合比(g/g)； ρ 为密度(gcm^{-3})； $x(cm)$ 为增量轨迹长度。

上式(1)中的探测距离或加权函数可表达成 $\partial\epsilon(v, x)/\partial x$ 对 z (水平轨迹)。

把33米(100英尺)至491米(1500英尺)高度上的加权函数以10厘米 $^{-1}$ 的间隔分布在660厘米 $^{-1}$ 至710厘米 $^{-1}$ 的通带上。以695厘米 $^{-1}$ 为中心的通带为辐射仪系统提供了一个最佳的

探测距离或加权函数 (图 4)。

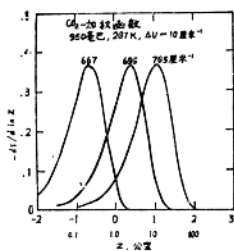


图 4 10厘米^{-1} 通带二氧化碳加权函数

三、仪器系统工作原理

图 5 简要描述出低空风切变红外探测系统的工作原理。红外辐射仪通过其光路，当从交变的二氧化碳和参考测量所产生的交流信号中接收到一个信号时，就产生一个光滑的直流信号。图中， Φ_1 和 Φ_2 指辐射仪探头处远近探测距离滤波器， L_1 和 L_2 指 x 远近距离。图 6 (略) 是安装在飞机机身各个位置上的红外探头和直角镀金镜。前向接收信号的探头可以转动，以补偿飞机进近或离地时的姿态。这种辐射仪的工作原理已由 Caracena, Kuhn 和 Kurkowski (1981)³ 作了介绍。

当辐射仪近滤波器通道或飞机上的静空气温度和辐射仪的前向远滤波器通道处在一个水平均匀温度场中时，所测到的温度是相同的。当外流冷空气逼近时，在近通道响应之前，远通道就开始探测到一个较冷的温度，并且一直持续到冷空气到达飞机时为止。因此，在某一时间，两个辐射仪（即前向探测辐射仪和飞机静空气温度探头）所探测到的温度将相继到达，一直到远通道探测冷空气以外的温度。正如上面所述，当远近传感器之间的温度差不超过一个预定的风切变限定值时，就不产生低空风切变的警报。警报是不断变化的。当然，远或前向探测通道只探测到一个探测距离上的部分低温扰动，并把这一部分看作是一个扰动的辐射温度，这是低空风切变辐射仪所需的精度，它大约为 1°C 。

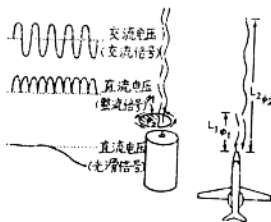


图 5 低空风切变红外探测系统工作原理

要设计一种低空风切变红外辐射仪，必须考虑通带的宽度。从理论上说，窄通带能给出最佳的热扰动空间分辨率，宽通带使辐射产生最强的相应扰动的输出。Caracena, (1981)³ 对二氧化碳分子 Q 分支运用专门通带探测与低空风切变有关的低温异常情况，进行了可行性研究。

四、低空风切变辐射仪的试验

1981 年夏末，在特拉维斯空军基地和旧金山东北部的萨松海湾，对安装在美国国家航空航天局艾姆斯研究中心利尔杰特运输机上的低空风切变辐射仪系统进行了初步试验。这两次试验数据表明，在飞机遇到冷气团和弱风切变前 30—70 秒，该系统能够探测海风影响从 300—430 米高度上进展的情况。

图 7 给出了 1981 年 9 月 7 日特拉维斯的进场着陆航线和风，以及在飞机接地前作为高度和时间函数的 $\Delta T / \Delta t$ ($^\circ\text{C}$) (前向红外辐射仪气温减去飞机上静空气温度)。相对于飞机中心线的光学设备仰角被定在 -4.0° 上。飞机在着陆状态中的相对于水平方向的标准俯仰角为 3.0° 。因此，低于水平线的辐射仪仰角大约为 -1.0° 。在飞机接地前 68 秒 (或 $T-68$) 以外，如果飞行速度为 140 海里/小时，距离则大约为 4.7 公里 (2.72 英里)，并且就

辐射仪的探测能力而言,模拟一个阵风锋时的冷气团最低高度应为82米(250英尺)。

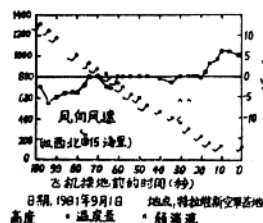


图7 1981年9月1日14时48分(太平洋夏季时间),利尔杰特运输机在特拉维斯空军基地进场着陆时的资料图

根据对这些早期数据的分析,预报前方冷外流的标志是人为地选定为 $\Delta T/\Delta t = 0.5^\circ\text{C}/\text{秒}$ 。对这个模拟的前方冷阵风锋的警报大约出现在100秒以外,但最迟也不晚于接地前的68秒。在图7中,当辐射仪开始探测到特拉维斯以外较暖的山区时, $T-20$ 时的 $\Delta T/\Delta t$ 变为正值。随着飞机飞行高度的下降,在95米(290英尺)高度上可观测到冷气团的顶部,在105米(320英尺)上应出现弱湍流。

图8给出了一个类似的冷气团预警,这两次模拟了一个阵风锋外流。在 $T-70$ 秒时, $\Delta T/\Delta t$ 达到 $0.5^\circ\text{C}/\text{秒}$ 的限定值。1981年8月31日的这次模拟进场着陆是在特拉维斯正南方向的萨松海湾上空进行的。另外,在 $T-12$ 秒时,

$\Delta T/\Delta t$ 变成正值,但这个值比特拉维斯(图7)进场着陆时要小。较冷的海洋入流气团更加强大,而且辐射仪的探测角大部分都指向较大范围的海湾和海洋空气。在49米(150英尺)高度上,出现了弱湍流,风速由 250° 、15海里/时变成 310° 、25海里/时。湍流的高度与垂直和水平切变区有直接的关系,但由于相互混合,会在很厚的气层上出现。在这次进场中,冷空气的顶高大约为65米(200英尺)。

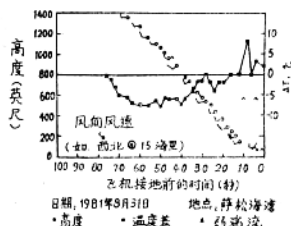


图8 1981年8月31日18时40分(太平洋夏季时间),利尔杰特运输机在萨松进场着陆时的资料图

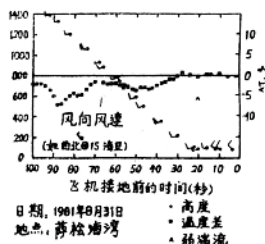


图9 1981年8月31日13时32分(太平洋夏季时间),利尔杰特在萨松海湾进场着陆时的资料图

图9表示出1981年8月31日在萨松的另一次进场着陆, $\Delta T/\Delta t$ 超出了限定值,表明在 $T-90$ 秒时,飞机前方有一个模拟的冷阵风锋。这次进场着陆和以后的进场着陆同前两次进场着陆一样,在1330时和1500时(太平洋夏季时间)之间,飞机加入着陆航线。在 $T-28$ 秒时,飞机明显接近(如果不是进入的话)高度大约为59米(180英尺)的冷空气。如在萨松海湾进场着陆那样,辐射仪探测的背景对在一定距离之外是比较冷的, T 基本上保持在 0°C 。另外,当风由 250° 、20海里/时变成 300° 、10海里/时时,40米(120英尺海平面高度)高度上再次出现弱湍流,而在冷气团顶部的附近没有出现湍流。

1981年9月2日下午(图10),飞机在特拉维斯进场着陆时,从 $T-100$ 秒到接地, $\Delta T/\Delta t$ 没达到 $0.5^\circ\text{C}/\text{秒}$ 的限定值。后来也没有遇到比环境温度更冷的气团,在 $T-20$ 秒时,前向探测辐射仪探测到在特拉维斯跑道区以外有一股较暖的空气。飞机在下降时没有遇到湍

流, 风向也没有发生变化。

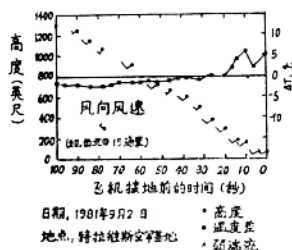


图10 1981年9月2日14时11分(太平洋夏季时间), 利尔杰特飞机在特拉维斯空军基地进场着陆时的资料图。

五、结论

本文给出的初步实验结果表明, 运用机载红外辐射仪系统来遥测进场着陆飞机前方与入流海洋冷气团有关的水平温度梯度是可行的。由于阵风锋通常伴有较强的水平温度梯度和低空强风切变, 认为用这种辐射仪探测阵风锋附近的水平温度梯度是合理的。可以相信, 在飞机遇到风切变前7公里, 运用这个系统就能进行预先警报, 把这个距离换算成时间, 则相当于102秒以上的警报时间。

原文出处: AIAA—82—0153

译者: 王凤其

校者: 孙景儒

使用Bertin多普勒声雷达的机场着陆区 低空风切变探测系统

M. P. Huguet, R. Zanelli, J. M. Fage

(法国Bertin公司)

1、引言

在起飞和着陆期间,飞行员所体验到的主要危险有垂直、水平风切变和强烈的上升、下沉气流,有时还与局地性下冲气流有关(Fujita和Caracena,1977)。这些危险的发生,主要是由于过份信赖机场常规气象观测而未进行更多的调查研究。

虽然主要依靠地面测量的风切变探测系统能够提供一定数量的警报判据,但是,对于测量水平风垂直切变以及依赖于高度的湍流特性(包括在行星边界层中经常发现的低空急流现象)来说,地面测量系统实质上是失败的(Lyons等人,1980)。这些参数的直接、实时的测量,现在已有可能用三个轴向的单点多普勒声雷达(SODAR)来实现,例如,用Bertin公司研制的那种单点多普勒声雷达。

本文所介绍的声雷达(SODAR)是一种可以信赖的、补充技术,这种技术大大增强了现有的,但是很有限的地面系统的能力。

Bertin多普勒声雷达曾在法国里昂萨托拉机场进行了六个月内容广泛的试验(图1—略)后来又放到尼斯·科特达祖尔(Nice Cote d'Azur)国际机场进行航空飞行保障中使用。这些机场属于这个国家起飞着陆最多的四个机场之列。尼斯之所以被选中,是由于那里有错综复杂的和有时会带来危险的中尺度风现象。这种中尺度的风现象,在这个位于复杂地形的海岸地区的机场是频繁发生的。

2、机场使用的Bertin多普勒声雷达的鉴定

声雷达的广泛试验和鉴定已经完成,它包括以下单位的工作:

- (1) 美国博尔德的NOAA波传播实验室(Gaynor和Korell,1981)。
- (2) 法国电气管理局(Gland,1980,1981)。
- (3) 意大利电气管理局(ENEL,1981)。

下面的几种相互比较(图2—4)是用一个300米气象塔、250个以上的雷达跟踪气球和在6个月期间内施放的探空仪的资料制作的。按照Gland 1980年的结论,对于在有代表性的声环境中使用的声雷达,获得了“极好的结果”。这种情况促使了这个系统1980年7—12月在里昂萨托拉机场进行进一步的试验(一天24小时自动工作)。法国电气管理局和地方政府气象部门把声雷达的结果和每天4次由无线电探空仪获得的风、温度测值进行了比较。得出的结论是,多普勒声雷达“特别适用于大气边界层中400—500米以下区域的连续监

测”(Gland, 1981)。图5 a、b、c根据半年的资料,分别在50、100和250米高度上,对声雷达和探空仪测得的风方向图进行了比较。若把声系统看作为一种机场风切变指示器,则该系统的显著特征之一,就是具有专门的软件质量保证程序,如像飞机噪声的自动抑制程序等。这就避免了假信号掺入数据之中。这样一来,就可以有把握地实时使用声雷达的输出。

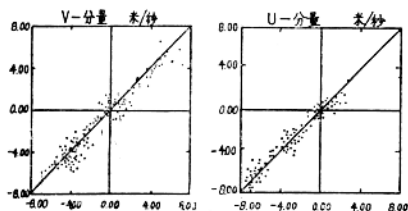


图2 Bertin多普勒声雷达作为博尔德气象塔数据的函数,离地高度达300米的水平风速的比较(Gaynor和Korell, 1981)。

平均均方根差: $U = 0.59$ 米/秒 $V = 0.78$ 米/秒
相关系数: $U = 0.98$ $V = 0.97$

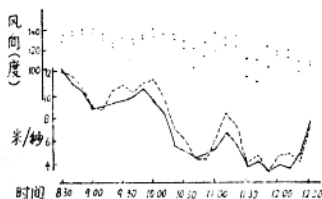


图3 瞬时比较, 离地高度250米, 1979年10月9日, 08:30(地方标准时)
断线—雷达(瞬时的, 25次探测)
实线—声雷达(10分钟平均值)

(水平位置相同—伸展了的风速和风向比例尺)

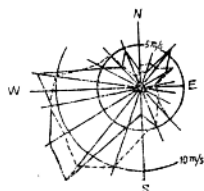


图4 取自3个月内的风方向图(从1979年12月5日到1980年2月2日)
断线—声雷达
实线—无线电探空仪

(两系统相距30哩以上)

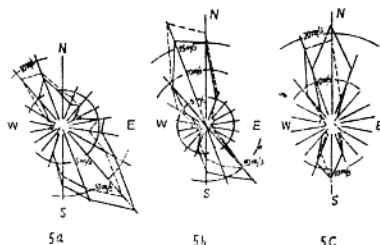


图5 6个月期间的风方向图 断线—声雷达; 实线—无线电探空仪

a. 离地高度50米—稳定情况,
b. 离地高度100米—稳定情况,
c. 离地高度250米—所有情况。

在里昂机场试验中体验到声雷达有极好的可靠性、精确性和使用的方便性，这就促使作出了尼斯国际机场上业务应用声雷达的决定。因为在这个机场，经常遇到风切变问题。

3、业务运行

尼斯国际机场(图6—略)座落在瓦尔河谷出口处邻近复杂山区地形的海岸平原上。这里，中尺度的风的形式很复杂，有时它会使得着陆飞机发生危险。由于风模式的空间变化很剧烈，所以把一台三轴的单站声雷达装在一辆拖车上，以便在试验数据搜集期间能够选择最佳的监测位置。

经过仔细选择的探测场地，确定在主跑道的接地点附近。在这个位置上取得的数据，将在第5节中进行初步的分析。

每周的日常维修检查，由地方气象部门的人员进行。Bertin公司只进行远距离的询问，包括为维护所需的诊断测试，这是在巴黎使用标准电话线路的拨号基线，通过RS232接口完成的。简单的标准维修程序(例如在这里实际上使用的)，可以使数据的恢复率大于95%。

声雷达的风及湍流的数据，可以实时地获取，经由宽行打印机输出，并可储存在盒式数字记录器中，以便将来作气候学和统计学的分析时使用。远处的气象室或机场外的其他用户，可用标准电话线路完成实时的数据搜集。

4、尚在进行的研究工作

正如在尼斯机场着陆的飞行员所作的报告和气象室的证实，飞机在最后进近时经常遭遇到以下几个难以对付的问题：

- 轴向的风切变；
- 横向的风切变；
- 严重的上升或下沉气流。

在不同的时间尺度和空间尺度上，这三种效应都可能出现。人们希望声雷达能够对上述效应进行自动鉴别，并直接发出警报。因为这些现象都存在着快速的瞬间波动，所以监测还必须基本上是连续不断进行的。

此外，很明显，声雷达给出的“常规”大气品质，例如湍流的统计和温度层结廓线，对于飞行员和交通管制员来说，都是没有意义的和不必要的。绝对必须的则是，关于风切变及湍流对具体飞机型号的危害，作出简短而明确的诊断，并与其在时间和空间的具体限度一起，提供给塔台人员。这个事实，已发展到下列几方面的研究：

- 时空尺度的研究；
- 严重事件的分析；
- 自动处理声雷达数据和自动产生警报信息的软件开发；
- 飞机所遭风的情形的比较和可靠度极限的鉴定。

这些研究的完成将导致声雷达技术直接和有效地在实际机场业务中应用。与此同时，多普勒声雷达对于机场工作者来说，亦将被当作一种有效的装置使用。

5、尼斯机场周围的风场模式

由于接近河谷、山和海，所以中尺度风模式在尼斯机场周围是很复杂的和多变的。风的这种状况，现在正进行着一系列的调查研究。但是，这些现象的主要特征，已经可以在统计学的基础上看出来了。

在尼斯，地面天气图上的风通常来自东方。在地平面以上250米处，约有80%的测值

稍微偏向东北东方向。在这个相同的水平位置上（机场西南部的风向风速计）的风向图与离地高度为10米的风向风速计相比，则存在着巨大的差别，北北东风占5%，南风占16%，东风则只占18%，至少有70%的情况存在着重要的风切变，因此离地高度10米的风的情报（这些情报被提供给飞行员）将发生相当大的误解（图7）。跑道上的低空盛行状况，在夜间和早晨直至11点00分（地方标准时间）是山谷风，而在下午则是海上来的微风。

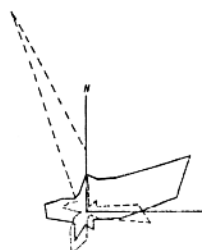


图7 在这相同的水平位置上的风方向图
断线—离地10米的风向风速计
实线—离地250米的声雷达

6. 水平和垂直空间尺度的比较

正如声雷达资料所指出的，在声雷达的安装位置上，大多数的垂直切变都发生在40米以下的气层中。这种切变可以和水平风向风速计网上看到的切变进行比较，这个风向风速计网包括了三个观测点（跑道的西南、中心和东北部）。还给出了一个方向概率矩阵（图9）。几个比较值在表1中给出。

很清楚，风切变可以用声雷达数据完成高分辨的监测。但是，声雷达和风向风速计网互相结合，也能使测值更加完整，并且为了潜在风切变危险的可靠的、实时的和定量的监测，也必须联合起来使用。

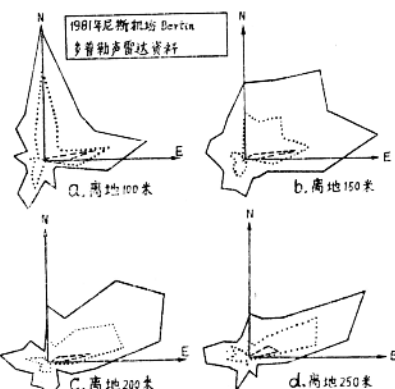


图8 在尼斯国际机场，从离地高度100米到250米的风方向图

表1 比较值

风 切 变 超 过 值	+30°	+50°	+70°
西 南—东 北 风 速 计 (相 距 2 哩)	36%	17%	9%
西 南—声 雷 达 (同一地点) 200米	65%	57%	51%