

某型运输机发生严重颠簸时的阵风响应分析

石海波, 焦晓辉

(中国飞行试验研究院, 西安, 710089)

摘要 介绍了某型运输机在飞行中遭遇阵风,引起飞机发生严重颠簸的情况。分析了颠簸时自动驾驶仪参数、发动机参数和飞机纵向参数变化。结果显示,高度、指示空速、迎角、俯仰角、法向过载等飞参在飞机遭遇阵风时的响应迟滞不同。同时计算得到飞机的相对升力(与颠簸前飞机稳定平飞时升力的比值)和垂直风速,其极值分别为0.25 m/s和-11.58 m/s,出现在飞机发生严重颠簸(最大法向过载增量为-0.52)时。

关键词 运输机;严重颠簸;阵风;自动驾驶仪;法向过载

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2021.01.007

中图分类号 V217+.32 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2021)01-0039-06

An Analysis of Gust Response in Severe Turbulence at a Certain Type of Transport Aircraft

SHI Haibo, JIAO Xiaohui

(Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract A certain type of transport aircraft encountered gusts in flight and caused serious turbulence of the aircraft is introduced, and the autopilot parameters, engine parameters and aircraft longitudinal parameters during turbulence are analyzed. The results show that the response hysteresis of flight parameters such as altitude, indicated airspeed, angle of attack, pitch angle and normal overload is different when the aircraft encounters gust. At the same time, the relative lift (the ratio of the lift to the lift when the aircraft is flying steadily before bumping) and the vertical wind speed are calculated, and their extreme values are 0.25 m/s and -11.58m/s respectively in appearing when the aircraft is seriously bumped (the maximum normal overload increment is 0.52). The analysis results are only for reference to studying gust response and gust load mitigation of transport aircraft.

Key words transport aircraft; severe turbulence; gust; autopilot; normal overload

阵风,即湍流,是大气层中客观存在的一种不规则大气运动,其方向、强度和分布与高度、地貌、气候、季节等诸多因素有关,具有很强的随机性。飞机遭遇阵风时升力会出现不规则变化,使飞机颠簸,出现上下抛掷、脉动、左右晃动,造成飞机操作困难,仪表指示不准等现象^[1]。

在由各种天气引起的飞行事故中,大气湍流造

成的超过半数,因此湍流是造成机上人员受伤的首要原因,会产生巨大经济损失^[2-3]。同时,由于热力湍流、动力湍流及晴空湍流等产生后有时并没有可见的天气现象且尺度较小,机载气象雷达等设备难以探测,所以会严重影响飞行安全^[1,4]。2007年7月6日,从悉尼飞广州的CZ322航班途径菲律宾南部海域上空时在巡航高度突然遭遇晴空湍流,飞机

收稿日期: 2020-09-08

作者简介: 石海波(1986—),男,陕西西安人,工程师,研究方向:飞机结构强度与载荷试飞。E-mail:2008attitude@163.com

引用格式: 石海波, 焦晓辉. 某型运输机发生严重颠簸时的阵风响应分析[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2021, 22(1): 39-44. SHI Haibo, JIAO Xiaohui. Gust Response Analysis of A Transport Aircraft in Severe Turbulence[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2021, 22(1): 39-44.

急剧上抛后又急剧下降十几米,持续时间 20 多秒;机上有人员飞离座位,头部撞上机舱顶,20 多名乘客及机组成员头部或颈部受伤^[4]。2013 年 5 月 26 日,一架空客 A380 飞机(属于新加坡航空公司)在巡航至安达曼海上的万米高空时毫无征兆地遭遇重度晴空湍流,飞行高度急坠 3 m,造成多人严重受伤^[5]。Williams 等人指出,到 2050 年二氧化碳浓度的增加将会导致晴空湍流的总体强度增大 10%~40%,同时在巡航高度的湍流发生频率也将提高 40%~170%^[6],这预示着飞机未来会遭遇到更多更强的颠簸。因此,深入研究湍流对飞机的响应有重要意义。

表 1 飞机遭遇颠簸时的天气数据

时间	总云量	云高/km	风速/(m/s)	风向	能见度/km	天气现象	气温/℃	相对湿度/%	地面气压/hPa
遭遇颠簸前 18 min	0	4.5	5	66	8.0	霾	23.2	37	967.0
遭遇颠簸后 40 min	2	4.5,5.4	5	96	8.0	霾	23.9	34	965.8

2 飞行参数分析

2.1 自动驾驶仪飞参分析

2.1.1 自动驾驶仪的反馈理论

垂直阵风引起飞机升力变化的结果是飞机迎角的变化, $\Delta\alpha_g$ 。

$$\Delta\alpha_g = u_v/v \quad (1)$$

式中: u_v 为垂直风速; v 为飞行速度。

垂直阵风的等效气动结果为 $\Delta\alpha_g$, 这相当于在飞机的小扰动运动方程中引入干扰项 $\Delta\alpha_g$, 因此可得到飞机遭遇阵风时的飞机运动方程^[7]:

$$\begin{cases} \frac{dx}{dt} = Ax + Bu \\ y = Cx + Du \end{cases} \quad (2)$$

式中: 状态向量 $x = [\Delta v \quad \Delta\alpha_g \quad \omega_z \quad \Delta\theta \quad \Delta h]$, 分别为飞行速度、迎角、俯仰角速度、俯仰角和高度的变化量; 输出向量 $y = [\Delta n_z \quad \omega_z \quad \Delta\theta \quad \Delta h]$, 分别为法向过载、俯仰角速度、俯仰角和高度的变化量; 控制向量 $u = [\delta_z \quad \omega_g]$, 分别为升降舵偏角和垂向风速; A 、 B 、 C 和 D 为常值矩阵。

飞机的基准运动为在某一高度的稳定平飞, 遭遇阵风时飞行员不实施操纵, 考虑到飞机自动驾驶仪对飞机的影响, 飞机的纵向飞控系统原理^[8]如图 1 所示。

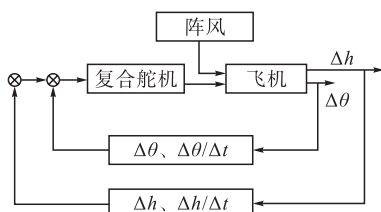


图 1 飞机的纵向飞控系统原理框图

1 飞机状态及气象信息描述

飞机遭遇阵风前处于自动驾驶的高度保持模式, 在 2 800 m 高度稳定平飞, 遭遇阵风后, 飞机颠簸约 138 s, 最大法向过载增量达到 -0.52。自动驾驶的高度保持模式触发断开条件, 自动断开进入自动驾驶的俯仰保持模式保持 3.56 s, 之后又进入高度保持模式。天气预报每隔 1 h 报一次, 给出颠簸前后的天气预报, 具体的实时天气数据见表 1。由表 1 可判断飞机遭遇阵风时所在飞行高度的天空基本晴朗无云。

2.1.2 自动驾驶仪的飞行数据

飞机遭遇颠簸时自动驾驶仪的垂直模式、水平模式、驾驶仪状态、高度偏差等参数在整个颠簸过程中的响应时间历程, 如图 2 所示。

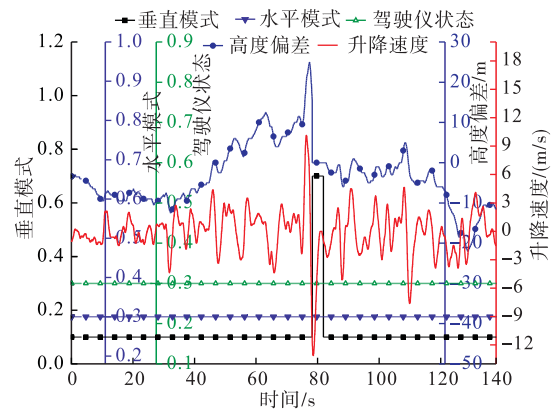


图 2 飞机遭遇颠簸时自动驾驶仪参数的时间历程

其中, 自动驾驶仪高度保持的目标高度为 2 800 m。驾驶仪状态的参数值一直为 0.3, 表明飞机在整个颠簸过程中都处于自动驾驶仪接通状态, 即飞机处于自动驾驶状态, 同时飞行员未进行主动操作。水平模式值为 0.3, 表明飞机处于远距导航模式; 垂直模式值为 0.1, 表明飞机处于高度保持模式。由此可知飞机处于自动驾驶状态按一定的飞行高度进行稳定平飞, 当飞机偏离该飞行高度时自动驾驶仪会自动修正到目标高度。在 78.312 5~81.875 0 s 这段时间, 自动驾驶切换到俯仰保持模式, 持续 3.562 5 s, 之后从 81.906 3 s 一直到飞机脱离颠簸区飞机都处于高度保持模式。

由图 2 可知, 飞行高度在 2 800 m 左右波动, 波动范围为 -13.2~24.1 m, 没有达到高度保持功能断开的触发条件。但是, 在 78.437 5 s 升降速度为 -13.125 m/s, 超过高度保持模式的临界值, 触发了

高度保持模式断开的条件。因此,自动驾驶仪的模式转换是由于升降速度超过临界值引起的,导致自动驾驶仪自动切换到俯仰保持模式。

2.2 发动机状态飞参分析

该飞机采用 4 台涡轮螺旋桨发动机,从左到右依次为 1 号、2 号、3 号、4 号发动机。由图 3~5 可知,在飞机颠簸过程中,发动机相对瞬时油耗(瞬时油耗与发动机最大油耗的比值)、发动机相对油门角度(油门角度与发动机最大油门角度的比值)基本不变,发动机相对转子转速在 96% 左右轻微波动。因此,在飞机颠簸的过程中发动机的状态基本没变,这说明飞机颠簸不是由发动机引起的。其中,图 3 中 δ_0 为发动机相对油门角度, δ_1 、 δ_2 、 δ_3 和 δ_4 分别为 1 号、2 号、3 号和 4 号发动机的相对油门角度。图 4 中 n 为发动机相对转子转速, n_1 、 n_2 、 n_3 和 n_4 分别为 1 号、2 号、3 号和 4 号发动机的相对转子转速。

图 5 中 IFC 为发动机相对瞬时油耗, I_1 、 I_2 、 I_3 和 I_4 分别为 1 号、2 号、3 号和 4 号发动机的相对瞬时油耗。

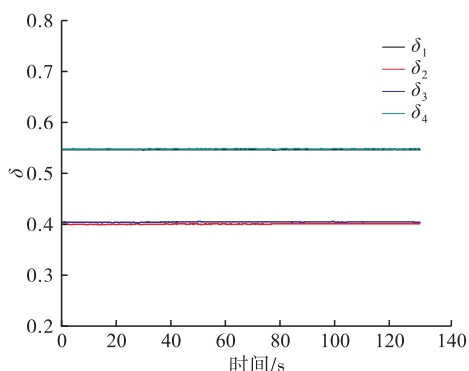


图 3 发动机相对油门角度的时间历程

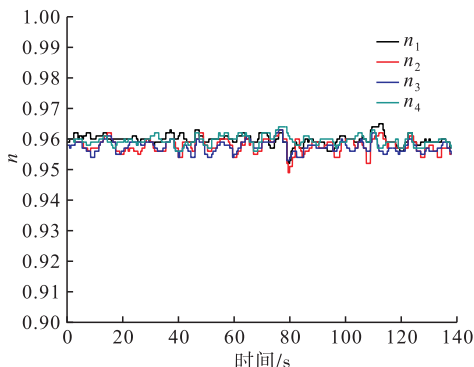


图 4 发动机相对转子速度的时间历程

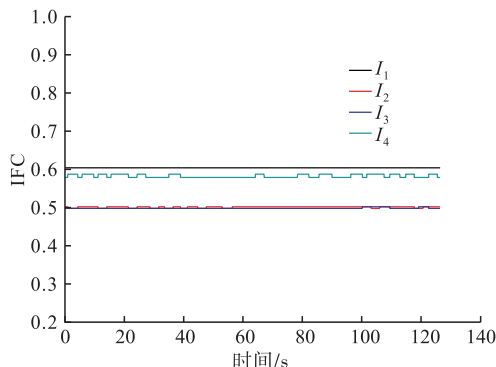


图 5 发动机相对瞬时油耗的时间历程

2.3 飞机纵向参数分析

飞机遭遇颠簸时间约 138 s。其中,严重颠簸约 10 s,取 72~82 s 的严重颠簸时间段进行分析。此时飞机处于高度保持模式,当飞行高度偏离目标高度时会根据图 1 的原理自动修正高度。

图 6 中 Δh 表示高度偏差(与高度保持模式目标高度的差值), δ_L 和 δ_R 分别表示左和右相对升降舵偏度(升降舵偏度与升降舵的使用偏度范围的比值), δ_a 表示相对纵向杆位移(纵向杆位移与纵向杆位移的使用范围的比值), θ 表示俯仰角, q 表示俯仰角速度。

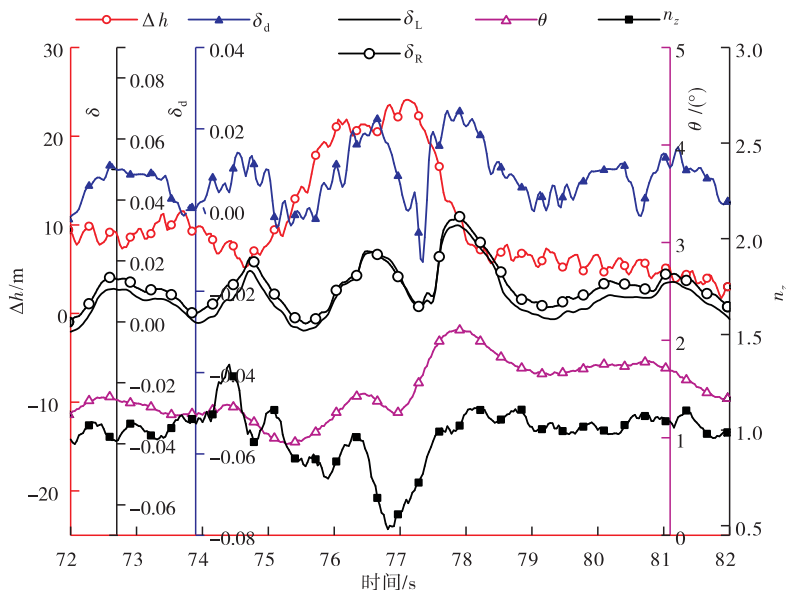


图 6 飞机在严重颠簸时部分参数的时间历程

由图6的飞行数据可知,相对纵向杆位移在0.022 34(76.656 25 s)时,飞行高度大于目标高度,自动驾驶仪会自动修正高度。此时,自动驾驶仪给飞机推杆的命令,相对纵向杆位移幅度从0.022 34(76.656 25 s)下降到0.000 11(77.093 75 s),之后小幅升高到0.004 37(77.218 75 s)后继续下降到-0.012 03(77.312 5 s),最后再升高到0.019 28(77.5 s)。计算可得在整个颠簸过程中相对纵向杆位移的最大变化幅度为0.031 3。

纵向杆位移的变化传递到升降舵上,相应地,升降舵偏度上偏,幅度从0.021 86(76.687 5 s)上偏到0.005 03(77.281 25 s),再小幅下偏到0.009 4(77.406 25 s),之后上偏到0.008 46(77.5 s),最后下偏到0.030 04(77.656 25 s)。计算可得在整个颠簸过程中相对升降舵偏度的最大变化幅度为0.021 6。

最后,升降舵偏度的变化引起俯仰角的变化,对应的俯仰角从1.241 45°(76.937 5 s)升高到2.103 88°(77.843 75 s),计算可得俯仰角的最大变化幅度为0.862 4°。

2.4 法向过载

图7所示为飞机在整个颠簸过程中法向过载的时间历程曲线,其变化范围在0.48~1.37之间,图中红色标注1~5为法向过载增量超过0.30的峰值点。法向过载在74.343 75 s时,达到峰值点1,值为1.34,在76.750 00 s时,法向过载达到峰值点2,峰值为0.48,然后迅速恢复到1.02(77.656 25 s)。其中,法向过载的最大变化量达到0.52,根据颠簸等级划分的标准^[1],达到了严重颠簸的标准。

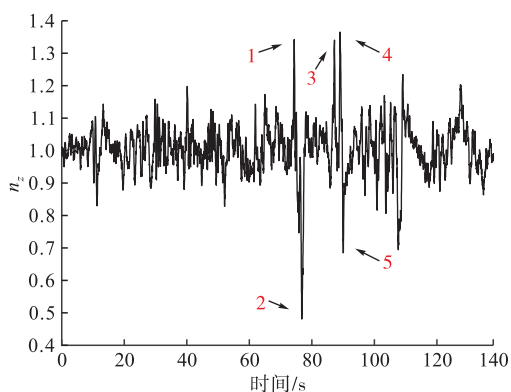


图7 飞机在整个颠簸过程中法向过载的时间历程

3 飞机升力和垂直风速计算

飞机升力计算如式(3)所示,代入飞行数据即可得到颠簸过程中的升力 L 。同时,在飞机颠簸前2 min内取一段10 s的稳定平飞数据计算升力的平均

值($h=2\ 800.9\text{ m}$, $v=403.3\text{ km/h}$, $\alpha=2.96^\circ$, $n_z=1.00$),飞机在无风时的稳定平飞的升力值,用 L_0 表示。因此,可得到颠簸过程中相对升力 L/L_0 的曲线图,如图8所示。

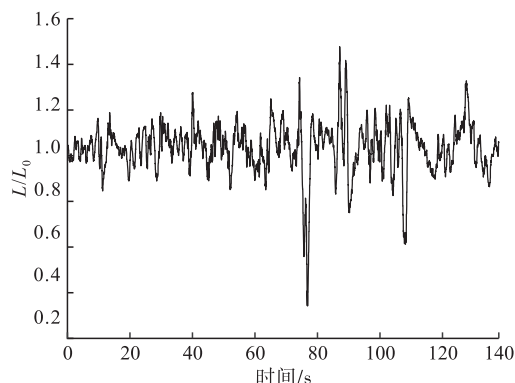


图8 飞机颠簸过程中相对升力的时间历程曲线

$$L = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_{L\alpha} (\alpha + \alpha_0) \quad (3)$$

式中: ρ 为飞行高度的大气密度; v 为飞行速度; S 为机翼面积; $C_{L\alpha}$ 为飞机升力曲线斜率; α 为迎角; α_0 为零升迎角。

由式(1)和式(3)可知,垂直阵风引起的升力增量为:

$$\Delta L = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_{L\alpha} \Delta \alpha_g = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_{L\alpha} \frac{u_v}{v} = \frac{1}{2} \rho u_v v S C_{L\alpha} \quad (4)$$

式(4)除以飞机质量 W 可得到飞机法向过载增量和垂直风速的计算公式:

$$\Delta n_z = \frac{\Delta L}{W} = \frac{\frac{\rho}{2} u_v v C_{L\alpha}}{S} \quad (5)$$

$$u_v = \frac{\Delta n_z \frac{W}{S}}{\frac{\rho}{2} v C_{L\alpha}} \quad (6)$$

考虑到阵风引起飞机运动和升力增长滞后的影响,文献[9]根据飞行实测数据推导出了阵风减缓因子 K_g ,因此可得到考虑飞机运动和升力增长滞后的垂直风速的计算公式,如下所示。

$$u_v = K_g \frac{\Delta n_z \frac{W}{S}}{\frac{\rho}{2} v C_{L\alpha}} \quad (7)$$

式中: μ_g 为由式(9)定义的参数。

$$K_g = \frac{0.88 \mu_g}{5.3 + \mu_g} \quad (8)$$

$$\mu_g = \frac{2W/S}{\rho g c C_{L\alpha}} \quad (9)$$

将飞行数据代入式(7)中即可得到飞机颠簸过程中遭受的垂直阵风速度,如图9所示。

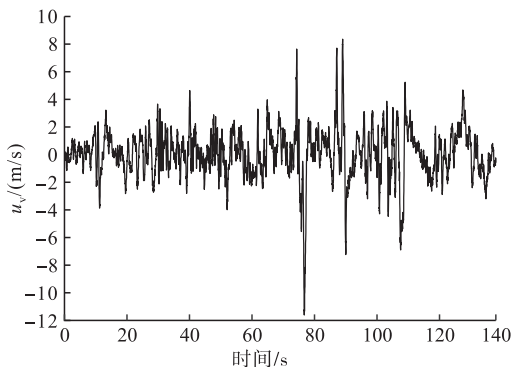


图 9 飞机颠簸过程中垂直风速的时间历程曲线

根据相关关系的计算公式^[10]分别计算整个颠簸过程中垂直风速与相对升力、垂直风速与法向过载和相对升力与法向过载的相关关系, 计算结果分别为 0.908 7、0.999 9 和 0.910 3。因此, 上述 3 种参数之间是高度相关的。其中, 垂直风速与法向过载的相关性最强。图 10 给出了 72~82 s 的严重颠簸时间段中上述 3 个参数的时间历程曲线, 可知它们的变化规律基本一致。其中, 引起自动驾驶仪高度保持模式自动断开前的相对升力、法向过载和垂直风速的最小值分别为 0.25、0.48 和 -11.58 m/s。

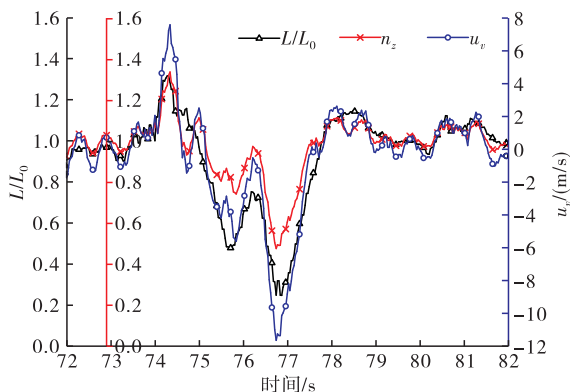


图 10 72~82 s 内相对升力和垂直风速的时间历程

4 讨论

如图 11 所示为飞机遭遇严重颠簸时各飞参的时间历程曲线。其中, α 表示迎角, v_i 表示指示空速, θ 表示俯仰角, q 表示俯仰角速度, Δh 表示飞行高度与高度保持模式的目标高度之差。在 77.031 25 s 时 Δh 达到最大值 24.11 m, 然后急剧下降到 78.375 0 s 时的 5.65 m, 在 1.3 s 内下降了 18.46 m, 然后波浪式逐渐继续下降。指示空速在 76.875 0 s 时达到峰值 422.80 km/h, 然后急剧变小到最小值 411.67 km/h (77.000 0 s); 再从 411.40 km/h (77.062 5 s) 急剧恢复到 419.32 km/h (77.187 5 s)。计算可得严重颠簸时指示空速在减小和增大时的变化率分别为 89.04 m/s² 和 63.36 m/s²。迎角在 76.500 0 s 时达到一个小峰值 1.254°, 之后急剧下降到最小值 -1.480° (76.625 0 s), 然后再波动式升高到 2.627 0° (77.843 8 s), 计算可得严重颠簸时迎角最大变化率为 21.872(°)/s。俯仰角在 76.531 0 s 时为 1.428 2°, 然后减小到 1.24° (76.937 5 s); 迎角变大时, 俯仰角也迅速达到最大值 2.070 9° (77.718 5 s), 计算可得严重颠簸时俯仰角的最大变化率为 1.063(°)/s。

根据图 7 标出的整个颠簸过程中 5 个法向过载较大的峰值点, 统计各峰值的迎角 α , 相对升力 L/L_0 , 指示空速 v_i , 俯仰角 θ , 俯仰角速度 q , 高度差 Δh 和垂直风速 u_v 等飞参的时间和数值, 如表 2 和表 3 所示。结合图 2 和图 7 可知, 飞机在法向过载的 5 个峰值点及附近的其余 5 个飞参的峰值出现时, 飞机均处于自动驾驶仪的高度保持模式。因此, 飞机遭遇阵风后, 不同飞参因阵风输入产生相关响应的先后顺序为: 迎角、俯仰角速度、法向过载/俯仰角、指示空速、高度。

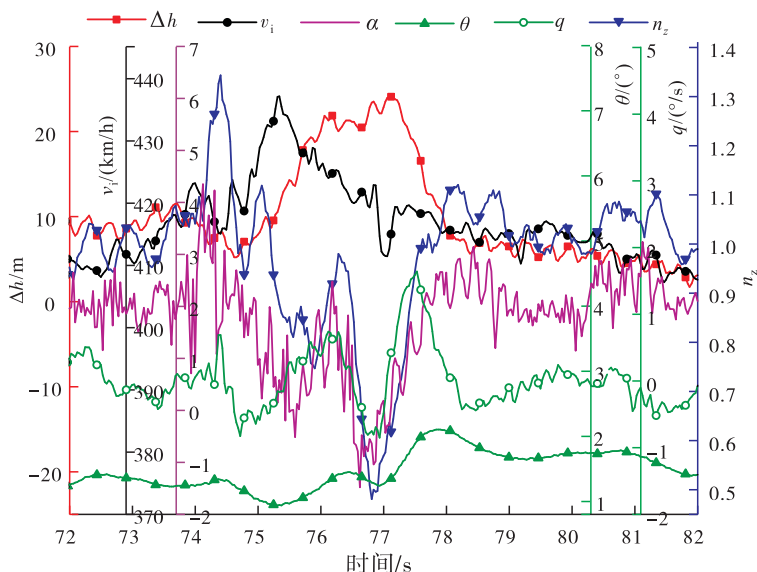


图 11 h 、 v_i 、 α 、 θ 、 q 和 n_z 等飞参的时间历程

表2 图7中 n_z 的5个峰值点附近的 α 峰值时间及 L/L_0 、 q 、 n_z 、 θ 、 v_i 、 h 和 u_i 等飞参相对 α 的时间差 单位:s

序号	t_α	$t_{L/L_0} - t_\alpha$	$t_q - t_\alpha$	$t_{n_z} - t_\alpha$	$t_\theta - t_\alpha$	$t_{v_i} - t_\alpha$	$t_{\Delta h} - t_\alpha$	$t_{u_i} - t_\alpha$
峰值1	74.125 00	0.156 25	0.250 00	0.281 25	0.250 00	0.468 75	1.593 75	0.218 75
峰值2	76.625 00	0.125 00	0.218 75	0.187 50	0.312 50	0.343 75	1.531 25	0.125 00
峰值3	86.843 75	0.312 50	0.312 50	0.406 25	0.343 75	0.531 25	1.500 00	0.343 75
峰值4	88.812 50	0.250 00	0.250 00	0.281 25	0.312 50	0.343 75	1.375 00	0.218 75
峰值5	89.750 00	0.312 50	0.218 75	0.343 75	0.343 75	0.281 25	1.531 25	0.312 50

表3 图7中 n_z 的5个峰值点附近的 α 、 L/L_0 、 q 、 n_z 、 θ 、 v_i 和 Δh 等飞参的峰值

序号	$\alpha/(^\circ)$	$q/(^\circ/s)$	n_z	$\theta/(^\circ)$	$v_i/(km/h)$	$\Delta h/m$
峰值1	4.36	0.68	1.34	1.34	423.65	17.82
峰值2	-1.48	-0.81	0.48	1.24	412.16	7.33
峰值3	5.15	-0.19	1.34	1.49	414.35	-2.04
峰值4	5.01	0.74	1.36	1.70	409.12	2.44
峰值5	0.68	-1.12	0.68	0.96	407.41	3.00

同时,由图11可知,迎角、法向过载、俯仰角速度和高度的阵风响应规律基本一致,而俯仰角速度与迎角和法向过载的规律性比俯仰角更好。因此,可考虑将迎角作为一种阵风输入参数反馈给升降舵和襟翼等飞机部件来对冲阵风引起的机翼载荷。同时,迎角、俯仰角速度和法向过载可作为抑制飞机高度剧烈变化的一种输入。

由图10和图11可知,在飞机发生严重颠簸前,飞机遭遇到向下的垂直风,最大风速达到-11.58 m/s,飞机升力急剧减小,飞行高度下降。同时,由于飞机此时处于自动驾驶的高度保持模式,飞行高度大于目标高度,飞机会自动修正降低高度以达到目标高度,给出使飞机高度下降的命令,如图6所示。因此,飞机高度修正与阵风对飞机的影响是一致的,即飞机自动驾驶仪的修正加强了阵风对飞机的影响。

5 结论

1)通过对自动驾驶仪参数、发动机参数和飞机纵向参数的分析认为:本次颠簸是由阵风引起的。其中,最大法向过载增量为-0.52,达到严重颠簸的标准。此时,最大垂直风速和相对升力分别达到-11.58 m/s和0.25;迎角和指示空速也急剧变化,其最大变化率分别达到 $21.87(^\circ)/s$ 和 $89.04 m/s^2$ 。

2)自动驾驶仪的高度保持模式突然自动断开是

由于升降速度超过临界值触发的。同时,在严重颠簸时自动驾驶仪的修正加重了颠簸的程度。其中,相对纵向杆位移、相对升降舵偏度和俯仰角的最大修正幅度分别为 0.0313° 、 0.0216° 和 0.8624° 。进一步地,自动驾驶仪对颠簸的影响程度还需通过飞行试验来验证。

3)遭遇阵风时,迎角、法向过载、俯仰角速度、指示空速和高度等飞参响应的延迟不同,这对阵风载荷减缓设计有一定借鉴价值。

参考文献

- [1] 王秀春,顾莹,李程. 航空气象[M]. 北京:清华大学出版社,2014:149-159.
- [2] TVARYANAS P. Epidemiology of Turbulence-Related Injuries in Air Line Cabin Crew, 1992-2001[J]. Aviat Space Environ Med, 2003, 74: 970-976.
- [3] 李萍,胡家美,曹正. 我国晴空颠簸特点及各种预报结果分析[J]. 气象研究与应用, 2009, 30(3): 24-37.
- [4] 俞飞,王科,梁爱民,等. 华北地区晴空颠簸的分类特征及分析[J]. 气象, 2008, 34(8): 15-21.
- [5] 周林,黄超凡. 近10年晴空湍流的研究进展[J]. 气象科技, 2015, 43(1): 91-96.
- [6] WILLIAMS D, JOSHI M. Intensification of Winter Transatlantic Aviation Turbulence in Response to Climate Change[J]. Nature Climate Change, 2003, 3: 644-648.
- [7] 方振平,陈万春,张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005:196-201.
- [8] 徐彦军,王瑞. 大气紊流对运输机颠簸影响分析[J]. 四川兵工学报, 2015, 36(2): 133-135.
- [9] FREDERIC M. Hoblit. Gust Loads on Aircraft: Concepts and Applications[M]. Washington D C: AIAA Education Series, 1989: 7-11.
- [10] 石海波,蒋启登,汤阿妮. 量化选取应变电桥在载荷校准中的应用[J]. 航空科学技术, 2015, 26(1): 41-44.

(编辑:姚树峰)