

民用飞机非对称动力时的 飞行品质研究

Handling Qualities Analysis with Asymmetry Thrust of Civil Aircraft

欧阳一方 李 佳 / OuYang Yifang Li Jia

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘 要:

民用飞机发生非对称动力飞行时,要求其能够继续安全飞行并着陆。对于双发飞行器而言,单发失效的概率较大,在此情况下,飞机必须采取相应的操纵来保持飞机安全飞行。因此,有必要对其飞行品质进行研究。通过对六自由度运动方程进行仿真计算,研究了飞机非对称动力时的操稳特性,并总结了其飞行品质的验证方法。仿真结果表明该方法是有有效的,并具有一定的工程设计指导作用。

关键词:非对称动力;六自由度;飞行品质

[Abstract] When the aircraft has asymmetry thrust, it must be continuing flying and landing safely. There are lots of probabilities of one engine failure with two engine aircraft. On the condition it must control to maintain the fly safe. So it is necessary to research the aircraft handling qualities. Simulate and calculate the six-degrees-of-freedom equations, research the controllability and stability of one engine inoperative aircraft and summarize the verifying ways. The simulation demonstrates the validity of the way and it has good effect on engineering design.

[Key words] Asymmetry Thrust; Six-Degrees-of-Freedom Equations; Handling Qualities

0 引言

根据民用飞机的设计要求,当多发动机飞机在空中发生停车时,要求飞机能够安全着陆。例如,2010年4月8日,马来西亚亚洲航空公司 A320-200 客机从马来西亚槟榔屿机场起飞发现一台发动机故障,飞机返航安全着陆^[1]。

对于双发民用飞机,当其中一台发动机发生故障时,必然存在左右不平衡推力状态,从而造成不平衡力矩,飞机会产生侧滑角及滚转角并降低飞行高度。此时需要偏转方向舵及副翼以平衡因不对称推力产生的横航向力矩,并保持飞机继续安全飞行。

目前,单台发动机的失效概率为 1×10^{-5} /飞行小时,相对于客机失事概率 1×10^{-9} /飞行小时^[2]要大得多。因此,当客机发生动力的非对称损失时,要采取相应的补偿措施,保证其有效的操纵和安全飞行。因

此,有必要根据相关的飞行品质规范,对多发动机飞机非对称动力时的飞行品质进行深入研究。

对于多发动机飞机空中非对称动力飞行品质的研究,进行飞行试验是最有效的途径。但在实施飞行试验之前,需要通过计算对其飞行品质进行检验和分析。

本文以某典型的双发民用飞机为研究对象,依据运输类飞机适航标准,并结合空气动力学、理论力学及飞行力学等相关原理,计算分析了单发失效时飞机的操稳特性,同时提出了双发民用飞机非对称动力时的飞行品质检验方法。

1 非对称动力状态时飞行器飞行动力学模型建立

非对称动力飞行指多发动机飞机一侧发动机发生故障,造成左右推力不对称时的飞行。此时,要求飞机能做定常直线飞行。

1.1 不对称动力状态时的飞行器六自由度运动方程

1) 飞行器动力学方程

利用理论力学的动量定理^[3]可知,飞行器质心运动在任意动坐标系 O_{xyz} 上投影得质心动力学标量方程组为:

$$\begin{aligned} m(\dot{u}+wq-vr) &= F_x \\ m(\dot{v}+ur-up) &= F_y \end{aligned} \quad (1)$$

$$m(\dot{w}+vp-uq) = F_z$$

根据理论力学中质点系的动量距定理可知:

$$\frac{dh}{dt} = \Sigma M \quad (2)$$

其中, h 为质心系对所选择点的动量距; ΣM 为合外力矩。

假设各坐标轴角速度的分量为 ω_x 、 ω_y 、 ω_z , 质量为 d_m 的质心绕三个坐标轴的动量矩为:

$$\begin{aligned} dh_x &= \omega_x(y^2+z^2)dm - \omega_yxydm - \omega_zzxdm \\ dh_y &= \omega_y(z^2+x^2)dm - \omega_zzxdm - \omega_xxydm \end{aligned} \quad (3)$$

$$dh_z = \omega_z(x^2+y^2)dm - \omega_xzxdm - \omega_yyzdm$$

引入惯性矩和惯性积,并对上式进行积分得:

$$\begin{aligned} h_x &= \omega_x I_x - \omega_y I_{xy} - \omega_z I_{xz} \\ h_y &= \omega_y I_y - \omega_z I_{yz} - \omega_x I_{xy} \end{aligned} \quad (4)$$

$$h_z = \omega_z I_z - \omega_x I_{xz} - \omega_y I_{yz}$$

对于飞机而言, xoz 平面为对称面,因而 I_{xy} 和 I_{yz} 为零,所以得到转动动力学方程为:

$$\begin{aligned} L &= I_x \dot{p} + (I_z - I_y)qr \\ M &= I_y \dot{q} + (I_x - I_z)rp \end{aligned} \quad (5)$$

$$N = I_z \dot{r} + (I_y - I_x)pq$$

2) 飞机运动学方程

假设偏航角速度为 ψ 、俯仰角速度为 θ 、滚转角速度为 ϕ ,得到飞机在地轴坐标^[4]系上的运动学方程为:

$$\begin{aligned} \dot{x}_g &= u \cos\psi \cos\theta - v \sin\psi \cos\phi + v \cos\psi \sin\theta \sin\phi + \\ &\quad w(\cos\psi \sin\theta \cos\phi + \sin\psi \sin\phi) \\ \dot{y}_g &= u \sin\psi \cos\theta + v(\cos\psi \cos\phi + \sin\psi \sin\theta \sin\phi) + \\ &\quad w(\sin\psi \sin\theta \cos\phi - \cos\psi \sin\phi) \end{aligned} \quad (6)$$

$$\dot{z}_g = -u \sin\theta + v \cos\theta \sin\phi + w \cos\theta \cos\phi$$

由于 MATLAB 具有强大的求解矩阵算法的功能,因此可以将六自由度方程组表示成如下形式,然后在 MATLAB 平台上进行求解。

根据理论力学动量守恒定律,有:

$$\Sigma \vec{F} = \frac{d}{dt}(m \vec{v}) = m \frac{d\vec{v}}{dt} \quad (7)$$

按照矢量微分法则,

$$\frac{d\vec{v}}{dt} = \dot{\vec{v}} + \vec{\Omega} \times \vec{v} \quad (8)$$

则,

$$\Sigma \vec{F} = \frac{d}{dt}(m \vec{v}) = m(\dot{\vec{v}} + \vec{\Omega} \times \vec{v}) \quad (9)$$

即,

$$\dot{\vec{v}} = \Sigma \vec{F}/m + \vec{v} \times \vec{\Omega} \quad (10)$$

其中, $\vec{\Omega}$ 为角速度矢量。

根据角动量守恒定律有:

$$\Sigma \vec{M} = \frac{d\vec{H}}{dt} \quad (11)$$

按照矢量微分法则,有:

$$\frac{d\vec{H}}{dt} = \dot{\vec{H}} + \vec{\Omega} \times \vec{H} \quad (12)$$

且,

$$\vec{H} = I \cdot \vec{\Omega} \quad (13)$$

则有,

$$\Sigma \vec{M} = \frac{d\vec{H}}{dt} = I \cdot \dot{\vec{\Omega}} + \vec{\Omega} \times (I \cdot \vec{\Omega}) \quad (14)$$

即,

$$\dot{\vec{\Omega}} = [\Sigma \vec{M} - \vec{\Omega} \times (I \cdot \vec{\Omega})] \div I \quad (15)$$

且,

$$\vec{\Omega} = \int_t^{\vec{\Omega}} \quad (16)$$

此种解题方法的 MATLAB 程序模块^[5]如图 1 所示。

1.2 最小操纵速度计算方法

1) 空中和着陆进场最小操纵速度

俯仰配平方程为^[6-9]:

$$\begin{cases} C_{l0} + C_L^a a + \frac{Pa}{qS} + C_L^{\delta e} \delta e + C_L^{ih} ih + \frac{P\phi}{qS} - G = 0 \\ C_{m0} + C_m^{CL}(C_{l0} + C_L^a a) + C_m^{\delta e} \delta e + C_m^{ih} ih + \frac{PZt}{qSCa} = 0 \end{cases} \quad (17)$$

横航向配平方程为:

$$\begin{cases} C_l^\beta \beta + C_l^{\beta a} \beta_a + C_l^{\beta r} \beta_r = 0 \\ C_n^\beta \beta + C_n^{\beta y} \beta_y + T_e Y_e / QSb = 0 \\ C_y^\beta \beta + C_y^{\beta y} \beta_y + C_L \gamma = 0 \end{cases} \quad (18)$$

其中: $\gamma = -5^\circ$ 。

并且应满足: $V_{MCA} \leq 1.13 V_{SR}$ 。

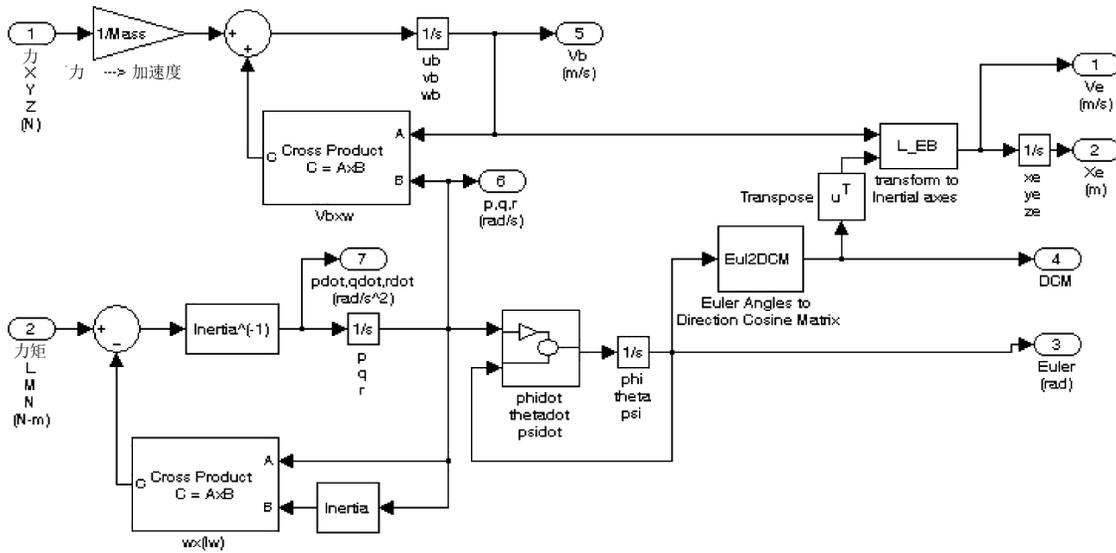


图1 MATLAB 求解六自由度运动方程组的程序模块图

2) 地面最小操纵速度 (V_{MCG})

$$F_N = 1.06 \frac{S C_n^{\delta r} \delta_{rmax} V_{MCG}^2}{y_T} b \quad (19)$$

其中: F_N 为发动机推力;

y_T 为发动机推力线距重心的水平距离;

$C_n^{\delta r}$ 为全机方向舵效率;

Δr 为方向舵偏度;

b 为机翼展长。

2 适航相关资料

2.1 运输类飞机适航标准

根据民用飞机适航审定基础——运输类飞机适航标准 FAR/CCAR25 的 B 分部中与单发失效有关的适航要求^[10],对单发失效飞机操纵特性的主要适航要求理解如下:

(1) 单发的横向操纵性要求在 147(c) 条规定,该条款涉及飞机的动态响应,根据相关经验,选定定量指标如下:

起飞临界发动机失效,驾驶员不使用方向舵,在 $1.3V_{SR}$ 的空速,最大着陆重量 (MLW) 和最大起飞重量 (MTOW) 下,对于静态操纵,应使用不大于 2/3 的横向操纵面就能完成操纵,剩余的 1/3 操纵效能应留来操纵侧滑角的动态超调量。

(2) 25.149 最小操纵速度包括空中最小操纵速度 (V_{MCA})、着陆进场最小操纵速度 (V_{MCL}) 和地面最小操纵速度。根据 CCAR25.149(b) 条规定,在该速度下,方向舵满偏时,在最大起飞重量 (MTOW),当临界发动机停车时,应使用不大于 2/3 的横向

可用操纵保持对飞机的操纵,并维持坡度不大于 5° 的直线飞行;根据 CCAR25.149(f) 条规定,在该速度下,方向舵满偏时,在最大着陆重量 (MLW),当临界发动机停车时,应使用不大于 2/3 的横向可用操纵保持对飞机的操纵,并维持坡度不大于 5° 的直线飞行。根据 CCAR25.149(e) 条规定至少超过 75% 的正常起飞总重范围,起飞性能应不受 V_{MCG} 的限制。

(3) 飞机应具备足够的偏航操纵能力,使正常使用重量范围内单发最小操纵速度 V_{MCA} 和 V_{MCG} 不限制性能,垂直尾翼和方向舵设计应考虑发动机的推力增长。

由于突然的非对称推力引起的飞机运动,在飞行员的纠正动作下应能避免危险状态,考虑纠正动作至少 2s 的时间延迟。

下列阶段临界发动机失效后,在实际时间延迟 1s 后,飞行员应能保持飞机的航向操纵。

(1) 起飞滑跑

飞机在起飞滑跑过程中,遭遇突然单发停车后,在起飞剖面上,应能保持直线轨迹,且与原先预定的轨迹横向偏差不得超过 30ft。对于继续起飞,该要求在下述情况下应该满足:在决策速度至最大起飞速度之间的速度遇到推力损失,工作发动机保持起飞推力,仅采用俯仰、偏航、滚转或动力控制的操纵,并且与起飞剖面摩擦无关;对于中断起飞,则要求应当满足低于最大起飞速度的所有速度,但是允许使用前轮转弯和差动刹车灯辅助操纵。上述两种情况都可以采用推力损失时仍可正常工作的自

动功能。

(2) 起飞后

飞机离地后,在从 $V_{min}(TO)$ 到 $V_{max}(TO)$ 过程各阶段速度上,在临界发动机失效后,飞机可以在无须改变原来选定构型情况下实现直线飞行,并且在整个上升过程中保持直线飞行,并在不对称推力的两侧完成 20° 倾斜角的转弯。可以采用发动机故障后正常工作的自动功能。为了保持直线飞行,允许飞机可以有不超过 5° 的倾斜角。

(3) 侧风

飞机在侧风中起飞和着陆,遭遇规定的来自不利方向的侧风时,飞机应能安全操纵。

(4) 在超过 $1.4V_{min}$ 的所有速度上,在临界发动机失去推力,另一台发动机以额定推力工作,偏航操纵脚踏在松浮时,航向静稳定性应能在定常直线飞行中保持航向平衡。配平机构处于故障前机翼水平直线飞行所需的位置。

(5) 对于任何单一因素引起的不对称推力,应要求滚转操纵不超过飞行员可用滚转操纵效能的 $2/3$ 。通过证明,通常在发动机故障时, $1/3$ 的余量足以保证飞行安全。要求适用于从速度 $V_{min}(TO)$ 到最大速度 $V_{max}(TO)$ 条件下工作的发动机保持起飞推力,且配平处于对称推力时的正常位置,同时飞机在失效发动机的相反方向允许有不超过 5° 的滚转角。

3 结果及分析

3.1 不对称动力时的平衡能力

(1) 检验标准

单发的横向操纵性要求在 147(c) 条中有规定,该条款涉及飞机的动态响应,根据相关经验^[11],选定定量指标如下:

起飞临界发动机失效,驾驶员不使用方向舵,在 $1.3V_{SR}$ 的空速,最大着陆重量 (MLW) 和最大起飞重量 (MTOW) 下,对于静态操纵,应使用不大于 $2/3$ 的横向操纵面就能完成操纵,剩余的 $1/3$ 操纵效能应留来用作操纵侧滑角的动态超调量。

(2) 计算结果

飞机扰流板作为辅助横滚的作用,最大限制偏度为 35° 。由于现在还没有副翼和扰流板的联动关系,本文首先用 $2/3$ 的副翼最大偏度来平衡一部分的横航向不对称力矩,剩下一部分不对称的横航向力矩用扰流板来平衡,最后的计算结果如表 1 所示。

表 1 不对称推力时的平衡能力

构型	重量	重心	速度	δa	δs
起飞	MTOW	40% MAC	$1.3V_{SR}$	16°	15.2°
着陆	MLW	42% MAC	$1.3V_{SR}$	16°	10.3°

由表 1 可以看出,起飞构型发动机不对称推力时,仅用 $2/3$ 的横向操纵面就可以平衡。

3.2 空中最小操纵速度

(1) 检验标准

根据 CCAR25.149(b) 条规定,在该速度下,方向舵满偏时,在最大起飞重量 (MTOW),当临界发动机停车时,应使用不大于 $2/3$ 的横向可用操纵保持对飞机的操纵,并维持坡度不大于 5° 的直线飞行。

(2) 计算结果

由表 2 可知, $G=72\ 500\text{kg}$ 起飞构型时的空中最小操纵速度为 122.5kn ,且小于 $1.13V_{SR}=138.4\text{kn}$ 。

表 2 空中最小操纵速度

构型	重量 (kg)	重心	V	V_{SR}
			$\varphi = -5^\circ$	(kn)
起飞	MTOW	40% MAC	119.0	122.5

3.3 着陆进场最小操纵速度

(1) 检验标准

根据 CCAR25.149(b) 条规定,在该速度下,方向舵满偏时,在最大着陆重量 (MLW),当临界发动机停车时,应使用不大于 $2/3$ 的横向可用操纵保持对飞机的操纵,并维持坡度不大于 5° 的直线飞行。

(2) 计算结果

由表 3 可知, $G=66\ 600\text{kg}$ 着陆构型时的最小操纵速度着陆进场最小操纵速度 $V_{MCL}=109.6\text{kn}$ 。

表 3 着陆进场最小操纵速度

构型	重量	重心	V	V_{SR}
			$\varphi = -5^\circ$	(kn)
着陆	MLW	42% MAC	101.1	109.6

3.4 地面最小操纵速度

(1) 检验标准

至少超过 75% 的正常起飞总重范围,起飞性能应不受 V_{MCG} 的限制。

(2) 计算结果

由表 4 可以看出,起飞构型后重心的地面最小操纵速度为 114.6kn 。

表 4 地面最小可操纵速度

构型	推力	速度 (kn)
起飞	NTO	114.6

3.5 不对称动力时飞机抗侧风能力

(1) 检验标准

当临界发动机停车时,飞机要有抗 10kn 侧风的能力^[12]。

在最大起飞重量、 $V=1.13V_{sr}$ 时,飞机侧滑角为 $\beta = \arctan(10/V) \times 57.3 = 4^\circ$; 在最大着陆重量、 $V=1.23V_{sr}$ 时,飞机侧滑角为 $\beta = \arctan(10/V) \times 57.3 = 4^\circ$ 。

由此可知,在临界发动机停车时,飞机起飞和着陆状态下的抗 10kn 侧风所需的侧滑角 β 为 4° , 只要飞机在单发失效、侧滑角 $\beta=4^\circ$ 时,配平的方向舵偏度小于极限偏度,就能满足要求。

(2) 计算结果

由表 5 可知,当临界发动机停车时,飞机有抗 10kn 侧风的能力。

表 5 不对称动力时飞机抗侧风能力

构型	推力	速度 (kn)	侧滑角 (β)	方向舵偏度 (δ_r)
起飞	NTO	$1.13V_{sr}$	-4°	-21.2°
着陆	NTO	$1.23V_{sr}$	-4°	-27.8°

3.6 舵面操纵效能检查

当临界发动机停车时(左侧发动机停车),在最大起飞重量、 $V=1.3V_{sr}$ 时,给定飞机侧滑角(β),检查飞机方向舵、副翼、滚转角匹配关系。如图 2 所示,如果产生左侧滑(向着停车发动机一侧侧滑),则方向舵偏角会随之迅速增大;如果产生右侧滑(向着工作发动机一侧侧滑),则方向舵偏角较小。

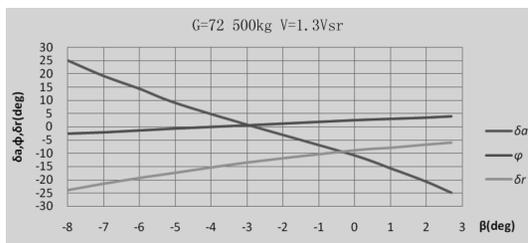


图 2 起飞构型

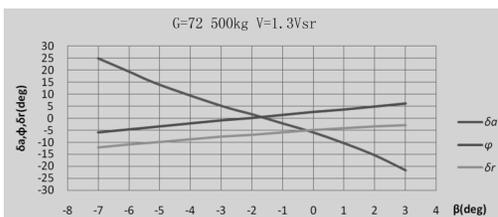


图 3 巡航构型

产生左侧滑时副翼迅速达到满偏,产生右侧滑时副翼较慢的到达满偏。飞机滚转角都在 5° 范围内。

3.7 单发航向操纵性

图 4 表示在最大着陆重量 $G=66\ 600\text{kg}$ 、重心 $X_{cg}=0.42MAC$ 、高度 $H=0$ 、襟翼 34° 及 $V=1.3V_{sr}$ (148.7kn),左发失效时将脚踏向左侧蹬满(向不工作的发动机一侧)和向右侧蹬满(工作发动机一侧),偏航角(PSI)随时间的变化曲线。

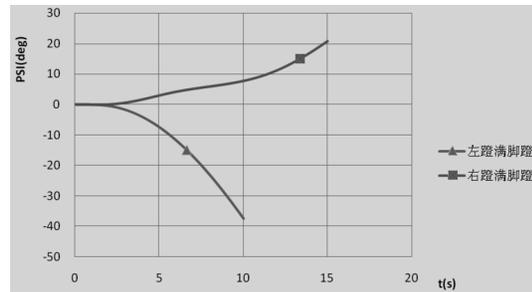


图 4 偏航角随时间的变化曲线 ($df=34^\circ$)

图 5 表示最大着陆重量 $G=66\ 600\text{kg}$ 、重心 $X_{cg}=0.42MAC$ 、高度 $H=0$ 、襟翼 25° 、 $V=1.3V_{sr}$ (156.9kn)。左发失效时将脚踏向左侧蹬满(向不工作的发动机一侧)和向右侧蹬满(工作发动机一侧),偏航角(PSI)随时间的变化曲线。

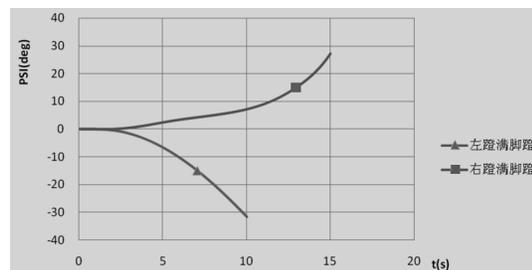


图 5 偏航角随时间的变化曲线 ($df=25^\circ$)

由图 4、图 5 可知,飞机有向停车发动机一侧和相反方向作 15° 偏航的能力。

3.8 单发横向操纵性

图 6 表示最大起飞重量 $G=72\ 500\text{kg}$ 、重心 $X_{cg}=0.4MAC$ 、高度 $H=0\text{ft}$ 、襟翼 0° 度, $V=1.3V_{sr}$ (211.5kn),左发动机停车时,在最大起飞推力情况下,将侧杆向左和向右偏转到最大偏度,滚转角(Phi)随时间的变化曲线。襟翼 0° 为飞机最有利的爬升状态,左发动机停车,飞机右滚能力降低。

由图 6 可知,飞机在临界发动机停车、 $V=1.3V_{sr}$ 时,向左侧滚转 20° 需要时间为 5.1s,向右侧滚转 20° 需要 6.2s;飞机具有分别向停车发动机一侧和相反方向作 20° 坡度的转弯能力。

(下转第 41 页)

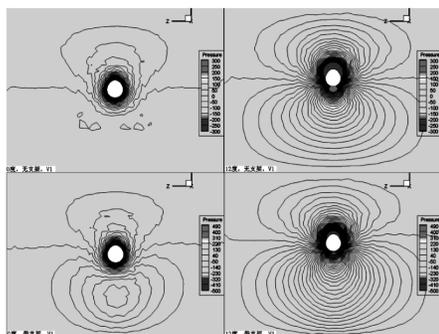


图 13 V1 平面压力云图

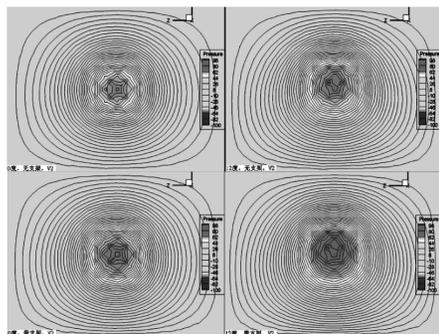


图 14 V2 平面压力云图

4 结论

低速风洞模型腹撑支架对试验数据的影响是

不可避免的,支架与模型之间的干扰十分复杂,与风洞品质和模型形式有很大关系。为了取得更加真实的数据结果,需要对支架干扰进行精确地修正,同时优化支撑系统,减小支架干扰。本文对腹撑支架干扰进行了分析,通过风洞试验结果结合数值计算,发现腹撑支架对气动数据的影响规律明显,且试验的影响量级和计算结果相当,可作为后期风洞试验判断支架干扰的经验。

进一步还需要进行更多的风洞试验研究,优化支撑结构,减小支架干扰,取得更加精确的试验数据。

参考文献:

- [1] M. D. Mark and J. H. McMasters. High Reynolds number testing in support of transport airplane development[R]. AIAA 92-3982,1992.
- [2] B. H. Chang, A new method of blockage correction for a large blockage model in wind tunnel test, AIAA 2002-0881.
- [3] 程厚梅. 风洞试验干扰与修正[M]. 北京:国防工业出版社,2003.
- [4] 范洁川. 风洞试验手册[M]. 北京:航空工业出版社,2002.

(上接第 27 页)

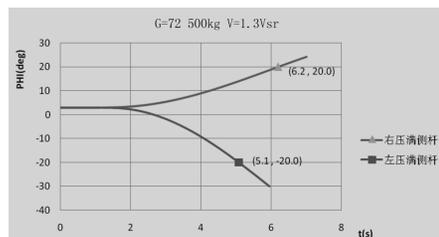


图 6 单发横滚转角随时间的变化曲线

4 结论

非对称动力飞行器操稳特性分析是一个复杂的过程,它涉及到飞行力学、空气动力学、自动控制原理、飞行控制、计算机及人工智能等多个学科。本文结合国内外文献资料,根据运输类飞机适航标准,对非对称动力飞行器操稳特性分析进行了深入研究,总结出了运输类飞机在非对称动力飞行时的定量适航审定标准及相关飞行品质要求。并结合 Matlab 仿真工具 simulink,以某典型的双发民用飞机为仿真对象,计算分析了相关的飞行品质,取得了较满意的结果。在进行飞行试验检验之前,此方法对民用飞机在非对称动力情况下的分析品质分析,具有一定的工程设计指导作用。

参考文献:

- [1] 王照明等. 世界民航安全信息[M]. 天津:中国民航大学民航安全科学研究所,2010.
- [2] Advisory Circular—25-1309, FAA, 2002.
- [3] 蒲致祥等. 理论力学[M]. 西安:西北工业大学出版社,2000.
- [4] 高浩. 飞行动力学——飞机的操纵性与稳定性[M]. 西安:西北工业大学飞机系.
- [5] 张志涌. 精通 MATLAB(6.5 版)[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2003.
- [6] 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.
- [7] John D. Anderson, Jr. FUNDAMENTALS OF AERODYNAMICS. McGraw-Hill, Inc, 1991.
- [8] 凌茂英. 民用飞机失速和深失速特性研究文集[M]. 北京:航空工业出版社,1993.
- [9] 张锡金. 飞机设计手册第 6 册:气动设计[M]. 北京:航空工业出版社,2002.
- [10] CCAR25-R4, 中国民用航空规章第 25 部运输类飞机适航标准[s].
- [11] 顾伟豪,郑作棣等. 民用飞机设计要求[M]. 航空工业部民机局,1987.
- [12] Advisory Circular—25-7A, FAA, 1998.