

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2018.04.005

重心位置对不同布局飞机尾旋特性的影响

Effect of C. G. Location on Spin Characteristics of Different Layout Aircraft

颜 巍 黄灵恩 / YAN Wei HUANG Ling'en

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

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

摘 要:

为了研究某大型民机重心位置轴向变化对其尾旋特性的影响,在尾旋风洞中进行了飞机模型的尾旋特性研究试验,试验结果表明在前重心条件下,模型旋转更加明显,尾旋情况更为严酷。同时展示了重心位置轴向变化对鸭式布局飞机和高平尾尾吊发动机布局飞机的影响,并进行了对比分析。此外,还研究了重心位置横向变化对常规布局大型民用飞机尾旋特性的影响。

关键词: 重心位置;尾旋特性;鸭式布局飞机;高平尾尾吊发动机布局飞机;常规布局飞机

中图分类号: V212.12

文献标识码: A

OSID:



[Abstract] An aircraft model was tested in spin tunnel to investigate the effect of C. G. (center of gravity) location in longitudinal direction on aircraft spin characteristics. The results show that the more obvious the model rotates, the more critical spin situation gets under forward C. G. condition. Meanwhile, the effect of C. G. location in longitudinal direction on spin characteristics of canard aircraft and high-tail aircraft are also presented, compared and analyzed. Furthermore, the effect of C. G. location in lateral direction on general aircraft spins characteristics was also investigated in spin tunnel tests.

[Keywords] C. G. location ; spin characteristic ; canard aircraft ; high-tail aircraft ; general aircraft

0 引言

美国国家航天局发表的大量文献显示飞机的重心位置对飞机的尾旋特性和改出特性有重大影响^[1],但直接预测尚有困难,主要是由于飞机尾段阻尼能力系数的不确定和飞机自身其它特性的影响^[2]。所以一般只能选择特定的飞机进行重心位置变化对飞机尾旋影响的研究。一般情况下,当飞机重心后移,飞机倾向于攻角增大,受洗流和分离流等的影响,飞机尾段舵面效率明显下降,飞机较难改出或改出时间较长,甚至可能进入平尾旋,旋转加快、尾旋更加稳定,改出更加困难。当飞机重心前移,飞机倾向于陡尾旋,飞机攻角相对较小,飞机尾段舵面效率仍然能够保持,飞机较容易改出。但是以上这个结论是受到其它许多因素制约的,如飞机的气动布局,而飞机的气动布局是影响飞机尾旋旋

转角速率的重要因素之一,所以需要针对不同的飞机进一步加以验证,采用的手段包括尾旋风洞试验、模型自由飞试验等。本文首先针对重心纵向移动对不同布局飞机尾旋特性的影响进行分析研究,再进一步分析重心横向移动对某一飞机尾旋特性的影响。

1 重心纵向移动的影响

1.1 飞机 A

飞机 A,如图 1 所示,为了研究其尾旋特性与改出特性,利用一个满足相似关系的无动力缩比模型在 $\Phi 5$ m 尾旋风洞中进行了研究试验。其中进行了巡航构型前、后重心条件下的试验, $c. g. = 25\% \bar{c}$, $c. g. = 38\% \bar{c}$,舵面预设偏度均为 $\delta a = 0^\circ$, $\delta e = -5^\circ$, $\delta r = 30^\circ$ 。从图 2(a)中可以看出,后重心条件下平均攻角比前重心条件下的平均攻角要大 4° 。对于

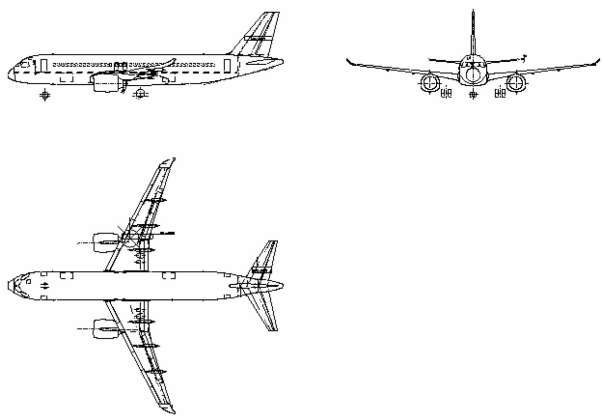
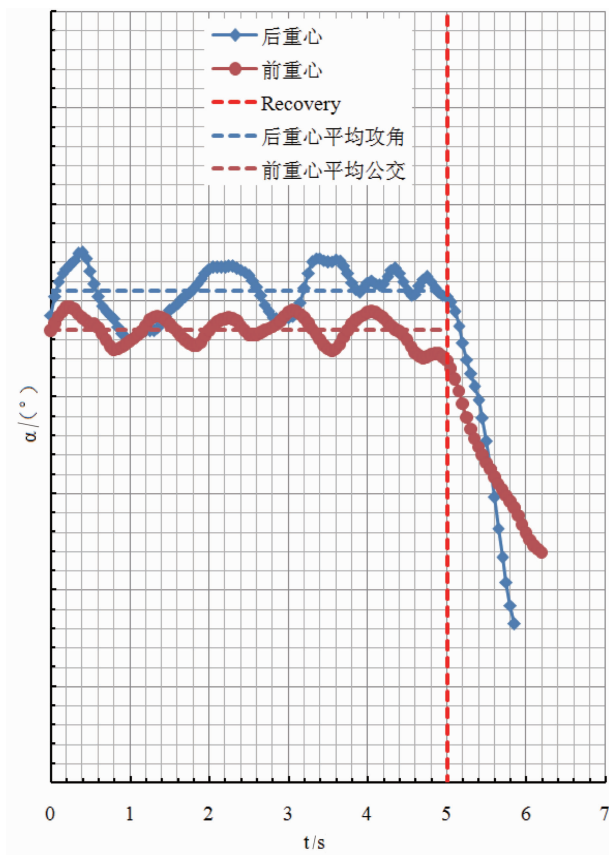
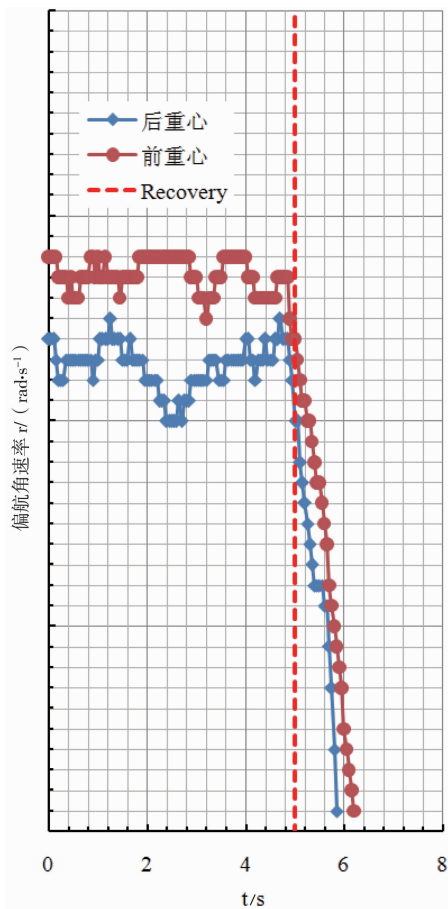


图 1 飞机 A 三面图

这个现象,可以尝试这样解释:如图 3(a)所示,首先重心后移使得重心离开尾旋轴的距离增大,这就使得飞机在俯仰方向的惯性上仰力矩增大,其次重心后移,使得重心到机翼升力的力臂增大,则抬头力矩增大,而重心到尾翼升力的力臂减小,则低头力矩减小。综合来看,则重心后移使得静安定度下降,气动下俯力矩减小,这样惯性上仰力矩的相对增加与气动下俯力矩的相对减少,使得在某一攻角下两种力



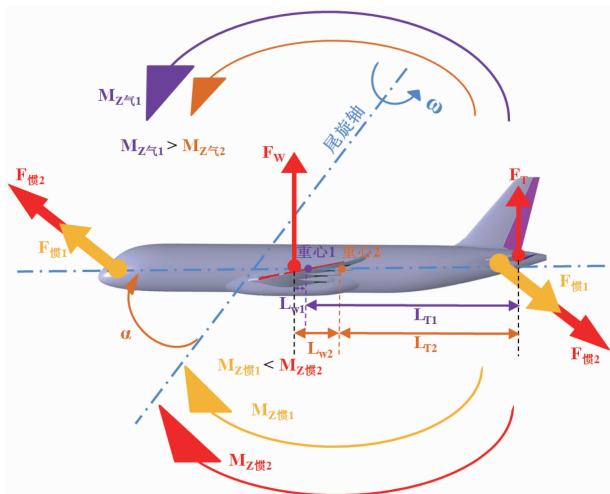
(a) 前、后重心条件, $\alpha \sim t$ 变化曲线



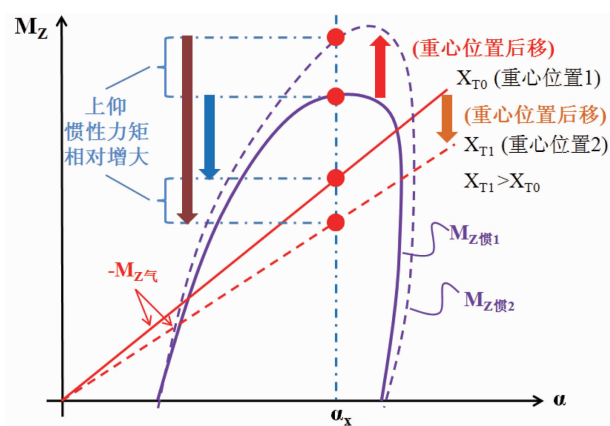
(b) 前、后重心条件, $r \sim t$ 变化曲线

图 2 前、后重心位置对飞机 A 尾旋风洞试验结果的影响

矩的差量进一步增大,如图 3(b)所示,此时惯性上仰力矩的影响起到更加显著的作用,导致飞机的攻角相对增大。对于偏航角速率,如图 2(b)所示,前重心条件下偏航角速率比后重心条件下偏航角速率要大,差量量级在 0.4 rad/s 左右。这个现象的原因可能有以下两点:(1)重心前移使得攻角下降,则垂尾-方向舵受平尾洗流区的影响范围减小,垂尾-方向舵效率增强,即方向舵顺尾旋偏转到底所产生的顺尾旋偏航力矩在增强。(2)重心前移使得偏航方向的转动惯量减小。综合来看,前重心条件下尾旋攻角相对后重心条件要小,这个单一的因素是有利于尾旋改出的,但另一方面偏航角速率却相对要高,这个单一的因素是不利于尾旋改出的。要制止飞机尾旋首要的是要制止飞机的旋转运动,当旋转运动下降时,惯性上仰力矩自然就会下降,从这个角度而言,前重心条件比后重心条件要严酷。



(a) 重心后移对俯仰力矩影响的示意图



(b) 重心后移对俯仰力矩影响的比较

图3 重心前、后位置对尾旋特性的影响

1.2 飞机B

飞机B,如图4所示。此类飞机存在深失速问题,平尾在机翼失速后,依次被机身涡流、机翼分离尾涡和发动机短舱尾涡所干扰,导致飞机的俯仰力矩大幅下降,恶化了飞机的俯仰静稳定性,导致飞机

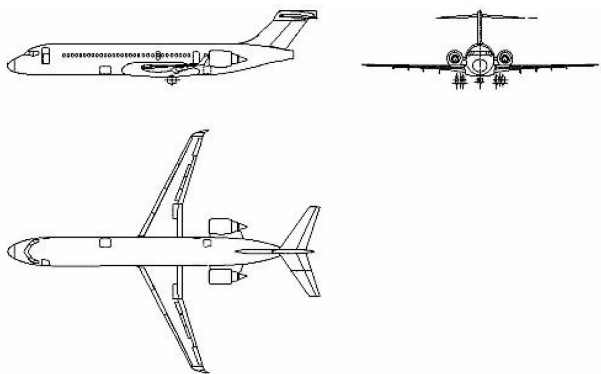
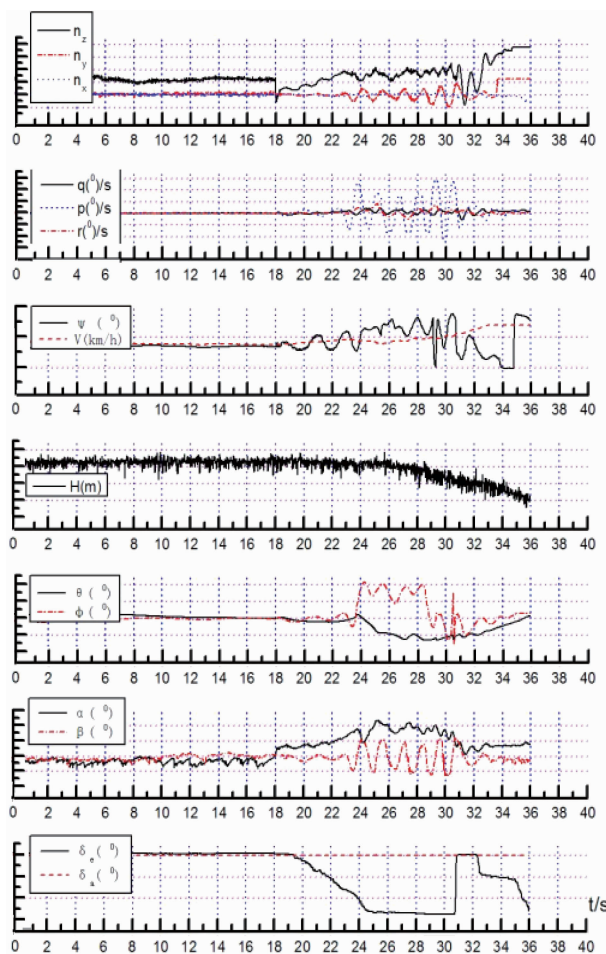
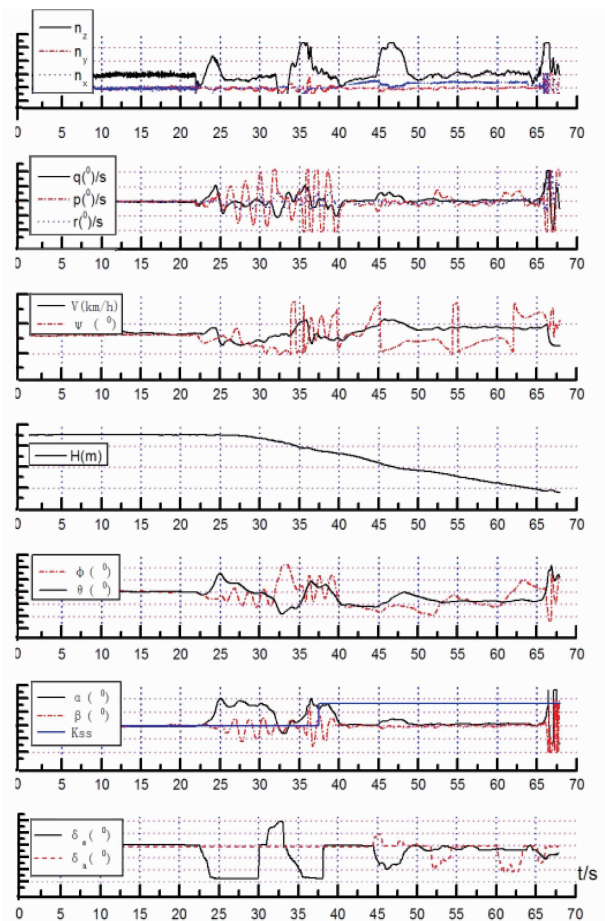


图4 飞机B三面图

进一步抬头,直到被锁定在深失速点,在此一状态下无论飞行员如何操纵升降舵偏转,都不再对俯仰力矩特性起到任何作用,同时由于方向舵同样处于强大的涡流区域,方向舵效率也大幅下降,航向静安定度急剧恶化,飞机极易发生尾旋。为了研究飞机重心位置与飞机尾旋特性之间的关系,研究人员利用一个满足相似准则的无动力缩比模型,用母机带飞,在高空投放进行模型自由飞试验。如图5(a)所示,当 $c.g. = 3.32\% \bar{c}$,拉杆到底,飞机抬头进入失速状态,但飞机并未发生明显的尾旋现象,见 ψ 曲线的变化,仅出现机翼摇晃,见 p 曲线的变化。如图5(b)所示,当 $c.g. = 31.42\% \bar{c}$,拉杆到底,飞机出现缓尾旋现象,并伴随剧烈的机翼摇晃,整个时间历程,模型经历了大约3圈尾旋,见 ψ 曲线和 p 曲线的变化。从这个对比结果可以看出,对于高平尾尾吊发动机布局飞机,失速时,后重心条件比前重心条件要严酷得多。

(a) $c.g. = 3.32\% \bar{c}$



(b) c. g. = 31.42% $\bar{c}$

图5 前、后重心位置对飞机 B 模型自由飞试验结果的影响

1.3 鸭式布局飞机

XB-70 轰炸机是美国北美航空公司于 20 世纪 60 年代研制的鸭式布局轰炸机,在研制过程中,研究人员曾利用一个满足动力相似准则的 1/60 缩比模型在 NASA 兰利研究中心的 $\Phi 20$ ft (1 ft ≈ 0.3 m) 尾旋风洞中进行了尾旋特性与改出特性研究试验。在试验过程中试验人员意外地发现重心位置纵向移动所造成的结果与人们先前的认识完全相反^[3]。当 XB-70 模型(巡航构型)的重心位置在 0.21 $\bar{c}$ 时,飞机在 1 g 失速后会缓慢进入尾旋,如图 8(a) 中的 ψ_e 所示;而当 XB-70 模型(巡航构型)的重心位置在 0.25 $\bar{c}$ 时,飞机在 1 g 失速后不会进入尾旋,如图 8(b) 中的 ψ_e 所示;只有当逆尾旋方向偏转副翼时,飞机才会强迫进入尾旋。这说明重心纵向移动对鸭式布局飞机尾旋特性的影响与常规布局飞机和高平尾飞机比较有本质的区别。



图6 XB-70 轰炸机

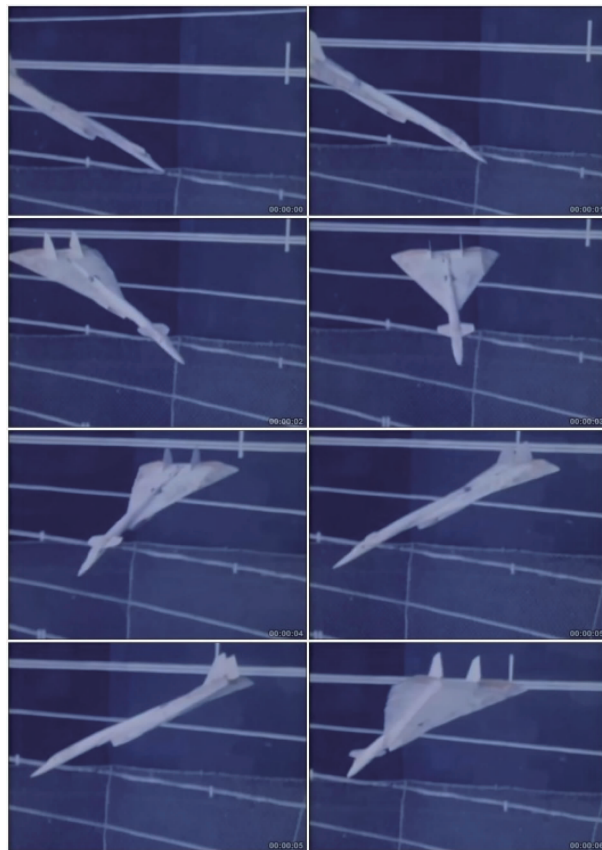


图7 XB-70 轰炸机 1/60 模型尾旋风洞试验

2 重心横向移动的影响

对于重心横向偏移对尾旋特性的影响的问题,20 世纪 70 ~ 80 年代,法国的科研人员在 ONERA 下属的里尔流体力学研究院的 SV4 尾旋风洞中进行了大量的试验,基本理清了重心横向偏移对尾旋特

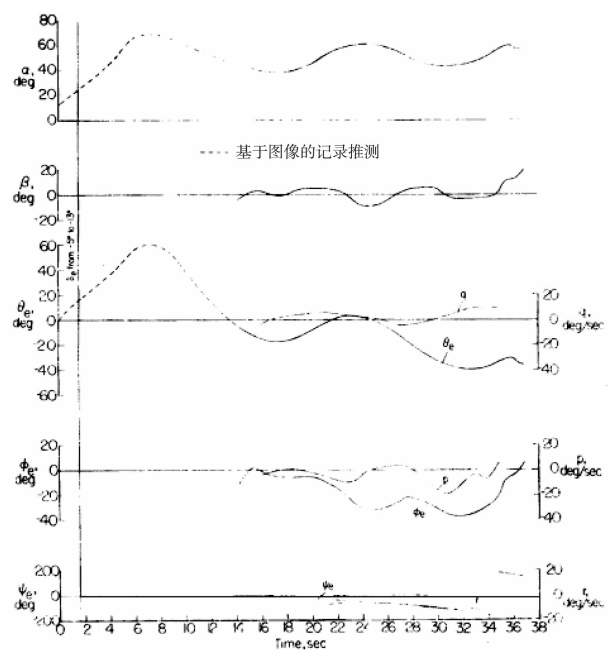
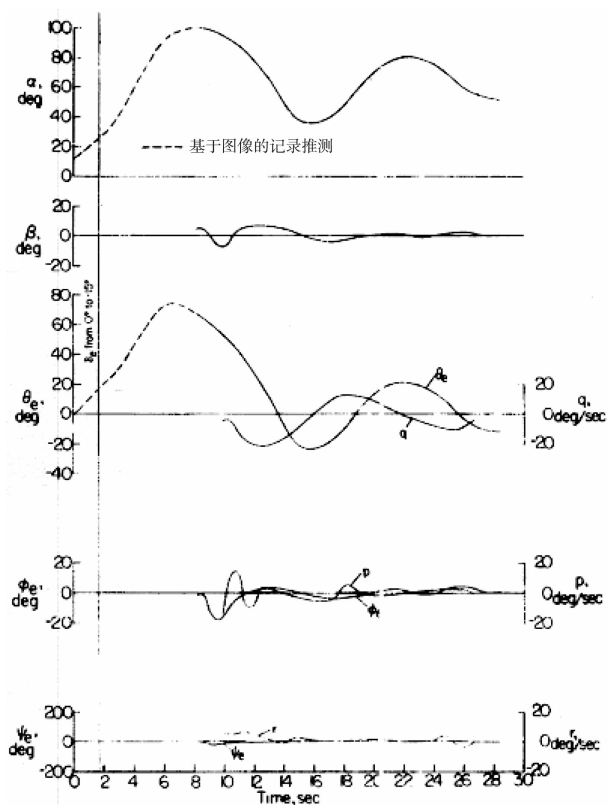
(a) $c.g. = 0.21 \bar{c}$ (b) $c.g. = 0.25 \bar{c}$

图8 XB-70轰炸机前、后重心试验比较

性的影响。SV4尾旋风洞的试验结果显示,飞机重心横向偏移对尾旋特性的影响不可忽略,有时甚至比重心纵向移动对尾旋特性的影响要更加显著。在

飞机尾旋中,如果惯性中心靠近外翼时,表现为顺尾旋影响,即在惯性中心处于旋转方向的外侧时会产生一个顺尾旋偏转力矩;如果惯性中心靠近内翼时,表现为逆尾旋影响,即在惯性中心处于旋转方向的内侧时会产生一个阻碍偏转的力矩。如图9所示,如果飞机进入右尾旋后,而惯性中心靠近外翼一侧时,一旦进入尾旋的话,要改出尾旋相当困难,而在尾旋过程中如果发生惯性中心向内侧偏移,则由于阻碍偏转力矩的作用会使尾旋产生改出的趋势。如果重心偏移量过大,其影响甚至超过方向舵的作用。(这里需要说明:对于飞机尾旋研究,内翼是指飞机在尾旋中指向尾旋轴的半侧机翼,外翼是指与指向尾旋轴相反方向的半侧机翼。)里尔尾旋风洞的结果还显示,重心偏移会使得飞机在尾旋中的攻角更大,甚至会出现重心无偏移时不会出现的平尾旋,在这个过程中,飞行员会经受不适的,甚至难以忍受的加速度的冲击。此外,重心侧向偏移对振荡的影响是明显的,当重心靠近外翼时,振荡的发散更加常见,相反,重心靠近内翼时,基本是稳定的或稍微振荡的尾旋。在进行重心偏移影响和副翼偏转影响的对比中,里尔尾旋风洞的研究人员发现,副翼(几何条件参数)和重心偏移(质量的参数)对横向姿态和整个过程有几乎相似的效应,如图10所示,两者都具有相同的作用方向,都倾向于在尾旋时使得前行的机翼降低,都产生顺尾旋的效应。这样如果在飞

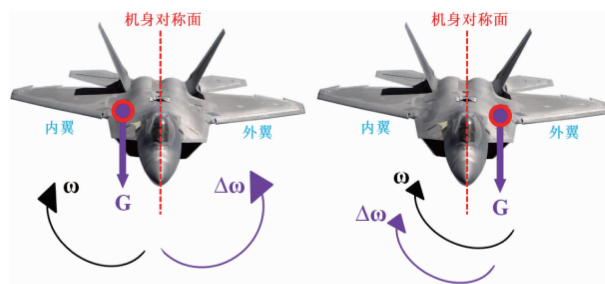


图9 飞机惯性中心横向偏移的影响

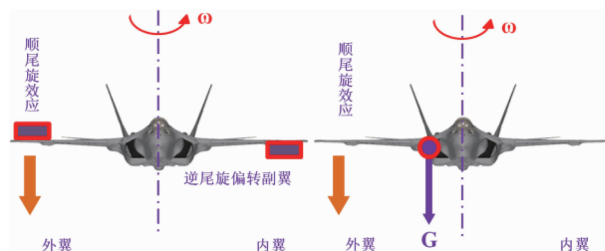


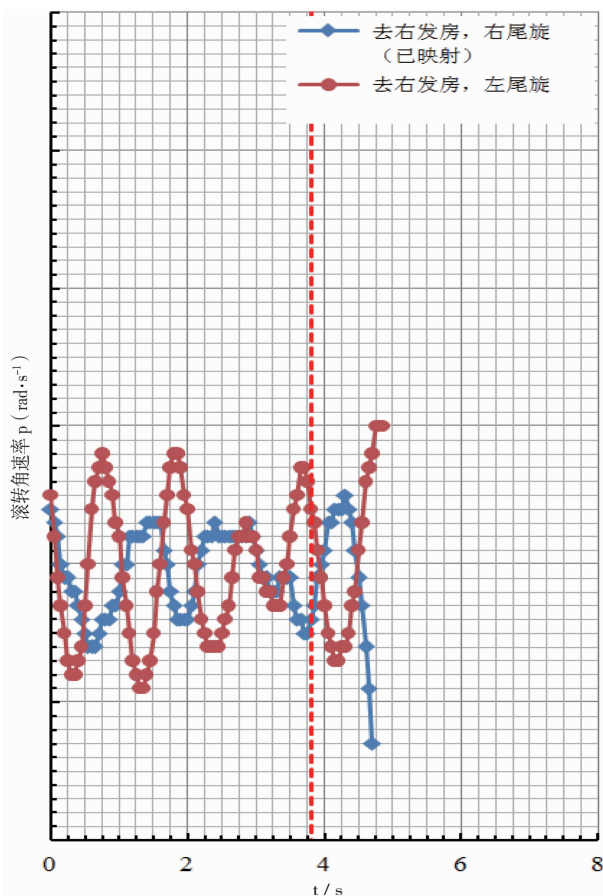
图10 飞机重心侧向偏移效应与逆尾旋偏转副翼效应的对比

机尾旋中起决定作用的舵面为副翼时,重心侧向偏移对飞机尾旋的效应将更加显著,有时甚至使得飞机的飞行状态更加恶化。通过几十年的研究,里尔尾旋风洞的研究人员将重心侧向偏移列为对飞机尾旋最有影响的因素,在一定程度内,比质量因素、几何条件因素所产生的作用更加重要。

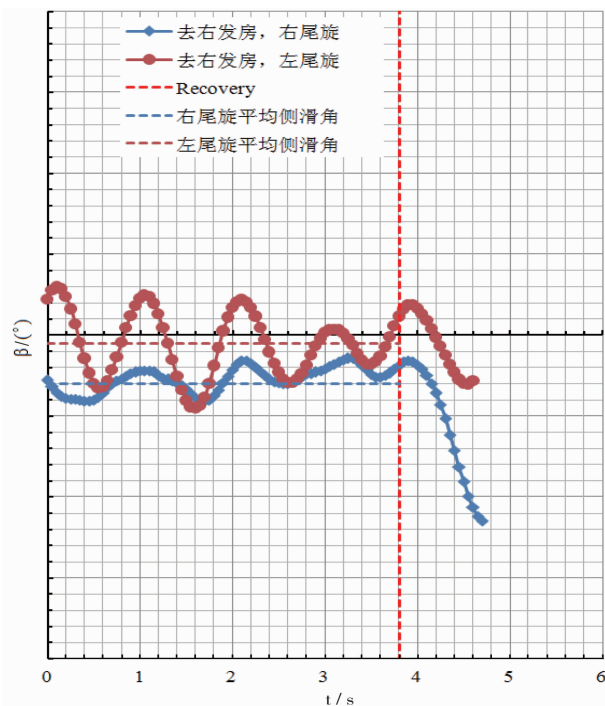
为了研究飞机 A 重心横向移动对其尾旋特性的影响,利用一个满足相似关系的无动力缩比模型在 $\Phi 5\text{ m}$ 尾旋风洞中进行了研究试验。试验进行了模型在巡航构型后重心条件下,去右发房的尾旋试验。模型舵面的预设偏度为 $\delta a = 0^\circ$, $\delta e = -5^\circ$, $\delta r = 30^\circ / -30^\circ$,方向舵左偏模拟重心靠近内翼,方向舵右偏模拟重心靠近外翼,改出采用反舵到底 $-30^\circ / 30^\circ$, $+0.5\text{ s}$,推杆到底 $(+15^\circ)$ 。试验结果如图 11 所示。当重心偏向外翼时(去右发房,右尾旋),滚转角速率振荡情况相对较为缓和,最大落差约为 1 rad/s ;当重心偏向内翼时(去右发房,左尾旋),滚转角速率振荡更加剧烈,最大落差约为 1.7 rad/s ,如图 11(a)所示。两次试验俯仰角速率和偏航角速率的差异相对较小。两次试验所获得的侧滑结果差异明显,如图 11(b),当重心偏向外翼时(去右发房,右尾旋),侧滑角相对稳定(“-”,外侧滑),且不改变符号;当重心偏向内翼时(去右发房,左尾旋),侧滑角振荡明显增大,且符号周期性改变,内、外侧滑交替出现。两次试验的攻角差异不大,平均攻角仅相差 1° 。总体来说,当重心偏向外翼时,飞机旋转相对稳定,而当重心偏向内翼时,飞机呈现不稳定性加剧的旋转,可以这样认为重心偏向外翼表现为顺尾旋影响,而重心偏向内翼表现为逆尾旋影响。需要补充说明,试验模型的质量与惯量模拟均是在全机模型下进行,并没有具体到模拟模型部件的质量与惯量,所以试验结果仅反映了重心横向偏移对尾旋特性影响的一种趋势,而并不对应某一真实状态。这种影响趋势与美国 NASA 的许多同类试验报告的结果一致。

3 结论

本文分析总结了重心纵向位置变化对三种不同布局飞机尾旋特性的影响,可以发现不同布局的飞机,重心位置移动所产生的结果不尽相同,常规布局翼吊发动机飞机和鸭式布局飞机在重心靠前的条件下,它们所呈现的尾旋特性较为严酷,而对于高平尾



(a) 前、后重心条件, $p \sim t$ 变化曲线



(b) 前、后重心条件, $\beta \sim t$ 变化曲线

图 11 重心横向偏移对尾旋特性影响

尾吊发动机布局飞机,重心靠后的条件下尾旋特性要更加严酷。对于重心横向偏移的研究显示,当重心靠近外翼时,表现为顺尾旋的影响;当重心靠近内翼时,表现为逆尾旋的影响。

参考文献:

- [1] SEIDMAN O, NEIHOUSE A I. Free-Spinning wind tunnel tests of a low-wing monoplane with systematic changes in wings and tails, effect of center of gravity location: NASA-Report-672 [R] Washington: National Aeronautics and Space Administration, 1939:599-691.
- [2] SEIDMAN O, NEIHOUSE AI. Free-Spinning wind tunnel

tests of a low-wing monoplane with systematic changes in wings and tails, effect of airplane relative density: NASA-Report-691 [R]. Washington: National Aeronautics and Space Administration, 1940:243-262.

- [3] BOWMAN J S. Spin-Entry characteristics of a large supersonic bomber as determined by dynamic model tests: L-4604 [R]. Washington: National Aeronautics and Space Administration, 1999.

作者简介

颜巍 男,硕士,工程师。主要研究方向:大迎角试验,动态试验。E-mail:yanwei2@comac.cc

黄灵恩 男,本科,研究员。主要研究方向:大迎角试验。