

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2018.03.007

发动机内部流量对飞机尾旋特性的影响研究

Effect of Engine Internal Flux on Aircraft Spin Characteristics

颜 巍 黄灵恩 周 敏 / YAN Wei HUANG Ling'en ZHOU Min

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

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

摘 要:

为了研究某型民用飞机的高涵道比发动机不同内部流量对飞机尾旋特性的影响,首次通过在飞机自由尾旋模型的发房内部添加能模拟不同通气流量的堵块,在尾旋风洞中进行自由尾旋试验和改出试验。通过试验发现,添加模拟不同发房通气流量堵块对模型尾旋中的攻角和偏航角速率没有明显的影响,对尾旋改出特性也没有本质的影响;但对模型在尾旋中的滚转角速率和侧滑角有影响,随着通气量的减小和阻塞效应的增大,滚转角速率和侧滑角随时间记录数据的振幅也在增加。而左右发房通气量的不对称对飞机模型的尾旋特性有明显的影响。

关键词: 民用飞机;发房内部流量;尾旋特性;尾旋改出

中图分类号: V212.1

文献标识码: A

OSID:



[Abstract] To investigate the different engine internal flux effect on spin characteristics for some civil aircraft with high bypass engine, several light weight block which can control the engine internal flux was mounted inside of nacelle of an aircraft free-spin model. Based on the spin tunnel test results, these blocks have got less effect on angle of attack, yawing speed and recovery characteristics, but these blocks have got significant effect on rolling speed and sideslip angle, when engine internal flux decreases, blockage effect is increased, the oscillation of recorded data of rolling speed and sideslip angle is dramatically increased. Moreover, asymmetry of left and right engine internal flux has got obviously effect on aircraft model spin characteristics.

[Keywords] civil aircraft; engine internal flux; spin characteristics; spin recovery

0 引言

如何正确模拟高涵道比发动机内部流量对常规布局翼吊式发动机飞机模型进行尾旋风洞自由尾旋试验是一个必须要考虑的因素。当飞机在大攻角条件下飞行时,由于发动机进气道流场的畸变所导致的发动机进气量的不足会使得发动机停车,进入风车状态,发动机的实际流量会大幅下降。受尾旋风洞试验段口径及试验段阻塞度的限制,进行自由尾旋试验的飞机模型都比较小,且对模型的质量和惯

量有极高的模拟要求,若安装小型马达和风扇来模拟真实发动机风扇的风车状态是有较高难度的,所以世界上在尾旋风洞中进行飞机模型自由尾旋试验的模型均为无动力模型,因此如何模拟真实的发动机在尾旋状态下的工况是一个需要顾及的因素。

大多数飞机研发机构在尾旋风洞中进行飞机模型尾旋试验时不考虑模拟发动机的真实进排气状况,但各个风洞试验机构对于各个不同飞机型号的不同发动机的通气模拟所采取的措施不同。乌克兰安东诺夫设计局设计的,在 TsAG(The Central Aero-

hydrodynamic Institute, 简称 TsAG) 的 T-105 $\Phi 4.5$ m 尾旋风洞进行试验的运输机尾旋试验模型的发动机在进气道中采用了全堵塞的方式, 即 Non-TFN (through-flow nacelle, 通气发房, 简称 TFN; Non-TFN 指无通气发房) 形式^[1-3], 如图 1(a) 所示, 这样做的原因是前苏联的运输机所采用的发动机以长涵道和低涵道比为主, 发动机在慢车情况下受飞机尾旋中姿态的影响, 流量大幅下降, 为了简化问题, T-105 尾旋风洞多年来均采用全堵塞的方式。美国 NASA (National Aeronautics and Space Administration, 简称 NASA) 兰利 $\Phi 20$ ft ($1 \text{ ft} \approx 0.3 \text{ m}$) 尾旋风洞的做法是采用发动机的通气发房, 即 TFN 形式^[4-5], 这样做的主要原因是欧美国家的运输机大都采用短涵道和高涵道比发动机, 在发动机处于慢车状态下, 仍能够保持 50% ~ 60% 的流量, 如图 1(b) 所示。



(a) Non-TFN 模型



(b) TFN 模型

图 1 不同发房内部模拟方式

常规布局的某型民用飞机, 其翼吊发动机采用美制短涵道、高涵道比 (Bypass Ratio > 10) 涡轮风扇发动机, 风车状态下, 流量仍然能保持在正常工作状态下的 50% ~ 60%。为了研究不同发房内部流量对尾旋特性的影响, 制作了近似模拟发动机流量为 60%、30% 和 0% 的轻质堵块, 如图 2 所示, 将其安装在相似缩比飞机模型的发房内部, 试验模型满足外形相似和弗劳德数相似。试验在模拟飞机巡航构型、前重心、5 000 m 飞行高度条件下进行, 模型的舵面预设偏度为 $\delta a = 0^\circ$ 、 $\delta r = 30^\circ$ 、 $\delta e = -5^\circ$, 改出动作均为反舵 -15° , 同时推杆到底, 即 $\delta e = 15^\circ$ 。

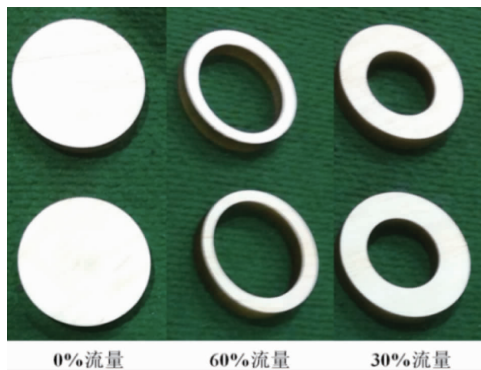
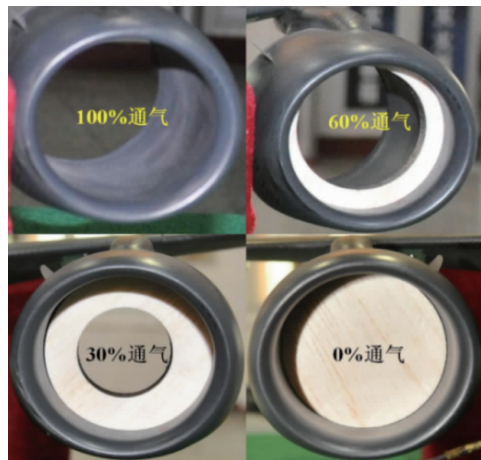


图 2 模拟不同流量的堵块

1 试验结果

1.1 左、右发房内流量相同

首先依次进行了在左、右发房模拟 100%、60%、30% 和 0% 的流量条件下进行飞机模型的自由尾旋试验与改出试验, 流量控制堵块如图 3 所示。试验结果如图 4 所示。

图 3 模拟发房内部不同通气量
(左、右通气量相同)

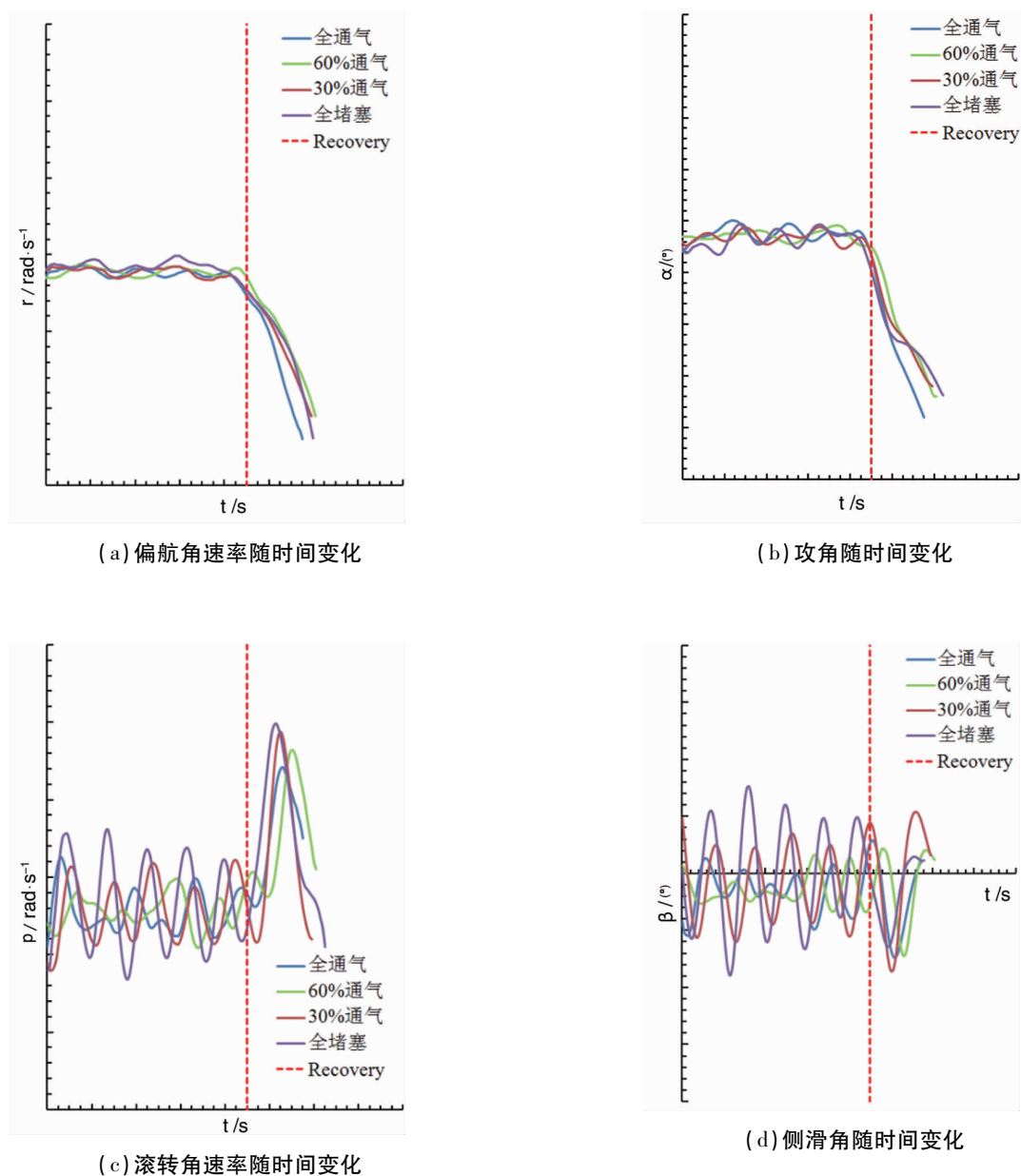


图 4 使用不同控制流量的堵块对飞机模型尾旋特性的影响

从试验结果看,装有 60%、30% 和 0% 的流量控制堵块的模型的试验结果相对于装有 TFN 的模型的试验结果的差异为滚转角速率 p 和侧滑角 β 的振幅随着流量的减小有增大的趋势,装有 30% 和 0% 的流量控制堵块的试验结果的振幅非常显著,装有 60% 流量控制堵块的试验结果的振幅与装有 TFN 的试验结果比较接近;偏航角速率 r 和平均攻角 α 的差异不明显;实施相同的改出动作后,改出的效果也基本相同。基于以上原因,对于这架飞机尾旋试验模型的模拟,采用 TFN 发房和装有模拟 60% 流量

的堵块对试验结果没有本质的影响。

1.2 左、右发房内流量不同

处于尾旋状态的飞机,由于其绕自身三轴作旋转运动,所以左、右发房的进气量每时每刻都在发生变化,且左、右发房的流量原则上是不可能完全相同的。为了呈现左右发房通气量不对称对尾旋特性的影响,在模拟左尾旋条件下,左发房安装了 60% 流量控制堵块,右发房安装了 0% 流量控制堵块;此外,还进行了在模拟左尾旋条件下,左发房安装了 0% 流量控制堵块,右发房安装了 60% 流量控制堵

块的试验。堵块如图 5 所示。

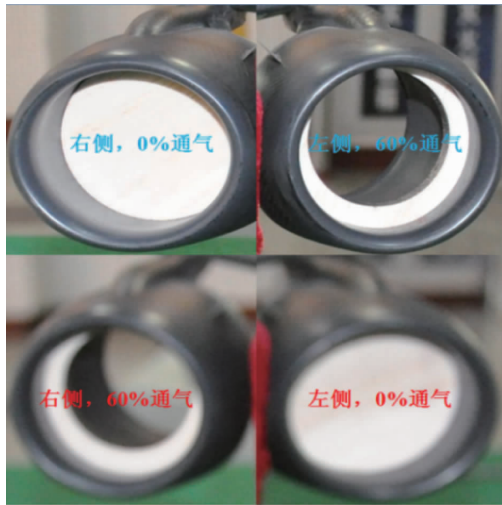
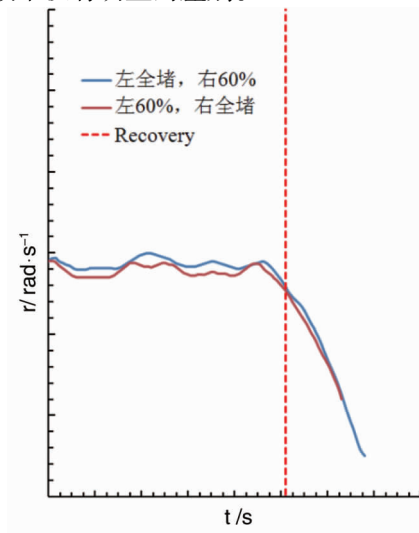
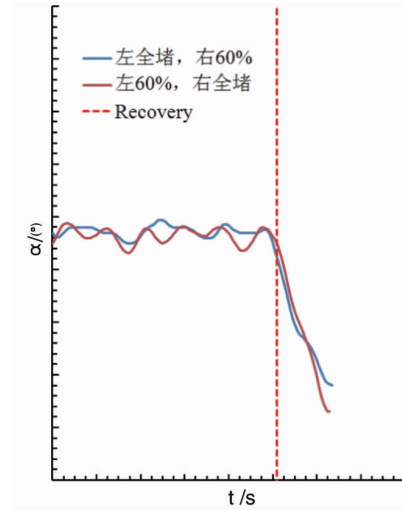


图 5 模拟左、右发房内部不对称通气量

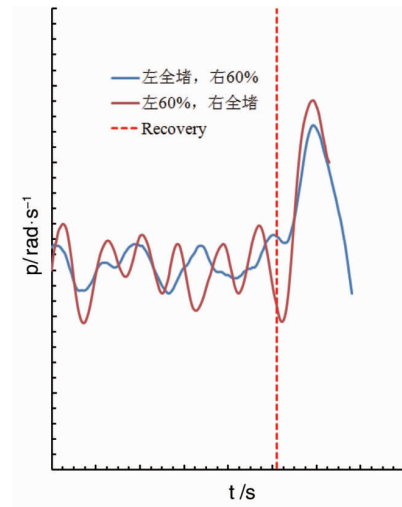
从图 6 所示的左尾旋试验结果看,“左发房 60% 流量 + 右发房 0% 流量”与“左发房 0% 流量 + 右发房 60% 流量”对模型尾旋中的攻角和偏航角速率没有很明显的影 响;但滚转角速率和侧滑角有明显的区别,“左发房 60% 流量 + 右发房 0% 流量”条件下, p 和 β 随时间变化曲线的振幅明显比“左发房 60% 流量 + 右发房 0% 流量”条件下的试验结果要来的大。这可能是由于左尾旋条件下,右侧机翼为外翼,若右发房为全不通气状态,会导致右侧阻力增加,则有助于飞机的旋转,所以模型的振荡加大。若左发房为全不通气状态,会导致左侧阻力增加,则有利于飞机的旋转,所以模型的振荡相对要小。实施相同的改出动作后,改出的效果没有明显的差别。



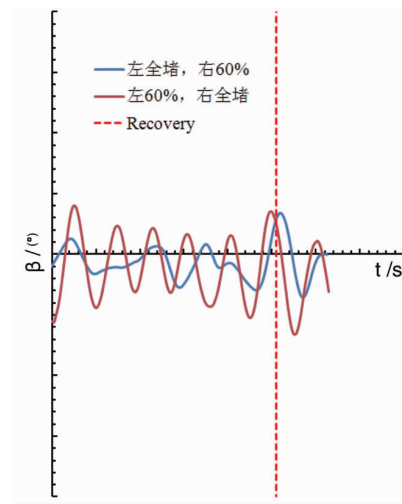
(a) 偏航角速率随时间变化



(b) 攻角随时间变化



(c) 滚转角速率随时间变化



(d) 侧滑角随时间变化

图 6 左、右发房流量不同对飞机模型尾旋特性的影响

2 结 论

在尾旋风洞中,对某型民机模型安装不同的能控制发房流量的堵块进行自由尾旋试验,获得了不同发房通气量条件下模型的尾旋特性。随着发房通气量的下降,模型的滚转角速率和侧滑角的振幅有增大的趋势,但攻角和偏航角速率所受影响不大,采用 60% 通气发房和全通气发房所获得的尾旋试验结果最为接近。模拟发房流量的不对称试验可以发现,尾旋中外侧发房流量小于内侧发房流量对旋转有阻碍的趋势,尾旋中外侧发房流量大于内侧发房流量对旋转有助长的趋势。

参考文献:

[1] 李周复. 风洞特种试验技术[M]. 北京:航空工业出版社,2010.

[2] 中国空气动力研究与发展中心. $\Phi 5\text{ m}$ 尾旋风洞试验指南[M]. 北京:中国空气动力研究与发展中心,2006.

[3] 李永富,陈洪. 研究尾旋的风洞试验技术[M]. 北京:国防工业出版社,2002.

[4] MURCH A M, FOSTER J V. Recent NASA research on aerodynamic modeling of post-stall and spin dynamics of large transport airplanes [C] Reno Nevada: AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, 2007.

[5] 科契克 M Г. 飞机螺旋动力学[M]. 北京:中国人民解放军空军司令部,1978.

作者简介

颜 巍 男,博士,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。

周 敏 男,本科,研究员。主要研究方向:风洞试验。E-mail:zhoumin2@comac.cc