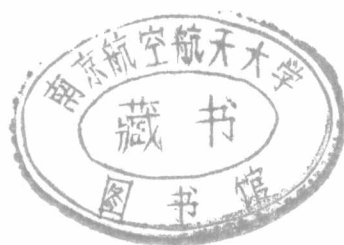


七 院



目 录

序号	姓 名	职 称	单 位	论 文 题 目	刊物、会议名称	年、卷、期	类 别
1	杨肖敏 顾宏斌	硕士 副高	071 071	飞机地面漂浮性的评估方法及其发展	第四届全国交通运输领域青年学术会议	2001	
2	顾宏斌	副高	071	landing gear shimmy and directional stability of aircraft undergoing non- straight taxiing	Chinese Journal of Aeronautics	011402	H
3	顾宏斌	副高	071	飞机地面运行的动力学模型	航空学报	012202	H
4	顾宏斌 丁运亮	副高 正高	071 011	飞机机轮摆振的数字仿真	航空学报	012204	H
5	顾宏斌	副高	071	把握创新要义 推进创新教育	高教研究与探索(南京大学学报高等教育科学专辑)	010001	H
6	顾宏斌	副高	071	飞机地面滑行的驾驶员诱发振荡与纠偏	第四届全国交通运输领域青年学术会议	2001	
7	周洁敏 韩 静	副高 硕士	071 071	利用数据融合来解决目标识别问题	吉林工业大学自然科学学报	013104	H
8	周洁敏 宫淑丽 陶云刚	副高 硕士 正高	071 071 033	基于主动压电——阻尼材料的噪声控制	吉林工业大学自然科学学报	013101	H
9	周洁敏	副高	071	子波分析和 ART 神经在复合材料板冲击定位中的应用	航空学报	012201	H
10	周洁敏 林 刚 陶云刚	副高 硕士 正高	071 071 033	Application of wavelet transformation to real-time impact damage detection of composite material structure	仪器仪表学报	012206	H
11	周洁敏 林 刚 宫淑丽	副高 硕士 硕士	071 071 071	Application of multi-sensor data fusion based on fuzzy neural network in rotating mechanical failure diagnosis	南京航空航天大学学报(英文版)	011801	J
12	干敏梁	正高	071	一种基于 VXI 的远程诊断系统	第四届全国交通运输领域青年学术会议	2001	
13	干敏梁	正高	071	Time-series modeling and forecast study on spectral analysis of lubricating oil	南京航空航天大学学报(英文版)	011801	J
14	干敏梁	正高	071	基于虚拟仪器技术的示波分析方法的实现	计算机与应用化学	011806	H
15	高孝清 左洪福 陈 果	硕士 正高 博士后	071 071 071	复杂背景下磨粒显微图像分割	南京航空航天大学学报	013306	J
16	常宗瑜 左洪福	博士后 正高	071 071	存在磨损故障的往复发动机的动力响应	交通运输工程学报	010101	
17	常宗瑜 左洪福 孙有朝	博士后 博士后 副高	071 071 071	基于神经网络的不等间隔时序预测主法	预测	012007	
18	吴振锋 左洪福 孙有朝	博士 正高 副高	071 071 071	磨粒分析技术及其在发动机故障诊断领域的应用	航空动力学报	011604	H

序号	姓 名	职 称	单 位	论 文 题 目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
19	吴振锋 左洪福	博士 正高	071 071	Debris-micro-morphology analysis based on the AI technique	Chinese Journal of Aeronautics	011401	H
20	吴振锋 左洪福	博士 正高	071 071	磨损微粒显微形态学特征量化描述体系	交通运输工程学报	010101	
21	李艳军 左洪福 吴振锋	中级 正高 博士	071 071 071	基于磨粒分析的发动机磨损故障智能诊断技术	中国交通研究与探索会议	2001	
22	李艳军 左洪福 吴振锋	中级 正高 博士	071 071 071	基于磨粒分析方法的发动机磨损故障智能诊断技术	南京航空航天大学学报	013303	J
23	李艳军 左洪福 吴振锋	中级 正高 博士	071 071 071	Debris monitoring and analyzing system (DMAS) and its application in aeroengine	Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics	011802	J
24	李艳军 左洪福 湛 广	中级 正高 本科	071 071 071	高校思想道德教育的思路与方法	南京航空航天大学学报	0103 增刊	
25	陈 果 左洪福	博士后 正高	071 071	图像分割的遗传模糊 C-均值聚类算法	第四届全国交通运输领域青年学术会议	2001	
26	陈 果 左洪福	博士后 正高	071 071	基于模糊聚类分析的彩色磨粒图像目标提取	数据采集与处理	011603	H
27	陈 果 左洪福	博士后 正高	071 071	彩色磨粒图像自动分割技术	信号处理	011705	J
28	陈 果 左洪福	博士后 正高	071 071	仿真计算比较我国干线谱与国外典型轨道谱	铁道学报	012303	H
29	陈 果 左洪福	博士后 正高	071 071	250km/h 高速铁路轨道不平顺的安全管理	西南交通大学学报	013605	J
30	陈 果 左洪福	博士后 正高	071 071	轨道随机不平顺对车辆/轨道系统横向振动的影响	南京航空航天大学学报	013303	J
31	陈 果 左洪福	博士后 正高	071 071	车辆-轨道耦合系统随机振动响应特性分析	交通运输工程学报	010101	
32	陈 果 左洪福	博士后 正高	071 071	新型轮轨空间动态耦合模型	振动工程学报	011404	H
33	陈 果 左洪福	博士后 正高	071 071	车辆-轨道耦合系统垂横模型及其验证	振动与冲击	012004	J
34	孙有朝 左洪福	副高 正高	071 071	某新研轻型飞机副翼操纵系统 FMEA	机械设计与制造	010006	J
35	孙有朝 左洪福 倪 凯	副高 正高 硕士	071 071 071	航空发动机的维修成本管理	第四届全国交通运输领域青年学术会议	2001	
36	孙有朝	副高	071	基于信息理论的复杂产品可靠性综合评估	应用科学学报	011902	H
37	倪 凯 左洪福 孙有朝	硕士 正高 副高	071 071 071	民用航空发动机维修成本的影响因素分析	第四届全国交通运输领域青年学术会议	2001	
38	赵新灿 左洪福 陈 果	硕士 正高 博士后	071 071 071	虚拟仪器技术在远程故障诊断中的应用	应用基础与工程科学学报	010903	
39	顾 怡	正高	071	FRP 疲劳累积损伤理论研究进展	力学进展	013102	H

序号	姓 名	职 称	单 位	论 文 题 目	刊物、会议名称	年、卷、期	类 别
40	刘继新	副高	072	试论语言的模糊性在《废品》中的作用	齐鲁学刊	2001	
	张 京	中级	072				
41	韩松臣	副高	072	民航飞机轨迹推测算法中的滤波方法选取	全国第四届交通领域青年学术会议	2001	
42	刘 星	中级	072	高校教师如何应对高等教育大众化的挑战	南京航空航天大学(社科版)学报	0103 增刊	
43	刘 星	中级	072	民航空中交通管理系统中智能化的研究	中国交通研究与探索会议	2001	
	韩松臣	副高	072				
44	刘 星	中级	072	非结构网格生成法在飞行冲突探测中的应用	东南大学学报	01314A	H
	胡明华	正高	072				
	韩松臣	副高	072				
45	孙建东	副高	073	Disciplinary discourses: Social interactions in academic writing	TESOL Quarterly	010002	
46	孙建东	副高	073	复杂名词定语和复数名词定语的使用与理解	外语教学	012202	H
47	孙建东	副高	073	试论我国大学生英语口语交际能力的培养	江苏高教	010006	H
48	孙建东	副高	073	浅谈服务用语翻译的得体性	上海科技翻译	010002	H
49	孙建东	副高	073	美国通俗小说大师: 西德尼·谢尔顿	书与人	010004	
50	徐月芳	副高	073	民航旅客订座模拟教学系统的应用	第四届全国交通运输领域青年学术会议	2001	
51	彭 怡	中级	073	民航运价与物价联动机制分析	民航管理	010011	
52	夏俊彪	硕士	073	机场信息管理网络安全技术研究	第四届全国交通领域学术会议	2001	
	雷 鸣		073				
	夏洪山	正高	073				
53	秦 莹	硕士	073	BPR 与机场信息化建设	第四届全国交通领域学术会议	2001	
	喻 瑛		073				
	夏洪山	正高	073				
54	张瑶新		073	基于 Agent 的机场生产管理研究与实现	第四届全国交通领域学术会议	2001	
	夏洪山	正高	073				
55	赵春风		073	CORBA 组件技术在信息管理系统中的应用	第四届全国交通领域学术交流会议	2001	
	黄亚平		073				
	夏洪山	正高	073				
56	王 军		073	机场信息管理中网络拓扑发现算法研究	第四届全国交通领域学术会议	2001	
	夏洪山	正高	073				

飞机地面漂浮性的评估方法及其发展

杨肖敏 顾宏斌

(南京航空航天大学民航学院 南京, 210016)

摘 要:随着现代飞机起落架支柱载荷及机轮载荷较大幅度的增加,飞机地面漂浮性对飞机的影响显得更为重要。本文主要介绍了评估飞机软道面漂浮性、飞机硬跑道漂浮性及飞机土跑道漂浮性的几种方法,并对各种方法的计算原理作了较深入的探讨。

关键词:漂浮性;软道面;硬道面;土跑道

引 言

飞机地面漂浮性(Aircraft ground flotation)也称为地面通过性,它是对飞机在规定强度的道面上使用能力的一种评定。典型的要求是:“在强度为加利福尼亚支承比等于9(CBR9)的跑道上能通过130次(起飞和着陆)”或“在目前的Ruritanian”航线系统中的所有现有跑道上能无限地使用。

美欧等发达国家对于地面漂浮性的研究从20世纪50年代中期已经开始,历经几十年的发展,到现在无论是民用飞机还是军用飞机都形成了一套标准。国内对漂浮性的认识还不够深入,无论是适航审查机构、机场当局,还是飞机设计单位对于飞机地面漂浮性的研究和评定方法等还没有给予足够的重视,尚存在一些模糊概念。例如,还习惯于用飞机吨位来表示跑道的能力,往往说某条跑道可以起降波音747,或波音737,等等。其实,同一条跑道可能可以起降吨位大的飞机,却不能起降吨位低的飞机。漂浮性是起落架支柱总载荷、单个机轮的载荷和轮胎压力等影响因素的函数。随着现代飞机起落架支柱载荷及机轮载荷较大幅度的增加,飞机地面漂浮性对飞机的影响显得更为重要。目前它已成为评估飞机-机场相容性的一个重要指标。本文主要介绍飞机地面漂浮性的计算原理及其发展,以期引起国内有关部门和同行学者的注意。

1 沥青软道面

软道面为沥青混凝土或沥青填料混合表面,表面厚度一般为3.81~20.32 cm。飞机软道面漂浮性研究是对飞机在软道面上使用能力的一种评估。目前,软道面漂浮性计算方法主要有加拿大方法,单元建造指标(Unit construction index)方法,加利福尼亚支承比(California bearing ratio)方法,载荷分类号(Load category number)方法,美国海军方法,美国宇航工业协会的方法。下面对其中几种方法的原理加以介绍。

1.1 加拿大方法

对软道面设计的加拿大方法是在20世纪40年代早期由加拿大运输部门开始试验和研究

制定的,也就是克隆奥特方法。但应用上受到一些约束。这是因为各种起落架的构形,机轮载荷,使用频次的影响不能完全用分析的方法确定。

1.2 单元建造指标(UCI)方法

单元建造指标法是在50年代由莱特航空发展中心建立的。它基本上是为建造一个支承特定起落架的跑道所需工作量的描述。假如飞机的UCI值大于跑道的UCI值,则不允许飞机在那种跑道上操作。反之,则可进行各种操作。

1.3 加利福尼亚支承比(CBR)方法

CBR方法在60年代末建立,是当前美国空军和陆军使用的主要方法,这种方法主要是构造CBR值和机场道面厚度层之间的曲线,由这种CBR曲线可以评估飞机是否可以在道面上进行各种操作。其原理为:不同型号飞机的起落架结构和负载特性各不相同,即使同一架飞机,一般来说飞机的前起落架和主起落架的结构和负载特性也不相同。由于飞机的地面漂浮能力是受起落架支柱总载荷、单个机轮的载荷和轮胎压力等影响的函数,并且缓冲支柱总载荷、单个机轮的载荷和轮胎压力越大,飞机地面漂浮性对飞机的影响越明显。因此要评估飞机的地面漂浮能力,首先必须确定起落架结构和负载特性参数。在此基础上,比较前起落架和主起落架,确定出承受的单轮载荷和轮胎压力较大的起落架,即为关键起落架。对关键起落架,假如其为多轮起落架,根据其结构可以确定出代表起落架主要运动的机轮,关键机轮^[2]。由于飞机在跑道上进行各种操作时,关键起落架上的其它机轮和机场跑道接触处的相互作用,导致机场跑道上相互作用处的承载特性发生变化,并影响到关键机轮和跑道接触处的土壤特性。CBR方法是通过用关键机轮载荷乘以关键机轮载荷的修正因子即当量关键机轮载荷来考虑其它机轮对关键机轮的影响,关键机轮载荷发生了变化,因此必须对表面层处CBR曲线进行修正。比较修正后飞机的CBR曲线和跑道CBR数据,如果跑道的所有CBR数据都落在飞机的CBR曲线的下方,则飞机可以在跑道上进行各种操作。否则,不能在跑道上进行各种操作。

1.4 载荷分类号(LCN)法

载荷分类号法由英国发展起来,现已被国际民用航空组织(ICAO)采用。这种方法通过比较飞机的LCN值和道面的LCN值来确定飞机是否可以在跑道上进行各种操作。跑道的LCN值,可用试验确定。对于飞机的LCN值的计算,可以由当量单轮载荷(Equivalent single wheel load)和轮胎压力通过图解法获得。如果飞机的LCN值大于道面的LCN值,则飞机可以在道面上进行各种操作,否则不能进行各种操作。

2 硬道面

硬道面为硅酸盐水泥土填料混合表面,其厚度一般为15.24~76.2 cm。飞机硬道面漂浮性是对飞机在硬道面上使用能力的一种评估。目前,飞机硬道面漂浮性计算方法主要有波特兰水泥协会(Portland cement association, PCA)方法,载荷分类号方法。下面对这两种方法的原理加以介绍。

2.1 波特兰水泥协会(PCA)方法

PCA 方法是 60 年代由美国发展起来的,现已被国际民用航空组织(ICAO)采用。这种方法首先依据给定的飞机在跑道上的起降次数即通过数画出飞机所需的混凝土道面厚度和地基的模量之间的曲线图,然后比较曲线图和道面的混凝土道面厚度和地基的模量数据,确定飞机是否可以在给定的跑道上进行各种操作。其基本原理为:不同型号的飞机其起落架结构和负载特性是不同的,即使同一架飞机,一般来说飞机的前起落架和主起落架的结构和负载特性也不相同。由于飞机的地面漂浮能力是主起落架支柱总载荷、单个机轮的载荷和轮胎压力等影响因素的函数,并且起落架支柱总载荷、单个机轮的载荷和轮胎压力越大,飞机地面漂浮性对飞机的影响越明显,因此要评估飞机的地面漂浮能力,首先必须确定起落架结构和负载特性参数。在此基础上,比较前起落架和主起落架,确定出承受的单轮载荷和轮胎压力较大的起落架,即为关键起落架。对关键起落架来说,假如其为多轮起落架,根据关键起落架的结构可以确定出代表起落架主要运动的机轮,即关键机轮^[2]。由于飞机在跑道上进行各种操作时,关键起落架上的其它机轮和机场跑道的相互作用,导致机场跑道上相互作用处的承载特性发生变化,并影响到关键机轮和跑道接触处的道面特性。PCA 方法是通过计算其它机轮在影响图上的压痕覆盖的单元数来考虑其对关键机轮的影响的。混凝土铺层内部的载荷对混凝土道面内力矩 M_n 的影响图是通过试验方法绘制出来的。它可被划分为三个区域,主单元区,碎片区和负单元区。当其它机轮的压痕图落在正单元区,总单元数增加,所需的道面厚度降低。这是由于其它机轮和机场跑道相互作用,导致关键机轮和跑道接触处的剪力部分抵消。碎片区为作用的临界区,负单元区和正单元区情况正好相反。如果其它机轮的压痕图落在影响图的外面,说明它们的影响可以忽略不计。

2.2 载荷分类号(LCN)法

目前世界上许多跑道(大多处在美国之外)都引用了 LCN 值,这些值依据拐角加载的平板支承试验而定。这种方法通过比较飞机的 LCN 值和道面的 LCN 值来确定飞机是否可以在道面上进行各种操作。如果飞机的 LCN 值大于道面的 LCN 值,则飞机可以在道面上进行各种操作,否则不能进行各种操作。

3 土跑道

土跑道应属于特殊的软跑道,但对它的研究要比对软道面和硬道面复杂得多。因为它是复杂的不均匀的聚合体,目前还没有严密的数学理论来描述。除了很轻的载荷外,它不是弹性的。它也不是真正的塑性体,而仅仅给定它的某种载荷指标,例如为 CBR9,是不够的。一种 CBR9 土壤可能是紧密型的,在越来越多的循环作用下会变得更强。另一种 CBR9 土壤在越来越多的循环作用下可能会破裂。由于这些原因,用于漂浮性计算的所有的强度特性是偏保守的。例如,采用较低的混凝土强度,较低的土壤模量,以及劣质型土壤,作为无铺面土壤的标准。

目前对土跑道的漂浮性的评估方法主要是美国空军方法。这种方法用来估计飞机跑道对所有美国军用飞机的适用性。其计算原理为:由于飞机的前起落架和主起落架的结构和负载特性一般不同,须对前起落架和主起落架分别研究。如果为多轮起落架,当起落架轮距髁胶小时,

在一个轮胎底下的地面受临近轮胎载荷的影响,因此对单轮载荷根据轮距进行修正得到当量单轮载荷。由当量单轮载荷、起落架结构及负载参数可估算飞机在土跑道上的起降次数,也就是通过数。确定方法参考文[1]。

最后应注意前起落架和主起落架的相互影响,它通常使得飞机总的漂浮性比这些起落架中的每一个单独计算所得出的漂浮性要小些,但计算结果有时会表明主起落架有低的漂浮性(如通过10次)。而前起落架却有高的漂浮性(如通过1000次)。这种情况时,由于前起落架不影响主起落架漂浮性,所以不需计算它们的相互作用,飞机总的通过数就是主起落架计算出的值。

4 结束语

美欧等发达国家对飞机地面漂浮性经过多年的研究,对于软道面和硬道面,已经形成了一套比较完善的评估方法。而对于土跑道来说,由于它本身问题复杂,加上对它的研究起步比较晚,目前可用的方法主要是美国空军方法。这套方法是以轻型、中型载荷以及双轮、四轮起落架结构建立的,因此它的使用受到机轮负载和起落架结构的限制。对于承受重型载荷并具有新型起落架结构的飞机土跑道漂浮性的评估必须进行试验来验证这套方法的适用性。国内对漂浮性的了解还比较少,但已经意识到了研究飞机地面漂浮性的重要性。要完全实现这一步,则适航审查机构必须对飞机地面漂浮性制定严格的条例并对机场进行有效的管理。机场当局贯彻适航部门制定的条例。飞机设计所在设计飞机时要考虑飞机-机场相容性。通过对目前获得的资料的研究,分析其方法,已经实现了软道面的CBR方法及硬跑道的PCA方法的软件化。

随着民用航空业的发展及现代战争对军用飞机作战环境要求的提高,无论是军用机还是民用机,都对其起飞和着陆性能提出了更高的要求。使其不仅能在软道面和硬道面上安全起降,而且在某些特殊情况下也必须能在土跑道上安全起降。对民机来说,这样做一方面可以降低机场跑道的成本,另一方面在某些紧急情况下可以保证飞机安全起降。对军机来说,这样做不但可以实现恶劣环境下完成特殊的使命,而且也可以快速、高效地实现人员运输、后勤供应,而这些对于现代战争的成败发挥着重要的作用。因此对于土跑道的飞机地面漂浮性的研究就成为目前以至今后研究的一个重要方向。

参 考 资 料

- 1 诺曼.斯.柯里.起落架设计手册.航空工业部,1982
- 2 Creech D E, Gray Donald H. Aircraft ground flotation analysis procedures-paved airfields. ASD-TR-70-43, January 1997
- 3 Tingle J S, Grogan W P. Behavior of unsurfaced airfields supporting operations of C-17 aircraft. Journal of Transportation Engineering, 1999, 125(1): 75~84
- 4 Grogan W P, Tingle J S. Evaluation of unsurfaced airfield criteria for operations of C-17 aircraft. Journal of Transportation Engineering, 1999, 125(1): 67~74
- 5 Ladd D, Ulery H. Aircraft ground flotation investigation. Report No. AFFDL-TR-66-43, U S Air Force Flight Dynamics Laboratory, August 1967

Landing Gear Shimmy and Directional Stability of Aircraft Undergoing Non-Straight Taxiing

GU Hong-bin¹, GAO Ze-jiong²

(1. College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)
(2. Chengdu Aircraft Design and Research Institute, Chengdu 610041, China)

Abstract: A dynamic model of landing gear struts is introduced in a non-inertial coordinate system. Together with a six degrees of freedom model of aircraft ground handling, the model can be applied to investigate the landing gear shimmy and the directional stability of aircraft undergoing non-straight taxiing. Take the K8 aircraft as an example, motions of the strut under both the straight and non-straight taxiing are simulated as well as the directional adjusting procedure of the airframe. Results of the example are reasonable, indicating that the model may have some value in related research.

Key words: aircraft; landing gears; ground handling; landing gear shimmy; mathematical models

非直线滑跑飞机的摆振与滑跑稳定性. 顾宏斌, 高泽迥. 中国航空学报(英文版). 2001, 14(2): 73~77.

摘要: 在非惯性坐标系中建立了起落架支柱的动力学模型. 与飞机地面运行的六自由度模型结合, 可以考察非直线滑跑飞机的起落架摆振现象及飞机地面滑行的方向稳定性. 以 K8 飞机为例, 考察了非直线滑跑模型与传统的直线滑跑模型的摆振特点及飞机的滑跑稳定性. 算例结果合理, 表明模型可供有关研究参考.

关键词: 飞机; 起落架; 地面运行; 起落架摆振; 数学模型

文章编号: 1000-9361(2001)02-0073-05 中图分类号: V226 文献标识码: A

The phenomenon of landing gear shimmy is investigated extensively by the researchers^[1-4]. However, all the theories consider the aircraft undergoing straight taxiing with uniform speed, in other words, the aircraft undergoing taxiing with uniform velocity. Therefore, all the models of landing gear shimmy are established in the inertial coordinate system. Will the motion of the shimmy change obviously if the roll, yaw and lateral motions of aircraft itself are taken into consideration? In addition, the directional stability of taxiing aircraft is not only related to the steering/damping unit but also to other portion of the entire aircraft. In this paper, dynamic equations of landing gear shimmy will be established in a mobile coordinate system fixed on the airframe. Then the landing gear and the airframe are investigated as a whole. This model can be applied to observe the motion of landing gear shimmy, and at the same time, the directional stability of aircraft undergoing taxiing. For simplicity, the aircraft

undergoing taxiing with non-uniform velocity is called mobile aircraft in this paper.

1 Dynamic Equations of Landing Gears in Non-inertial Coordinate System

Define the strut coordinate system ($O^S X^S Y^S Z^S$) fixed on the airframe: the origin is in the joint of strut-airframe, Z^S coincides with the strut axis and opposite to the ground, X^S lies in the airframe's symmetry plane and is perpendicular to Z^S , and Y^S is determined by the right-hand law. The strut system is a mobile system, and when the aircraft is taxiing with non-uniform velocity (non-uniform in direction or speed), the system is a non-inertial one. Referring to Ref.[5], in any mobile system, rotary dynamic equations of any rigid body are as follows (assuming the body is symmetrical to the $OZ^S X^S$ plane)

$$\begin{aligned} I_x \frac{d\omega_x}{dt} - (I_y - I_z) \omega_y \omega_z + \\ I_{xz} \left(\omega_y \omega_x - \frac{d\omega_z}{dt} \right) = \sum M_x \end{aligned} \quad (1)$$

$$I_z \frac{d\omega_z}{dt} - (I_x - I_y)\omega_y\omega_x +$$

$$I_{xz} \left(\omega_z\omega_y - \frac{d\omega_x}{dt} \right) = \sum M_z \quad (2)$$

$$I_y \frac{d\omega_y}{dt} - (I_z - I_x)\omega_x\omega_z +$$

$$I_{xy}(\omega_x^2 - \omega_z^2) = \sum M_y \quad (3)$$

where I_x , I_{xz} etc. are polar moment-of-inertia or product of inertia of the strut in the strut system. ω_x , ω_y , and ω_z are projections of absolute angular velocity of the strut on X^S , Y^S , and Z^S axes, $\sum M_x$, $\sum M_y$, and $\sum M_z$ are projections of moment of total external force on X^S , Y^S , and Z^S axes.

Neglecting the pitch rotation of the strut relative to the airframe, yields $\omega_y = \omega_z^A$, where ω_z^A is the projection of airframe's absolute angular velocity on its pitch axis, e.g., the pitching velocity of the airframe itself. Let ψ be roll angle and θ be swivel angle of the strut. Then $\omega_x = d\psi/dt$ and $\omega_z = d\theta/dt$. Suppose that the landing gear strut consists of a wheel assembly, including the piston and an outer cylinder. Assume that the wheel assembly and the outer cylinder have the same roll angle ψ . Then for the wheel assembly, Eqs.(1) and (2) become

$$I_x^H \frac{d^2\psi}{dt^2} - (I_y^H - I_z^H) \frac{d\theta^H}{dt} \omega_z^A -$$

$$I_{xz}^H \left(\omega_z^A \frac{d\psi}{dt} + \frac{d^2\theta^H}{dt^2} \right) = \sum M_x^H + M_{GH} \quad (4)$$

$$I_z^H \frac{d^2\theta^H}{dt^2} - (I_x^H - I_y^H) \omega_z^A \frac{d\psi}{dt} +$$

$$I_{xz}^H \left(\frac{d\theta^H}{dt} \omega_z^A - \frac{d^2\psi}{dt^2} \right) = \sum M_z^H \quad (5)$$

where the superscript H indicates the wheel assembly. Above are the equations of motion of the wheel assembly when the aircraft is undergoing taxiing with non-uniform velocity. Compared with the case of uniform velocity, terms related to the product of ω_z^A and $d\psi/dt$ or $d\theta^H/dt$ are added to the equations.

In a similar manner, the equations of motion of the outer cylinder are obtained

$$I_x^G \frac{d^2\psi}{dt^2} - (I_y^G - I_z^G) \frac{d\theta^G}{dt} \omega_z^A -$$

$$I_{xz}^G \left(\omega_z^A \frac{d\psi}{dt} + \frac{d^2\theta^G}{dt^2} \right) = \sum M_x^G - M_{GH} \quad (6)$$

$$I_z^G \frac{d^2\theta^G}{dt^2} - (I_x^G - I_y^G) \omega_z^A \frac{d\psi}{dt} +$$

$$I_{xz}^G \left(\frac{d\theta^G}{dt} \omega_z^A - \frac{d^2\psi}{dt^2} \right) = \sum M_z^G \quad (7)$$

where the superscript G denotes the outer cylinder of the strut. I_z^H and I_z^G are the polar moment-of-inertia of the wheel assembly and the outer cylinder respectively. I_{xz}^H and I_{xz}^G are the product of inertia of the wheel assembly and the outer cylinder respectively. M_{GH} is the bending moment between the wheel assembly and the outer cylinder along the X^S axis. The right-hand terms in Eqs.(4) to (7) are the external moment acting on the wheel assembly or on the outer cylinder. Adding Eq.(4) to Eq.(6), noticing that $I_{xz}^G \approx 0$ exists generally, and re-arranging Eqs.(5) and (7), yields the strut's dynamic equations of motion of the mobile aircraft as follows

$$I_x \frac{d^2\psi}{dt^2} - I_{xz}^H \frac{d^2\theta^H}{dt^2} = \sum M_x^H + \sum M_x^G +$$

$$\left[(I_y^H - I_z^H) \frac{d\theta^H}{dt} + I_{xz}^H \frac{d\psi}{dt} + (I_y^G - I_z^G) \frac{d\theta^G}{dt} \right] \omega_z^A \quad (8)$$

$$I_z^H \frac{d^2\theta^H}{dt^2} - I_{xz}^H \frac{d^2\psi}{dt^2} = \sum M_z^H +$$

$$\left[(I_x^H - I_y^H) \frac{d\psi}{dt} - I_{xz}^H \frac{d\theta^H}{dt} \right] \omega_z^A \quad (9)$$

$$I_z^G \frac{d^2\theta^G}{dt^2} = \sum M_z^G + (I_x^G - I_y^G) \frac{d\psi}{dt} \omega_z^A \quad (10)$$

where $I_x = I_x^H + I_x^G$. With equations from (8) to (10), together with the dynamic model of aircraft ground handling in Ref.[6], landing gear shimmy and directional stability of mobile aircraft can be investigated synthetically.

2 The External Moment

Eqs.(8) to (10) include four terms of external moment. They may be expressed as

$$\sum M_x^G = -K_x(\psi - \psi^A) \quad (11)$$

$$\sum M_z^G = -K_z(\theta^G - \theta^A) + M_R \quad (12)$$

$$\sum M_x^H = \sum M_{XD} - \frac{IV}{R_w} \frac{d\theta^H}{dt} \quad (13)$$

$$\sum M_z^H = \sum M_{ZD} + \frac{IV}{R_w} \frac{d\psi}{dt} + M_\theta \quad (14)$$

where

$$M_\theta = -K_\theta(\theta^H - \theta_R) \quad (15)$$

where $\sum M_x^G$ is the bending moment acting on the outer cylinder, which is provided by the airframe along X^S , which is usually an elastic force as expressed. $\sum M_z^G$ is the total axial moment acting on the outer cylinder, which is provided by the airframe and shimmy damper. ψ^A and θ^A are rotary angles of the airframe about X^S and Z^S axes respectively. K_x and K_z are supporting stiffness of the airframe (fuselage) along X^S and Z^S axes respectively. $\sum M_{XD}$ and $\sum M_{ZD}$ are moments of surface reaction force along X^S and Z^S axes respectively, determined by the tire and surface. The airframe's motion will play a role in determination of them. M_θ and M_R are moments induced by the shimmy damper acting on the wheel assembly and the outer cylinder respectively, along Z^S axis. K_θ is the torsional stiffness between the wheel and steering collar, which is a function of the piston stroke. θ_R is rotation of the steering collar about the Z^S axis, determined by dynamic equations of the shimmy damper. $(IV/R_w)(d\psi/dt)$ and $(IV/R_w)(d\theta^H/dt)$ are gyro moments due to wheel rotation.

3 Numerical Simulation of Landing Gear Shimmy

Take the nose gear of prototype of K8 aircraft as an example, given different air rates in oil (see Ref. [7]) and orifice of the damper, the motion of landing gear shimmy when the aircraft undergoes taxiing with non-uniform velocity may be observed.

In simulation, the thrust of the engine is given by so called "thrust factor", defined as

$$T = K_T(Q_n + Q_{m1} + Q_{m2}) \quad (16)$$

where T is the thrust of the engine, K_T is the thrust factor, and Q_n , Q_{m1} , and Q_{m2} are rolling resistance acting on the nose wheel and both main wheels respectively at the initial status.

Let taxiing speed $V = 120$ km/h, $K_T = 1$

(simulate taxiing with uniform speed approximately), the coefficient of main strut absorber damping be 20 000 N·s/m, tire stiffness be calculated at static status, other parameters be determined according to the prototype of K8 aircraft, and the end time of simulation be 5s. The landing gear shimmy and the motion of airframe can be observed simultaneously. Fig.1 describes a typical time-history of the direction of velocity of center-of-mass of airframe and of the joint of the strut and airframe, that is, the angle between velocity and the drag axis of aircraft. Fig.2 gives the vertical reaction force of surface. Fig.3 shows the swivel angle of the strut relative to the airframe, where the curve with large amplitude is the angle of the wheel assembly, and the one with small amplitude is the angle of the outer cylinder. The maximal amplitude of the swing angle of the wheel assembly, denoted by θ_{Lmax} , is 4.1036° . By means of spectrum analysis, the frequency of swing of the wheel assembly in this case is revealed 27.25 Hz, while the frequency of three rotary motions of the airframe is within the range of several Hz.

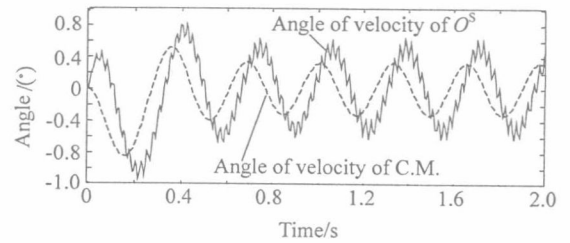


Fig.1 Direction of velocity of center of mass of airframe and the joint of strut and airframe

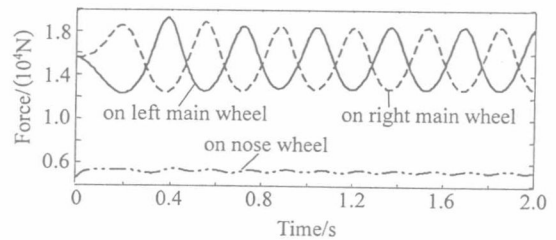


Fig.2 Vertical reaction force of surface

From Fig.2, it may be seen that the vertical reaction force on the nose wheel, denoted by N_w , is around 5000 N when commonly taxiing. Employ the

model of taxiing with uniform velocity, let $V = 120\text{km/h}$, and $N_w = 5000\text{ N}$, and the swing motion of the strut can be found as in Fig.4, where the $\theta_{L\max}$ is 3.5284° , and the swing frequency is 27.25Hz . Compare Fig.3 with Fig.4 and the frequencies, it may be seen that the frequencies of both cases are the same, which is in accord with the related vibration theory. However, the time-histories of both cases are different from each other, and the amplitude of swing in the case of straight taxiing is less than that of mobile taxiing. All of what mentioned is for the situation when shimmy occurs.

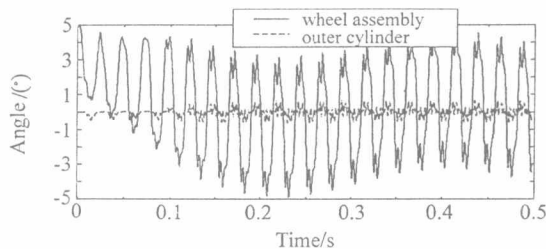


Fig.3 Time history of swing

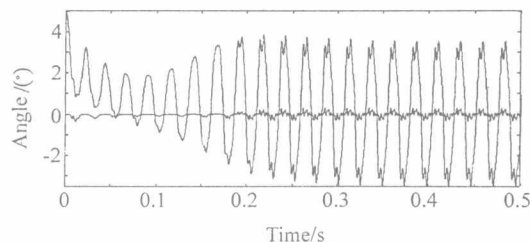


Fig.4 Swing of straight taxiing

For the situation when shimmy does not occur by the straight taxiing model, mobile model's results will be different obviously. The main difference is that the swing motion of mobile aircraft needs much more time to attenuate. It seems that shimmy occurred if only the time-history of the first several seconds is observed. This situation is presented in Figs. 5 and 6, where the air percentage is 1%, and other parameters remain the same. The explanation for the difference may like this: the motion of the airframe itself is an excitation to the strut. As the periodic time of airframe's motion is much longer than that of the strut, it needs more time for the whole system to attenuate. For the situation when

shimmy does occur, extending the simulation time will not decrease the shimmy amplitude. For example, by increasing the air percentage to 3% and keeping other parameters unchanged, the amplitude is still the $\pm 1.4611^\circ$ after 25 seconds, which is the same as the straight taxiing model.

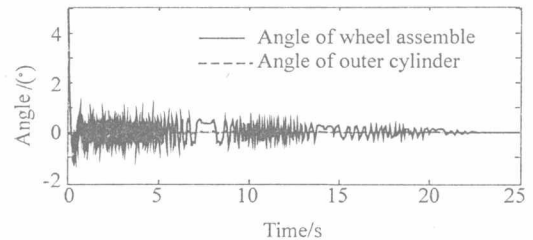


Fig.5 Strut swing of mobile aircraft (decayed)

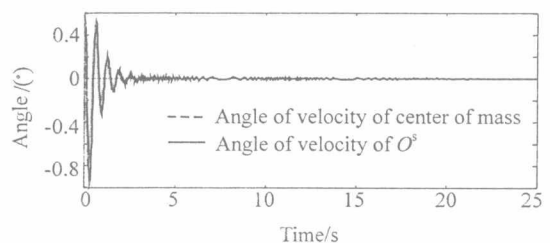


Fig.6 Direction of mobile aircraft (decayed)

4 Simulation for Directional Stability

While a minimum anti-shimmy damping is needed to prevent shimmy, an upper limitation to the damping is usually needed to maintain the directional stability of an aircraft undergoing taxiing. For this reason, when the shimmy stability has been guaranteed, the directional stability had better be examined with the same model. Still take the prototype of K8 aircraft as an example, given a series of different air percentages and damping orifices, the directional stability can be observed by simulation. It can be concluded that the K8 aircraft is stable in directional motion based on limited observation. Take the most severe case when air percentage is 0.5 percentage and the damping orifices are at their smallest size. Let $V = 120\text{km/h}$, $K_T = 1$, and the initial swivel angle of the wheel assembly be 5° . The responses are described by Figs. 7 and 8. In Fig. 8, according to the sequence from top to bottom, the curves are yaw, roll, and pitch angles. Indicated by the figure, the directional motion of the aircraft is

stable. Anyway, a certain amount of steady-state error exists.

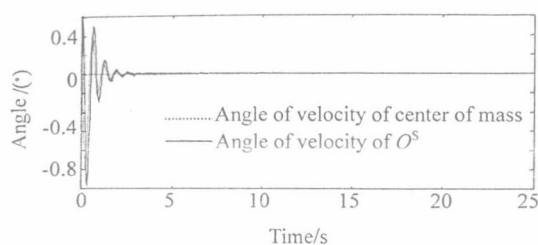


Fig.7 Direction of mobile aircraft (large damping)

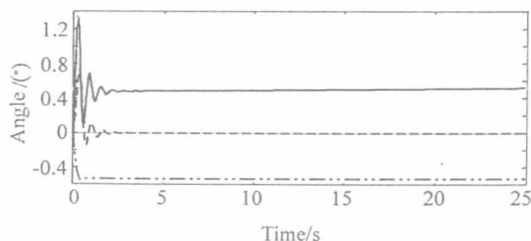


Fig.8 Yaw/Roll/Pitch angle of mobile aircraft

5 Conclusions

The dynamic model of landing gear shimmy established here in non-inertial coordinate systems accounts for the six-degree of freedom rigid mode motion of the airframe. The results yielded from the model may be compared with those of taxi test conveniently. The simulation results of the example are reasonable both for landing gear shimmy and for directional stability. The model may have value in some areas such as aircraft performance prediction, design parameter determination, and aircraft simulator.

References

- [1] 诸德培. 摆振理论及防摆措施[M]. 北京: 国防工业出版社, 1984. 235~279.
(ZHU De-pei. Shimmy theory and anti-shimmy measure[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1984.

235~279.)

- [2] 刘锐深, 苏开鑫, 邵永起, 等. 飞机起落架刚度设计指南[M]. 成都: 四川科学技术出版社, 1989. 735~770.
(LIU Rei-shen, SU Kai-xin, SHAO Yong-qi, *et al.* Guide to landing gear stress[M]. Chengdu: Sichuan Science and Technology Press, 1989. 735~770)
- [3] Grossman D T. F-15 nose landing gear shimmy, taxi test and correlative analyses[R]. SAE Paper 801239, 1980.
- [4] Black R J. Realistic evaluation of landing gear shimmy stabilization by test and analysis[R]. SAE Paper 760496, 1976.
- [5] 肖业伦. 飞行器运动方程[M]. 北京: 航空工业出版社, 1987. 12~15.
(XIAO Ye-lun. Equations of motion of flyers[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1987. 12~15.)
- [6] 顾宏斌. 飞机地面运行的动力学模型[J]. 航空学报, 2001, 22(2): 163~167.
(GU Hong-bin. A dynamic model of aircraft ground handling[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2001, 22(2): 163~167.)
- [7] 顾宏斌, 丁运亮, 吴云生, 等. 油液压缩性对减摆器工作特性的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 1999, 31(6): 626~633.
(GU Hong-bin, DING Yun-liang, WU Yun-sheng, *et al.* Effects of fluid compressibility on landing gear shimmy dampers[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1999, 31(6): 626~633.)

Biographies:



GU Hong-bin Ph.D., associate professor.
research interest: landing gear and aircraft
system, numerical simulation and CAD.
Email: ghb@nuaa.edu.cn, Telephone:
(86)25-4893501.



GAO Ze-jiong he is a senior researcher,
co-operative professor at Beijing University
of Aeronautics and Astronautics. Research
interest: landing gear design. Telephone:
(86)28-5509296.

文章编号:1000-6893(2001)02-0163-05

飞机地面运行的动力学模型

顾宏斌

(南京航空航天大学 民航学院, 江苏 南京 210016)

DYNAMIC MODEL OF AIRCRAFT GROUND HANDLING

GU Hong-bin

(Civil Aviation College, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

摘要: 建立的飞机地面运动数学模型是“可操纵的”, 机体有6个自由度。该模型只要给定操纵信号, 就能求出前轮和飞机的运动及其相互作用。飞机地面运动模型采用无滑动轮胎模型, 不再引入任何人为的运动学假设, 不要事先给定前轮转角, 不依赖于需要复杂测定的侧向力函数, 考虑了轮胎的滚动特性。对飞机的地面运动一直沿用瞬时转动中心等价于质心轨迹的曲率中心的假设。研究表明, 飞机的瞬时转动中心与质心轨迹的曲率中心只在飞机稳定转弯时重合。

关键词: 飞机; 地面车辆; 数学模型; 动力学; 前轮操纵转向

中图分类号: V227⁺.5

文献标识码: A

Abstract: The model of aircraft's ground motion is "operational", where the airframe has six degrees of freedom. As long as the pilot's command, the paddle's displacement, for example, is given, the model can find out the motion of both the airframe and nose-wheel, and the interaction between them. The non-sliding model of tires is applied but no assumption of airframe's motion is adopted. The turning angle of the nose-wheel is not given in advance. The functions of tire force versus nose-wheel's turning angle are no longer needed while the tire rolling coefficients are employed. There are assumptions about aircraft's ground motion; one of those widely used is "the center of simultaneous turning of the airframe is the same as the center of curvature of the mass center's track". The research in this paper reveals that this is true only when the aircraft is in a steady state turning.

Key words: aircraft; ground vehicles; mathematical models; dynamics; steering

以往在飞机研制过程中总是很重视飞机的空中运动特性(即飞行运动特性)。但是, 现代飞机对地面运行特性的要求日益提高, 同时也希望飞机能在条件更为苛刻的场地运行。例如, 为了适应未来战场条件, 军用飞机要求能在简单修复或泥土道面起降^[1,2]; 为了减少对跑道的占用, 要求现代民用飞机能高速滑离跑道并转入滑行道^[3](High-Speed Rollout and Turnoff, 简称 ROTO)。另一方面, 不少飞机在研制和使用过程中也出现过地面运行方面的问题。因此, 研究飞机的地面特性已变得越来越重要。

现有对飞机地面特性的研究主要集中在飞机的垂直运动状态^[4,5](着陆缓冲、滑行减震)和前轮摆振稳定性、滑跑稳定性等方面^[6,7]。而对飞机的6自由度地面运动, 特别是偏航和侧向运动的研究明显不足。现代歼击机常采用八字配置的机身式起落架。这种布局的飞机6个运动自由度之间

的相互耦合更为强烈, 尤其需要全面考察飞机的地面运动。

仔细分析现有工作可以发现, 目前的模型还存在几个方面的不足: ①大多数模型不能同时考虑6个自由度^[3,8], 因此不便于考察各自由度之间的耦合、缺乏通用性; ②大多数模型的未知数个数大于方程个数^[9,10], 因此只适用于给定运动求力或给定力求运动; ③不少模型引入几何或速度关系假设或根据机轮偏角求轮胎侧向力^[8~10]的经验公式。在假设的合理性或数据的易得性方面尚不能令人满意; ④所有研究都是针对外部激励的。即使是研究操纵系统设计问题也是给定机轮偏角^[3,8~10](把机轮偏角作为操纵系统输出)。实际上, 对于自由偏转的前轮, 机轮偏角是由机轮和飞机运动状态决定的。对于可操纵前轮, 操纵系统的原始输出是作动筒或液压马达等对前轮回转体的驱动力矩, 机轮偏角是由机轮、驱动力矩和飞机运动状态共同作用的结果。如果给定一个操纵信号, 如脚踏位移, 飞机怎样运动, 现有模型还不能很好地回答这个问题。

本文试图建立较为完善的飞机地面运行数学模型,并论证其可信度。

1 基本假设

为考察飞机地面运动的基本特性,本文引入如下基本假设:①飞机可视为刚体;②起落架支柱的轴向运动具有线性阻尼,即支柱轴向阻尼力与支柱伸缩速度成线性函数关系。也即支柱相当于空气弹簧加线性阻尼;③起落架支柱为完全刚性,即起落架支柱的侧向、纵向和扭转变形均为零;④前轮回转体的质量可以忽略,但需考虑转动惯量。

引入机体和支柱的刚性假设,主要是考虑到相比而言,轮胎的柔性要大得多,因此忽略机体和支柱的弹性不致给飞机的基本运动参数带来太大误差。但有关的影响还有待进一步研究。

2 基本动力学方程

选择机体坐标系为活动坐标系,飞机质心动力学方程为^[11]

$$m \left(\frac{dV_x}{dt} + \omega_y V_z - \omega_z V_y \right) = \sum F_x \quad (1)$$

$$m \left(\frac{dV_y}{dt} + \omega_z V_x - \omega_x V_z \right) = \sum F_y \quad (2)$$

$$m \left(\frac{dV_z}{dt} + \omega_x V_y - \omega_y V_x \right) = \sum F_z \quad (3)$$

考虑机体关于 OXY 平面对称,则机体绕质心转动的动力学方程为

$$I_x \frac{d\omega_x}{dt} + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z + I_{xy} \left(\omega_z \omega_x - \frac{d\omega_y}{dt} \right) = \sum M_x \quad (4)$$

$$I_y \frac{d\omega_y}{dt} + (I_x - I_z) \omega_z \omega_x - I_{xy} \left(\omega_y \omega_z + \frac{d\omega_x}{dt} \right) = \sum M_y \quad (5)$$

$$I_z \frac{d\omega_z}{dt} + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y - I_{xy} (\omega_x^2 - \omega_y^2) = \sum M_z \quad (6)$$

式中: $\sum F_x$, $\sum F_y$, $\sum F_z$ 分别为作用在机体上的外力总矢量 F 在机体坐标系 X, Y, Z 轴上的投影。其余符号均与文献[11]相同。由机体受力分析(按机体水平姿态考虑),结合图 1,外力及外力矩如下

$$\sum F_x = T + R_x - (Q_{m1} + Q_{m2}) \quad (7)$$

$$\sum F_y = N_{m1} + N_{m2} + N_n - mg \quad (8)$$

$$\sum F_z = F_{m1} + F_{m2} + R_z \quad (9)$$

$$\sum M_x = \frac{1}{2} B_m (N_{m1} - N_{m2}) - H_g (F_{m1} + F_{m2}) - R_z H_g \quad (10)$$

$$\sum M_y = L_m (F_{m1} + F_{m2}) + \frac{1}{2} B_m (Q_{m1} - Q_{m2}) - L_n R_z - T_y + M_{m1} + M_{m2} \quad (11)$$

$$\sum M_z = L_n N_n - L_m (N_{m1} + N_{m2}) - H_g (Q_{m1} + Q_{m2}) + H_g R_z \quad (12)$$

再由前轮回转部分动力学方程,有

$$R_z = F_n \cos \theta_L + Q_n \sin \theta_L \quad (13)$$

$$R_x = F_n \sin \theta_L - Q_n \cos \theta_L \quad (14)$$

$$J \frac{d\omega_q}{dt} = T_y + F_n t_q + M_n \quad (15)$$

式(7)~(15)中各符号的意义是: N 为机轮地面垂直支反力; F 为机轮侧向力; M 为轮胎的扭转力矩; Q (带脚标时)为机轮滚动阻力;脚标 n 表示前轮; $m1$ 表示左侧主轮; $m2$ 表示右侧主轮; T 为发动机推力; R_x 和 R_z 分别为前轮对机体反力在轴和轴方向的分力; t_q 为前轮稳定距; J 为前轮回转体转动惯量; ω_q 为前轮回转体绝对转动角速度; θ_L 为前轮回转体相对机体的转角; T_y 为机体对前轮回转体的力矩; Q 为前轮回转轴与机体 X 轴的交点; B_m, L_n, L_m 和 H_g 如图 1,其中: N_n, N_{m1}, N_{m2} 根据起落架支柱压缩量和支柱轴向速度计算; Q_n, Q_{m1}, Q_{m2} 则根据 N_n, N_{m1}, N_{m2} 和滚动摩擦系数 ξ 计算。

将式(7)~式(14)代入式(1)~式(6)即得机

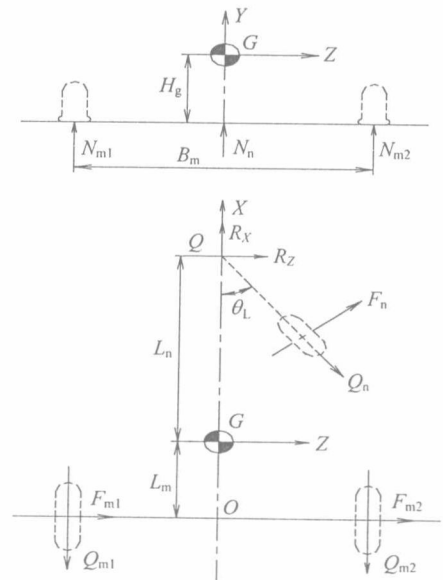


图1 飞机受力图

Fig. 1 Coordinate system and forces

体6自由度运动的微分方程。结合式(15),共7个方程构成飞机地面运行的基本微分方程组。其中共有13个独立未知量,即: $F_n, F_{m1}, F_{m2}, M_n, M_{m1}, M_{m2}, dV_x/dt, dV_y/dt, dV_z/dt, d\omega_x/dt, d\omega_y/dt, d\omega_z/dt, d\omega_q/dt$ 。为此需要补充6个方程。如果忽略3个轮胎扭矩,则还有10个独立未知量,需要补充3个方程。如果进一步只考虑主轮侧向力的合力 $F_m = F_{m1} + F_{m2}$,则至少需要补充2个方程。

3 补充方程

现有研究对基本方程组的处理有两类:一类是不补充方程;另一类是补充运动学或力学方程。不补充方程时,通常是给定前轮转角 θ_L (这时实际上是删除了 $d\omega_q/dt$ 及其方程),然后再给定机体的运动求力,或给定力求运动。

目前,引入补充方程时有两种做法:①引入几何或速度关系等运动学假设。如,引入刚性无侧滑轮胎假设,则此时轮心速度位于机轮平面内,有一系列飞机运动的几何关系。利用这种几何关系对时间求导就可得到速度和加速度关系,这种关系可作为补充方程。②常用的运动学假设是,认为飞机运动的瞬时速度中心(速度瞬心)就是飞机质心轨迹的曲率中心。从这一假设出发可建立加速度之间的关系,也可作为补充方程。文献[12]指出这一假设可能带来误差。从本文的研究可知,这些假设在过渡过程中与实际情况差别较大。因此,本文不再引用这类假设。第2种引入补充方程的做法是,引入轮胎侧向力与机轮偏角或侧滑角的关系。文献[8~10]都采用了这一做法。文献[13](P338)也介绍了这一做法,但是该文作者提到“由于可用的侧向力数据很少,因此这种计算精度稍有降低”。在目前所有根据轮胎特性求轮胎力的模型中,都没有应用轮胎的滚动特性。为了全面考虑轮胎的特性,同时考虑数据的易得性,本文引入如下轮胎方程作为补充方程。

(1) 轮胎的力学特性 根据简化的轮胎理论(文献[6],P35),轮胎作用力和变形间的关系完全由静态刚度特性决定。用公式表示为

$$F = a\lambda \quad (16)$$

$$M = b\varphi \quad (17)$$

式中: F 为轮胎侧向力; a 为轮胎侧向刚度; λ 为轮胎的侧向变形(向右为正); M 为轮胎扭矩; b 为轮胎扭转刚度; φ 为轮胎扭转变形(逆时针为正)。

(2) 轮胎的滚动特性 如图2,引入轮胎触地中心的轨迹坐标系SOY。设前轮转向轴与地面交

点的速度矢为 V_c ,S轴与 V_c 重合,Y轴如图。轮胎的滚动特性可以用其触地中心轨迹的切线方向和曲率描述为^[6](参看图3)

$$\frac{dy}{ds} = -(\theta + \varphi) \quad (18)$$

$$-\frac{d^2y}{ds^2} = \frac{d(\theta + \varphi)}{ds} = \alpha\lambda - \beta\varphi \quad (19)$$

式中: y 为轨迹的侧向坐标; θ 为机轮在轨迹坐标系中的转角; s 为轨迹的纵向坐标,即滑跑路程; α 为轮胎侧向滚动系数; β 为轮胎的扭转滚动系数。

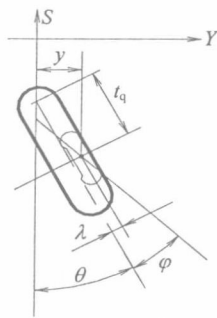


图2 轮胎变形图

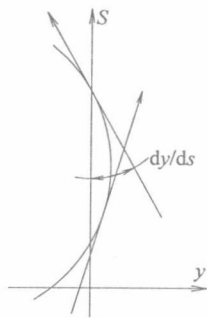


图3 触地中心轨迹

Fig. 2 Tire variables Fig. 3 Tire footprint center

如图2,在刚性垂直支柱假设下

$$y = t_q \sin \theta + \lambda \cos \theta \quad (20)$$

将式(20)代入式(18),并注意到 $ds = V_c dt$,可得

$$t_q \cos \theta \frac{d\theta}{dt} + \cos \theta \frac{d\lambda}{dt} - \lambda \sin \theta \frac{d\theta}{dt} = -V_c(\theta + \varphi) \quad (21)$$

对于前轮, V_c 可近似认为是Q点的速度,即 $V_c = V_Q$ 。对于主轮,通常可认为稳定距为零, V_c 则可用轮心处的速度代替。

利用 $ds = V_c dt$,式(19)也可化为

$$\frac{d(\theta + \varphi)}{dt} = V_c(\alpha\lambda - \beta\varphi) \quad (22)$$

(3) 机轮转角及其角速度的求解 上述诸式中的 θ 和 $d\theta/dt$ 可如下求解。其中应用了刚体上任一点的速度计算公式。为简单起见,运动关系只按飞机在水平面内运动考虑。

① θ 的求解 对于主轮,机轮在机体坐标系中的转角始终为零。所以,机轮在轨迹坐标系中的转角 θ 就是轮胎触地中心的速度方向与机体之间的夹角,此夹角可由速度分量计算。即

$$\theta_{m1} = \arctan \left(\frac{V_{mZ1}}{V_{mX1}} \right) = \arctan \left(\frac{V_z + \omega_y L_m}{V_x - \omega_y B_m/2} \right) \quad (23)$$

$$\theta_{m2} = \arctan \left(\frac{V_{mZ2}}{V_{mX2}} \right) = \arctan \left(\frac{V_z + \omega_y L_m}{V_x + \omega_y B_m/2} \right) \quad (24)$$