

咨 询 通 告

中 国 民 用 航 空 总 局 航 空 器 适 航 审 定 司

编　　号：AC-21-13

生效日期：2007年7月31日

在RVSM空域实施300米(1000英尺)垂直间隔标准运行的航空器适航批准

中国民用航空总局航空器适航审定司

编　　号：AC-21-13

下发日期：2007年7月31日

编制部门：AAD

批 准 人：张占鹰

咨询通告

在RVSM空域实施300米(1000英尺)垂直间隔标准运行的航空器适航批准

目　录

1.目的 …… (3)

2.适用范围 …… (3)

3.有关规章 …… (3)

4.有关参考资料 …… (4)

5.定义 …… (4)

6.批准的过程 …… (6)

7.RVSM性能 …… (8)

8.航空器系统 …… (11)

9.适航批准 …… (15)
10.持续适航（维修要求） …… (23)
11.运行批准 …… (27)
附录1 W/δ 的解释 …… (28)
附录2 测高系统误差组成 …… (29)
附录3 建立和监测静压源误差 …… (39)
附录4 训练大纲与操作措施和程序 …… (43)
附录5 海洋空域的特殊程序 …… (44)
附录6 对ICAO Doc.9574中高度保持参数的回顾 …… (45)

1. **目的**

a.中国民航咨询通告《在RVSM空域实施300米(1000英尺)垂直间隔标准运行的航空器适航批准(咨询通告AC-21-13)》(以下简称“咨询通告”)是一种关于在RVSM空域实施300米(1000英尺)垂直间隔标准运行的航空器适航批准要求。

b.本“咨询通告”说明了RVSM运行的最低航空器系统性能规范(MASPS)，为运营人执行关于RVSM运行的要求，补充和修改公司运行规范、运行手册、飞行机组程序等提供指导。

c.本“咨询通告”为我国民航当局对实施RVSM运行的航空器进行合格审定批准及监督检查提供指导。

2. **适用范围**

本“咨询通告”适用于所有在中华人民共和国进行国籍登记并准备在RVSM空域运行的民用航空器，以及实施RVSM空域运行的在中华人民共和国依法设立的航空运营人。

3.有关规章

与本“咨询通告”有关的主要航空规章有：

《民用航空产品和零部件合格审定规定》(CCAR－21)；

《运输类飞机适航标准》(CCAR－25)；

《一般运行和飞行规则》(CCAR－91)；

《大型飞机公共航空运输承运人运行合格审定规则》

(CCAR－121)；

《民用航空器维修许可审定的规定》(CCAR－145)；

以上规章均指现行有效版本。

4.有关参考资料

国际民航组织(ICAO)《在太平洋空域实施300米垂直间隔标准的指导材料》

美国联邦航空局(FAA)RVSM指导材料91－RVSM(第2版)

欧洲联合航空局(JAA)RVSM临时指导材料TGL－6

5.定义

本“咨询通告”中所使用的术语含义如下：

a.航空器组

对于有关影响高度保持能力的所有具体细节的设计和制造在名称上都一致的一组航空器(参见9b(2))。

b.高度测量系统误差(ASE)

以国际标准大气压(ISA)标准地面气压设定(29.92英寸汞柱/1013.25百帕)为基准，显示给飞行机组的气压高度与自由大气的气压高度的差值。

c.与指定高度的偏差(AAD)

C模式应答机的高度和指定高度/高度层的差值。

d.自动高度控制系统

设计用来自动控制航空器使其保持在某个气压高度的系

统。

e.电子系统误差(AVE)

在将测量到的气压转化为电子化输出、使用静压源误差修正(SSEC)和显示对应高度的过程中产生的误差。

f.基本RVSM包线

在FL290到FL410(或最大可用的高度层)之间，有理由认为航空器能经常使用的马赫数和总重量的范围(见9b(4)(ii))。

g.完全RVSM包线

航空器在RVSM空域中可使用的马赫数、W/δ和高度值的整个范围(见9b(4)(i))。

h.高度保持能力

具有正确的操作措施和维修的航空器在正常的运行环境下可以预计的航空器高度保持性能。

i.高度保持性能

观测到的航空器对于飞行高度层的符合性能。

j.没有归组的航空器

运营人申请批准是根据特定航空器的特性而非一个组别的特性的航空器。

k.剩余的静压源误差

经过SSE修正后，剩余的未经修正或修正过多的静压源误差。

l.静压源误差

由静压孔测量到的气压与未受扰动的环境气压之间的差异。

m.静压源误差修正(SSEC)

对静压源误差的修正。

n.总垂直误差(TVE)

航空器实际飞行的气压高度和指定的气压高度(飞行高度层)之间的垂直几何差值。

o.W/δ

航空器的重量W除以大气压力比δ。

p.新造航空器

2007年8月30日后出厂的全新航空器。

6. 批准的过程

a.总则

RVSM空域是需要具备特殊资格才能运行的空域。在实施RVSM空域运行前，运营人欲使用的各型航空器应得到民航局方的批准。本“咨询通告”对在RVSM空域运行的航空器的批准提出了要求。

b.航空器的批准

在运行批准之前，运营人准备在RVSM空域使用的每一种型号航空器都应按照第9节的要求申请民航总局的适航批准。

(1)在役航空器：在役航空器，如拟用于RVSM空域的运行，申请人(运营人、制造商或第三方)应先取得航空器制造国的RVSM适航批准，然后申请中国民航适航审定部门对该批准的认可。申请对其航空器在RVSM空域运行批准的运营人应与有关型号的制造商和其运行合格证管理部门进行联系，以确定RVSM批准的程序和步骤。航空器的批准需要运营人、运行合格证管理部门、适航审定部门以及航空器制造商或设计单位之间进行协调。

(2)新造航空器：新造航空器如拟用于RVSM空域的运行，则该航空器制造商应取得中国民航适航审定部门对该型号航空器的适航批准或认可。

(3)其它航空器：对于飞入和飞出中国境内的外国航空运营人的航空器，如拟在RVSM空域运行，则该航空器应得到运营人所在国或注册国的批准。试验用航空器应经过局方有关部门的批准。

c.运营人的批准

第10节对RVSM运行的持续适航(维修)大纲提出了要求。第11节对运营人应采用的RVSM运行程序和大纲提出了要求。每个运营人应在计划开始运行前至少60天向局方运行合格证管理部门提交这些大纲。第11节讨论了有关时间限制、程序以及运营人应向局方提交用于审查和评估的维修和运行材料。为开始这一批准程序，运营人应向局方运行合格证管理

部门提交RVSM运行批准的申请。局方运行合格证管理部门可向运营人提供RVSM运行批准的指导和技术支持资料。

7. RVSM性能

a.总则

ICAO Doc.9574中关于航空器机群的统计性能描述(见附录6)已转化为对ASE和高度控制的适航标准。下面的标准在某些方面与该文件有所不同，但对RVSM的要求是一致的。

b.RVSM飞行包线

为了RVSM批准的目的，航空器的飞行包线可以分为两部分：基本RVSM包线和完全RVSM包线(详细内容见9b(4))。基本RVSM包线是航空器在大部分时间里使用的飞行范围。完全RVSM包线包括航空器不经常使用的飞行范围，在该范围内，可以允许较大的ASE值(见7c(3)和7c(4))。

c.高度测量系统误差

(1)为了根据RGCSP关于ASE性能的陈述(见附录6，第3段)对系统进行评估，有必要确定ASE的平均值和3倍标准偏差值(分别表示为ASE_{mean}和ASE_{3sd})。因此需考虑不同原因引起的ASE变化。影响ASE的因素如下：

(i) 机载电子设备从单元体到单元体之间的变化；

(ii) 使用环境对电子设备的影响；

(iii) 机身的变化对静压源误差影响的不同；

(iv) 飞行运行条件对静压源误差的影响。

(2) 对ASE的评估，不管是基于测量的数据还是基于预测的数据，必须考虑7c(1)(i)、(ii)、(iii)和(iv)。其中7c(iv)项的影响可以通过评估在RVSM飞行范围中最不利飞行条件下的ASE而排除。

(3) 基本RVSM包线的要求如下：

(i) 当平均ASE在基本RVSM包线中达到最大绝对值时，这个绝对值不应超过25米(80英尺)。

(ii) 当平均ASE加上3倍标准偏差在基本RVSM包线达到最大绝对值时，这个绝对值不应超过60米(200英尺)。

(4) 完全RVSM包线的要求如下：

(i)当平均ASE在完全RVSM包线达到最大绝对值时，这个绝对值不应超过37米(120英尺)。

(ii)当平均ASE加上3倍标准偏差在完全RVSM包线达到最大绝对值时，这个绝对值不应超过75米(245英尺)。

(iii)如果有必要，为了获得航空器组的RVSM批准，应规定一个运行限制，以限制航空器在平均ASE绝对值超过37米(120英尺)和/或平均ASE加上3倍标准偏差超过75米(245英尺)的区域运行。当规定了这样一个限制的时候，应在提交的申请批准的数据中注明，并在相应的使用手册中说明。然而，不需要在航空器上提供与该限制有关的目视或音响警告。

(5)在1997年4月9日以后申请型号合格证或型号设计重要更改的航空器型号，在其完全RVSM包线内应满足7c(3)中对基本RVSM包线所确立的标准。

(6) ICAO Doc.9574对于同组别中的每架航空器ASE应在±60米(±200英尺)以内这个要求的讨论包括在9b(5)(iv)(F)中。

(7)7c(3)、7c(4)和7c(5)中的标准不应适用于没有归组的航空器批准中，因为没有成组的数据以确定航空器之间的差异，因此规定单个的ASE值确定为高度测量系统的各项误差总和。为了控制总体分配，对于单个航空器的ASE值应设置小于组别批准时用的值。

(8)相应的，对9b(3)中定义的没有归组的航空器的批准的标准如下：

(i)对于基本RVSM包线中的所有情况：

|剩余的静压源误差＋电子设备最差的情况|≤50米（160英尺）

(ii)对于完全RVSM包线中的所有情况：

|剩余的静压源误差＋电子设备最差的情况|≤60米(200英尺)

注：电子设备最差的情况是指由制造商对安装在航空器的高度测量设备规定的最大的允许误差值。这是剩余静压源误差加上电子设备误差得到的最大的值。

d.高度保持

应安装自动高度控制系统，并且这种系统应能在没有颠簸和阵风的情况下，在直线平飞阶段控制航空器在要求高度±20米(±65英尺)以内。

注：在1997年4月9日以前申请型号合格证或型号设计重要更改的航空器型号，如果其自动高度控制系统带有飞行管理系统/性能管理系统，且在没有颠簸和阵风的情况下输入允许变化最大可达±40米(±130英尺)，则不要求更换或改装。

8. 航空器系统

a.RVSM运行的设备

安装的最低设备要求如下：

(1)两个独立的高度测量系统，每个系统应由下列部件组成：

(i)交叉耦合的静压源/系统，如果静压管在易结冰的区域，应具有防冰能力；

(ii)测量静压将其转换为气压高度，并显示给机组的设备；

(iii)为自动高度报告目的提供与显示的气压高度相对应的数字化编码信号的设备；

(iv)为了满足7c(3)和7c(4)或7c(8)中的性能要求，如需要，进行静压源误差修正(SSEC)；

(v)安装的设备应能为所选定高度的自动控制和警告提供基准信号。这些信号最好从满足本文件所有要求的高度测量

系统中引出，但在所有情况下，应能满足8b(6)和8c的要求。

(2)一部具有高度报告能力的二次监视雷达应答机(SSR)。如果只安装了一部，它必须具有转换到任意一个高度测量系统的能力。

(3) 高度警告系统。

(4) 自动高度控制系统。

b.高度测量

(1)系统定义

航空器的高度测量系统包括在对自由大气的静压进行取样并把它转换为气压高度输出过程中的所有部件。影响高度测量系统的因素分为两个主要类别：

(i) 机身和静压源。

(ii) 电子设备和/或仪表。

(2) 高度测量系统的输出

下列高度测量系统的输出对RVSM运行是很重要的：

(i) 气压高度的显示(气压修正)。

(ii)气压高度报告数据。

(iii)仅供自动高度控制设备使用的气压高度或气压高度偏差。

(3)高度测量系统的精度

总的系统精度应满足7c(3)和7c(4)或7c(8)中的要求(如适用)。

(4)静压源误差修正(SSEC)

如果航空器和高度测量系统的设计和特点使得静压源由于其位置和几何结构不满足7c(3)和7c(4)或7c(8)的要求，则应在高度测量系统的电子部分使用合适的SSEC。设计SSEC的目的就是为了使剩余的静压源误差最小，而不管这种修正采用的是气动力的、几何的或电子化的方法。但在任何情况下，这应使得7c(3)和7c(4)或7c(8)的要求(如适用)得以满足。

(5)高度报告能力

航空器高度测量系统应能按照批准当局的规定向应答机系统提供输出。

(6)高度控制输出

(I)高度测量系统应能提供一个供自动高度控制系统使用的输出，以控制航空器在一个指定的高度上。这种输出可以直接使用，也可以与其它传感器的信号结合在一起。如果为了满足本文件中7c(3)和7c(4)或7c(8)的要求有必要使用SSEC，则对于高度控制的输出必须使用相同的SSEC。该输出可以是与选择高度有关的高度偏离信号，也可以是适用的绝对高度输出。

(Ii)不管采用什么样的系统结构和SSEC系统，对高度控制系统的输出和显示高度的差值必须保持最小。

(7)高度测量的完整性

在RVSM批准的过程中，必须用分析的方法确认不可探测的高度测量系统失效的预期发生率不会超过每飞行小时$1\times10^{-}$

次。需要对照这个指标，对通过驾驶舱交叉检查不易发现并且导致高度测量、显示超出规定范围的所有失效和失效组合进行评估。不需要考虑其它失效和失效组合。

c.高度告警

当显示给飞行机组的高度偏离预定高度一个标称值时，高度偏离警告系统应给出一个警告信号。在1997年4月9日以前申请型号合格证或型号设计重要更改的航空器，这个标称值不应大于±90米(±300英尺)。在1997年4月9日以后申请型号合格证或型号设计重要更改的航空器，这个标称值不应大于±60米(±200英尺)。在应用此标称门限时，总的设备误差不应超过±15米(±50英尺)。

d.自动高度控制系统

(1)至少应安装一套自动高度控制系统，并且这种系统应能在没有颠簸和阵风的情况下，在直线平飞阶段控制航空器在要求高度±20米(±65英尺)以内。

注：在1997年4月9日以前申请型号合格证的航空器型号，如果其自动高度控制系统带有飞行管理系统/性能管理系统，且在没有颠簸和阵风的情况下输入允许变化最大可达±40米(±130英尺)，则不要求更换或改装。

(2) 如果具有选择/获得功能，高度选择/获得的控制面板的构型应使得飞行机组所选择的值与相应输出到控制系统的值之间的差值不会超过±8米(±25英尺)。

9.适航批准

a.总则

获得RVSM适航批准需要分两步：第一步，制造商或设计单位应制定适航批准所需要的数据包，并将该数据包提交给局方适航审定部门以取得批准；第二步，当适航审定部门批准了该数据包以后，运营人执行数据包中的程序以取得局方对使用该航空器在RVSM空域中飞行的批准。9b部分专门阐述数据包的要求。

b.数据包的内容

(1)范围

数据包至少应包括如下内容：

(i)对数据包所针对的航空器组或没有归组的航空器的定义。

(ii)对适用于该航空器的飞行包线的定义。

(iii)用于表明符合第7节和第8节要求的数据。

(iv)用于确保所有提交适航批准的航空器都能满足RVSM要求的符合性程序。这些程序将包括适用的服务通告和批准的飞机飞行手册的补充或修订。

(v)用于确保持续满足RVSM批准要求的工程数据。

(2)航空器组

在RVSM批准中被认为是同一组的航空器应满足下列条件：

(i)航空器应按照同样的设计来制造，并由同样的型号合格证(TC)、型号合格证更改、补充型号合格证或重要改装批准书(如适用)所批准。

注：对于衍生型的航空器，可以使用父构型的数据以减少用于表明符合性的附加数据。附加数据的范围取决于父构型和衍生型之间改变的情况。

(ii)每架航空器的静压源应按相同的方式和位置安装。一个组别的航空器应使用同样的SSE修正。

(iii)为满足8a中最低的RVSM设备要求，安装在每架航空器上的电子设备单元应按制造商相同的规范来制造，并且要具有同样的件号。

注：对于电子设备是由不同制造商制造的或件号不一样的航空器，如果能证明电子设备的标准能达到同样的系统性能，则可以认为是同一组别。

(iv)RVSM数据包应由航空器制造商或设计组织制定或提供。

(3)没有归组的航空器

如果航空器不满足9b(2)作为航空器组中一员的条件，或作为单个的航空器申请批准，那么必须把它当作没有归组的航空器以获得RVSM批准。

(4)飞行包线

RVSM的使用包线定义为RVSM空域中巡航飞行时可使用的马赫数、W/δ和高度值的范围。如7b段中的说明，任何飞机的RVSM使用飞行包线可以分为如下两个区域：

(i)完全RVSM包线：

(A)完全RVSM包线包括了在RVSM空域中使用的马赫数、W/δ和高度值的整个范围。表1列出了应考虑的参数。

表 1.完全 RVSM包线边界

	下边界定义为	上边界定义为
高度	· FL290	下列值的较小值： · FL410 · 航空器最大的审定许可高度 · 由下列因素限制的高度：巡航推力、抖振、其它航空器飞行限制
马赫数或速度	下列值的较小值 · 最大续航（等待）速度 · 机动速度	下列值的较小值： · Mmo/Vmo · 由下列因素限制的高度：巡航推力、抖振、其它航空器飞行限制
总重量	· 适合于在RVSM空域运行的最小总重量	· 适合于在 RVSM空域运行的最大总重量

(ii)基本RVSM包线：

(A)基本RVSM包线的边界与完全RVSM包线相同，但马赫数上界除外。

(B)对于基本RVSM包线，马赫数上界可以限制到航空器组预计可以合理经常使用的范围。这应由制造商或设计机构对每一种航空器类分别进行公布。这个边界可以定义为完全RVSM包线的马赫数/空速的上界，或者是一个规定的较小的值。这个较小的值不应低于远程巡航马赫数加上0.04马赫，除非此值受巡航推力、抖振或其它航空器飞行限制。

注：远程巡航马赫数是指在特定W/δ 情况下最佳燃油里程马赫数的99%。

(5)数据要求

数据包应包含足够的数据以表明能满足第7节所规定的精度标准。

(i)总则

(A)ASE通常会随着飞行条件的变化而变化。数据包应覆盖整个RVSM范围，以确定基本和完全RVSM包线中的最大误差。注意，对于航空器组的批准，7c(3)和7c(4)要求下的最坏的飞行条件可能会不同，应对每种情况分别进行评估。

(B)为得到或验证高度测量系统的性能，可采用如下的精密飞行校准方法。只有当相应的地面检查完成以后，才可以使用飞行校准。必须对采用的校准方法的不确定性进行评估，并在数据包中加以考虑。

①精密航迹跟踪雷达连同在测试高度上的大气压力校准。

②曳锥法。

③同步飞行飞机。

④批准当局可接受的其它方法。

注：当使用同步飞行飞机时，应明白同步飞行的飞机必须按已知的标准进行直接校准。用另一架同步飞行航空器来校准同步飞行航空器是不可接受的。

(ii)高度测量系统误差的预算值

在7c中的要求中，暗含着对于航空器组和没有归组航空器的批准，构成ASE的各项误差源可以做出相互间的交换。本文件没有规定各种误差源对ASE平均值和变化量的影响限制，只需要满足7c中总的ASE精度要求。例如，对于组的批准，组的平均值越小，对电子设备标准的要求越严，SSE变化允许的范围也就越大。在所有情况下，在数据包中应以误差预算的方式提出所采用的误差分配方案，这应包括主要的误

差源。

(iii)电子设备

应根据功能和件号来确定电子设备。必须能够证明在RVSM运行可能遇到的运行环境中，电子设备能满足按照误差预算所规定的要求。

(iv)航空器组

当寻求获得对航空器组的批准时，数据包必须能证明可以满足7c(3)和7c(4)的要求。因为这些要求是统计性的，数据包的内容在组与组之间可能有很大的差别。

(A)ASE的平均值和飞机与飞机之间的差异性应根据对一定数量飞机进行试飞校准来确定。当可使用分析性的方法时，有可能增加试飞数据，并根据几何检查和台架试验或其它批准当局可接受的方法跟踪随后平均值和可变性所出现的变化。对于衍生型的航空器，可以使用父构型的数据作为资料的一部分。(例如，机身加长的飞机，可以只使用分析的办法可靠地计算出不同组别ASE平均值的差异。)

(B)应对航空器和航空器之间每一误差源的差异进行评估。对误差的评估可根据误差源的特性和大小以及可用数据类型而采取各种不同的方式。例如，对于一些误差源(特别是一些小的误差源)，可以采用规范中的值来代替3SD。对于其它误差源(特别是一些大的误差源)，可能需要采用综合的评估方法，这尤其是对于机身误差源对ASE影响的值没有在规范中规定的情况。

(C)在许多情况下，一个或多个主要ASE误差源是由空气

动力原因造成的(例如在静压源附近航空器表面轮廓的差异)。如果是根据几何测量来对这些误差的进行评估，则应列举数据以表明所采用的方法可以确保对要求的符合性。

(D)应确定一个误差预算以确保7c(3)和7c(4)的标准能得以满足。如9b(5)(i)(A)所述，这些标准最坏的飞行条件可能会有所不同，因此各分量的误差值也可以不同。

(E)为了表明对总要求的符合性，误差分量应以合适的方式进行组合。在许多情况下，可以采用的办法有误差平均分量的代数相加，误差变化分量的平方和的根(rss)，以及rss与总平均值绝对值的和。(需要注意的是只有相互独立的误差源才能通过rss把误差变化分量组合在一起)。

(F)以上对组别批准所使用的方法是统计性的。这是风险分析统计性和附录6中5a和5b中统计性描述的结果。对于统计性的方法，附录6中5c要求重新评估。原文是："航空器组中的每一架航空器应当保证ASE在±60米(±200英尺)以内。"该陈述不应理解为每架航空器应通过曳锥法或等价的方法来显示ASE在60米(200英尺)以内。这种解释将在考虑允许一小部分航空器的ASE超过60米(200英尺)的风险分析时导致不必要的麻烦。然而，如果任何航空器被确认误差超过±60米(±200英尺)，应对它采取改正措施，这种办法是可接受的。

(v)没有归组的航空器

当航空器作为没有归组的航空器寻求获得批准时，应有足够的数据以显示能满足7c(8)的要求。数据包应规定如何在剩余静压源误差和电子设备误差之间分配ASE预算。运营人

和当局应在需要什么样的数据以满足批准要求方面达成一致。应建立下列数据：

(A)应要求航空器的精密试飞校准以确定它在RVSM范围内的ASE或静压源误差。飞行校准应在审定当局同意的飞行包线的特定点进行。应采用9b(5)(i)(B)) 中的一种方法。

(B)为确定剩余静压源误差而对试飞所用电子设备的校准。测试点的数目应得到审定当局的同意。因为试飞的目的是为了确定剩余的静压源误差，可能需要使用经过专门校准的高度测量系统。

(C)安装的高度测量电子设备的规范，用以确认最大允许误差值。

(D)使用9b(5)(v)(A)、9b(5)(v)(B)和9b(5)(v)(C)，表明满足7c(8)节的要求。如果在航空器得到RVSM运行批准后，安装了另外制造商或件号不同的电子设备，应证明该电子设备的标准可提供相同的高度测量系统性能。

(6)符合性程序

数据包必须包括程序、检查/测试以及限制的规定，这些都是用来保证所有按照数据包批准的航空器“与型号一致”，也就是说，对于所有将来的批准，不管是新制造的或是正在服役的航空器，都满足按照9b(5)(ii)的误差预算许可范围。误差预算许可范围应包括在数据包中，这其中应包括使得能跟踪新造航空器误差平均值和标准偏差的方法。必须对每一种可能的误差源规定符合性要求。

(7)当采用了运行限制(见7c(4)(iii))时，数据包应包括

这些限制所需要的数据和资料。

(8)持续适航

(i)应对下列项目的有关内容进行审查和更新：

(A)结构修理手册。该手册应特别考虑静压源附近的区域、攻角探测器和门(如果它们可能会对前述传感器的气流有影响的话)。

(B)主最低设备清单(MMEL)。

(ii)数据包应包括没有包括在9b(8)(i)中，但需要用来确保持续符合如下RVSM要求的特定程序。这些RVSM要求如下：

(A)对于适航批准是基于试飞的没有归组航空器，应通过周期性的地面和飞行试验，以演示航空器和高度测量系统能周期性地得到批准当局的同意。然而，如果能表明可以掌握以后的机身/系统性能下降和其对高度测量系统精度影响之间的关系并给予正确地的补偿/修正，则可以减小对飞行试飞的要求。

(B)在可能的范围内，应规定飞行中的缺陷报告程序，以帮助对高度测量系统误差源的确认。这种程序应包括主和副静压源之间可接受的差值，以及其它适用的内容。

(C)对于建立在几何检查基础上的对航空器组别的批准，应进行周期性的重新检查，检查间隔应明确规定。

c.对数据包的批准

所有必要的数据都应提交适航审定部门。

d.RVSM适航批准

运营人应使用经批准的数据包演示对RVSM性能标准的符合性。

e.批准后的修改

对初始安装所作的任何更改/改装如影响到RVSM批准，则需要飞机制造商或经批准的设计部门作出解释说明，并向局方表明不会影响到RVSM的符合性。

10.持续适航(维修要求)

a.总则

(1)为确保高度测量系统持续满足RVSM标准，设计特性的完好性应通过定期的试验和/或检查以及经批准的维修大纲来确认。运营人应检查它的维修程序，并说明持续适航中所有受RVSM影响的内容。

(2)每个运营人应表明具有足够的维修设施以保证持续地满足RVSM维修要求。

b.维修大纲

每个申请获得RVSM运行批准的运营人应制定RVSM维修和检查大纲，这应按照适航当局的要求制定并被当局所接受，其中应包括数据包中的维修要求(见9.b)。运营人应在其维修大纲中包括这些措施，以获得维修大纲的批准。

c.维修文件的要求

为获得RVSM维修批准，应对下列项目进行审查：

(1)维修手册(Maintenance Manuals)。

(2)结构修理手册(Structural Repair Manuals)。

(3)标准施工手册(Standards Practices Manuals)。

(4)图解零件目录(Illustrated Parts Catalogs)。

(5)维修计划(Maintenance Schedule)。

(6)主最低设备清单/最低设备清单(MMEL/MEL)。

d.维修实施

如果运营人遵守一部现行的经批准的维修大纲，该大纲应包括每一种型号航空器及适用的航空器和部件制造商维修手册规定的维修措施。如果运营人没有遵守一部批准的维修大纲，则应评估下列项目以符合RVSM要求：

(i)所有的RVSM设备应按照部件制造商的维修要求和在批准的数据包中规定的性能要求进行维护。

(ii)以任何方式对初始RVSM批准所做的任何改装、修理或设计改变，都必须按局方可接受的方法进行设计审查。

(iii)没有包含在批准的文件中，但可能影响持续RVSM批准完整性的任何维修，例如皮托管/静压管的对准、静压盘凹陷或变形的修复，都必须由局方进行设计审查。

(iv)内置式的测试设备(BITE)的测试用于系统校验是不可接受的(除非由飞机制造商或经批准的设计单位同意，并得到批准当局认可)，它只能用于失效隔离或排故目的。

(v)某些航空器制造商认为快速拆除和替换组件后重新连接，如果连接恰当，可以不要求漏气检查。虽然这种方法当连接适当时可能符合静压系统审定标准，但不能永远保证装配连接的完整性，除非在替换连接后检验系统的完整性。因此当快速脱开静压管重新连接后，应进行系统漏气检查或进

行目视检查。

(vi)应按照航空器制造商的检查标准和程序对航空器机体和静压系统进行维护。

(vii)为了确保符合航空器制造商对RVSM允许误差的要求，维护航空器几何尺寸以使表面轮廓保持正常，减小高度测量系统的误差，应进行表面测量和蒙皮曲度检查。这些测试应按航空器制造商的规定进行测试和检查。这些检查应在可能影响机身表面和气流的修理或更换之后进行。

(viii)维修和检查大纲中有关自动驾驶仪的部分应保证自动高度控制系统的持续精度和完整性满足RVSM运行中关于高度保持标准的要求。这些要求通常是通过设备检查和可用性检查来满足的。

(ix)当已有设备的性能通过演示证明满足RVSM批准的要求，还应确认现有的维修也与持续RVSM批准相一致。例如：

(A)高度告警。

(B)自动高度控制系统。

(C)二次监视雷达高度报告设备。

(D)高度测量系统。

e.对于不符合要求的航空器的维修

如果已确认高度保持性能误差超过规定(TVE大于或等于±90米(±300英尺)、ASE大于或等于±75米(±245英尺)、AAD大于或等于±90米(±300英尺))，进行调查的航空器不应在RVSM空域中运行，直到采取了下列措施：

(1)失效或故障已经被确认和隔离。

(2)按照9b(5)(iv)(F)采取了改正措施，并确认满足RVSM批准的完整性。

f.维修训练

新的训练对于支持RVSM批准是必要的。对于有关人员的初始训练和复训重点是：

(1)航空器几何方面的检查技术。

(2)测试设备校验/使用技术。

(3)RVSM批准所引入的特殊文件或程序。

g.测试设备

(1)总则

测试设备应能表明持续符合RVSM批准初始数据包中的参数，或被局方所批准。

(2)标准

测试设备应使用参考标准进行校验，这些校验标准应证明符合国家标准。测试设备应以批准当局同意的时间间隔周期性地进行校准。批准的维修大纲应包括一个有效的质量控制计划，该计划包括如下内容：

(i)对测试设备要求的精度。

(ii)根据更高级标准对测试设备进行定期的校验。校验的间隔取决于测试设备的稳定性。校验间隔应根据历史数据来确定，以使测试设备的精度下降比较小。

(iii)应对校验设施进行定期审核。

(iv)持续具有可接受的车间和航线维修措施。

(v)控制操作员误差和特殊环境条件(可能影响校验精度)的程序。

11.运行批准

(略)

附录1　W／δ的解释

1.第9(b)(4)节叙述了在各种飞行状态的范围内，必须表明测高系统误差标准的符合性。叙述涉及了参数W/δ。下列的讨论对不熟悉这个参数使用情况的人提供方便。

2.在单个图表上建立的RVSM包线中，表明全部的总重量、高度和速度状态是困难的，这是由于这些包线的大多数速度边界是高度和总重量的函数。因此，相对于每一个航空器总重量要求制作独立的高度与马赫数的图表。飞机性能工程师通常使用下列技术解决这个问题。

3.对于很多喷气运输机，如果使用恰当的近似法，采用了W/δ参数(重量除以大气压力比)，飞行包线能够简化为单独的一张图。这是由于W/δ与基本空气动力学变量M和升力系数之间的如下关系所致：

$$W/\delta = 1481.4 C_L M^2 S_{Ref}$$

δ：飞行高度的外部压力除以29.92126英寸汞柱的海平面标准气压

W/δ：重量除以大气压力比

C_L：升力系数

M：马赫数

S_{Ref}：机翼参考面积

4.所以，采用W/δ制图比高度与马赫数对比制图更好一些，飞行包线可以简化为一张图。对于一个给定的高度，δ是一个固定值，重量可以从给定的条件通过简单运算，用W/δ值乘以δ获得。

5.在整个RVSM高度范围，对于给定的航空器，位置误差非常近似地只与马赫数、W/δ有关。

附录2　测高系统误差组成

1.介绍

第9b(5)(ii)节指出，经批准的数据包中必须建立和提供误差预算。对于航空器组和未归组的航空器来说，这个误差预算的要求在第9b(5)(iii)节和第9b(5)(v)节进行了讨论。本附录的目的是提供指导，对每一种特殊类型的误差都有助于确保全部潜在误差源都能进行识别，并且包括在误差预算中。

2.高度测量系统预计的目标

A.ASE预算的目的是论证在测量高度系统中不同部件容差的分配，对于特殊数据包，是与整个统计的ASE要求是一致的。这些ASE预算范围内的单个容差，定义在适航批准数据包中，将会被用于论证RVSM要求的飞机的安全性。

b.确保误差预算考虑了所有ASE组件的影响。

C.对于航空器组数据包的批准，确保这种预计是必要的，从统计学的现实意义上说，这种预计评估了各种组成误差的共同影响，并且这种预计也使用了最恶劣情况的指定值。

3.高度测量系统误差(ASE)

a.分解

图2-1给出了完整ASE的主要组成部分，每一误差框表示的误差都与需要产生压力高度显示的一种功能相关联。尽管

不同的系统结构可能由于不同组件而略有差异，但这个分解包含了整个测量高度系统全部可能发生的误差。

(1)真实高度：压力高度，与未扰环境压力相对应。

(2)静压源误差：由静压孔测量到的气压与未受扰动的环境气压之间的差异。

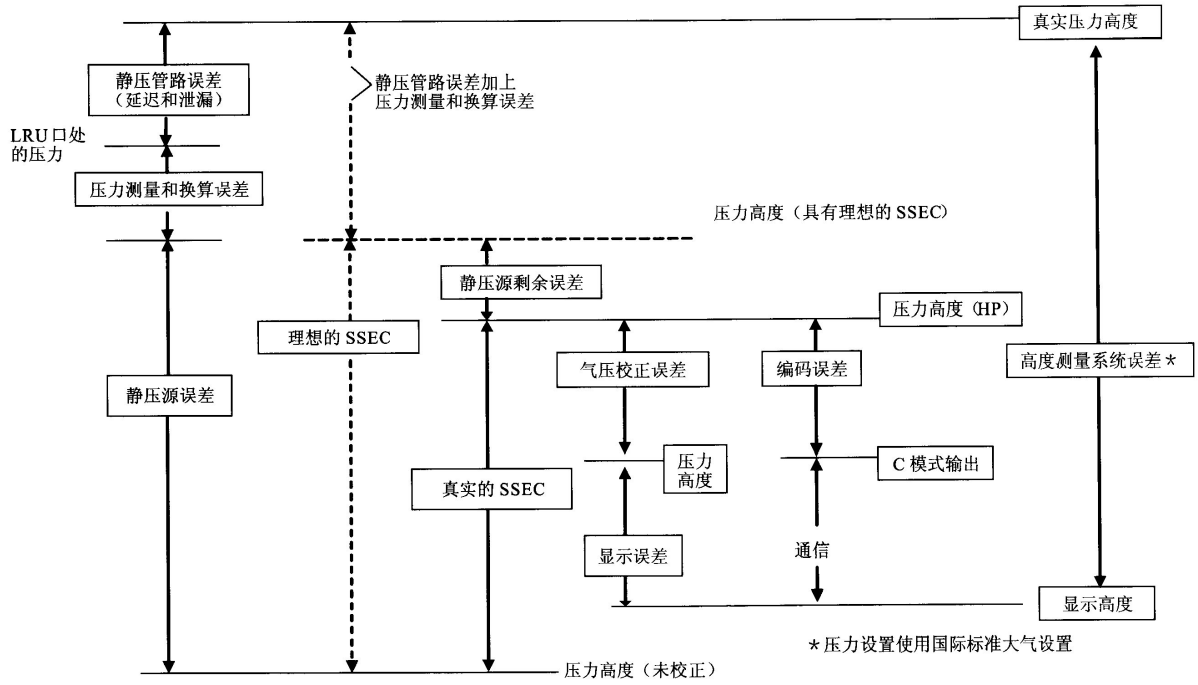
(3)静压管路误差：是沿管路的压力差(迟滞误差)。

(4)压力测量和转换误差：它包括通过电子设备测量的气动输入转换过程和将最终压力信号转换成高度信号过程中的误差。图2-1给出了自感高度测量系统，系统中压力测量和高度转换功能通常是不可分离的。在大气数据计算机中，这两个功能是单独实现的，然而，静压源误差修正有可能在压力高度(Hp)计算前就进行了。

(5)理想静压源误差修正：在任何时间对SSE进行正确地误差校正。如果这种校正能够实现，那么由系统计算的压力高度最终值与真实高度只仅仅会因为静压管路误差加上压力测量和换算误差而不同。通常，这种情况是不能实现的。因此，尽管“真正的静压源误差修正”可以期望消除静压源误差的影响，但是完全的校正是做不到的。

(6)剩余静压源误差：仅适用于电子设备系统修正静压源误差。它是静压源误差(SSE)和实际施加的校正之间的差值。因此，压力高度(Hp)的校正值是实际压力高度与由静压管路误差、压力测量与转换误差和静压源剩余误差的总和之间的差值。

图2－1　高度测量系统误差及其组成部分



(7)在Hp和显示高度之间产生气压高度校正误差和显示误差。图2-1给出了自感高度测量系统中它们的顺序。大气数据计算机系统可以用多种方式进行气压校正，这些方式可能与方框图有略微的不同，但是这些误差仍然是气压校正功能和显示功能的综合。仅有的例外是，当RVSM运行时，使用了标准地面气压设置，直接显示来自于压力高度信号可以消除气压校正误差。

b.组成

针对表2-1提出的高度测量系统误差和第3a节的叙述进行下列展开讨论。

(1)静压源误差

表2-1提供了SSE的组成部分和控制这些误差量级的因素。

(I)对单架航空器或航空器组来说，基准静压源误差是真实静压源误差的最佳评估，它来源于飞行校准测量。它是一个随运行条件而变化，表现特性可以简化为马赫功能的W/δ曲线。它包括任何气动力补偿的影响，一旦这个气动力补偿被确定，它就有可能并入相应的设计中；尽管静压源误差可以根据后来的数据进行细微修订，但是，对于单架航空器或航空器组来说，基准静压源误差是固定的。

(ii)通常，即使将已知的测试设备误差从数据中排除，用于建立基准静压源误差的测试技术也会有某些测量的不确定

性。对于曳锥测量法来说，由于受压力测量精度、曳锥装置的校准、安装差异的限制带来了不确定性。一旦基准静压源误差确定下来，真实的测量误差就固定了，但是，正如它是未知的，它被作为一个预计的不确定因数放在ASE预算里。

(iii)机身可变性和传感器或传感器端口变化组件提高了个体机身和传感器之间的差异，机身和传感器端口的样品通常用于建立基准静压源误差。

表2-1 静压源误差（空气动力扰动为自由气流状态）（原因：空气动力学的气流扰动）

因 素	误差组成
机体影响 运行状态 （马赫数、压力高度、α、β） 几何形态：机身外形 静压源位置 静压源附近表面轮廓的变化 附近门、蒙皮板或其它项目安装配合的变化 传感器/端口的影响 运行状态 （马赫数、压力高度、α、β） 几何形态：传感器/端口形状制造变化 安装变化	1）经飞行校准测量建立的基准静压源误差值。 2）飞行校准测量的不确定性。 3）飞机机身的差异。 4）传感器/端口的差异。

(2)剩余静压源误差

(i)表2-2表示出了这些组成和因素。剩余静压源误差由这些误差组成构成，它使得真实的静压源误差不同于基准值，表2-1中组成2、3和4的，加上一个总量，这个总量是真实静压源误差修正与将要严格校正基准值的差，表2-2中的组成2(a)、(b)和(c)。

(ii)通常，在对基准SSE精确补偿的SSEC与电子设备采用的SSEC之间有一个差异。这是由于实际电子设备设计的限制。对于特定的飞行条件、单个航空器或航空器组来说，其最终误差组成2(a)是固定的。由于这些因素产生的变化误差2(b)和2(c)，导致了电子设备的特别设置，采用了一个实际的SSEC，这个值有别于设计值。

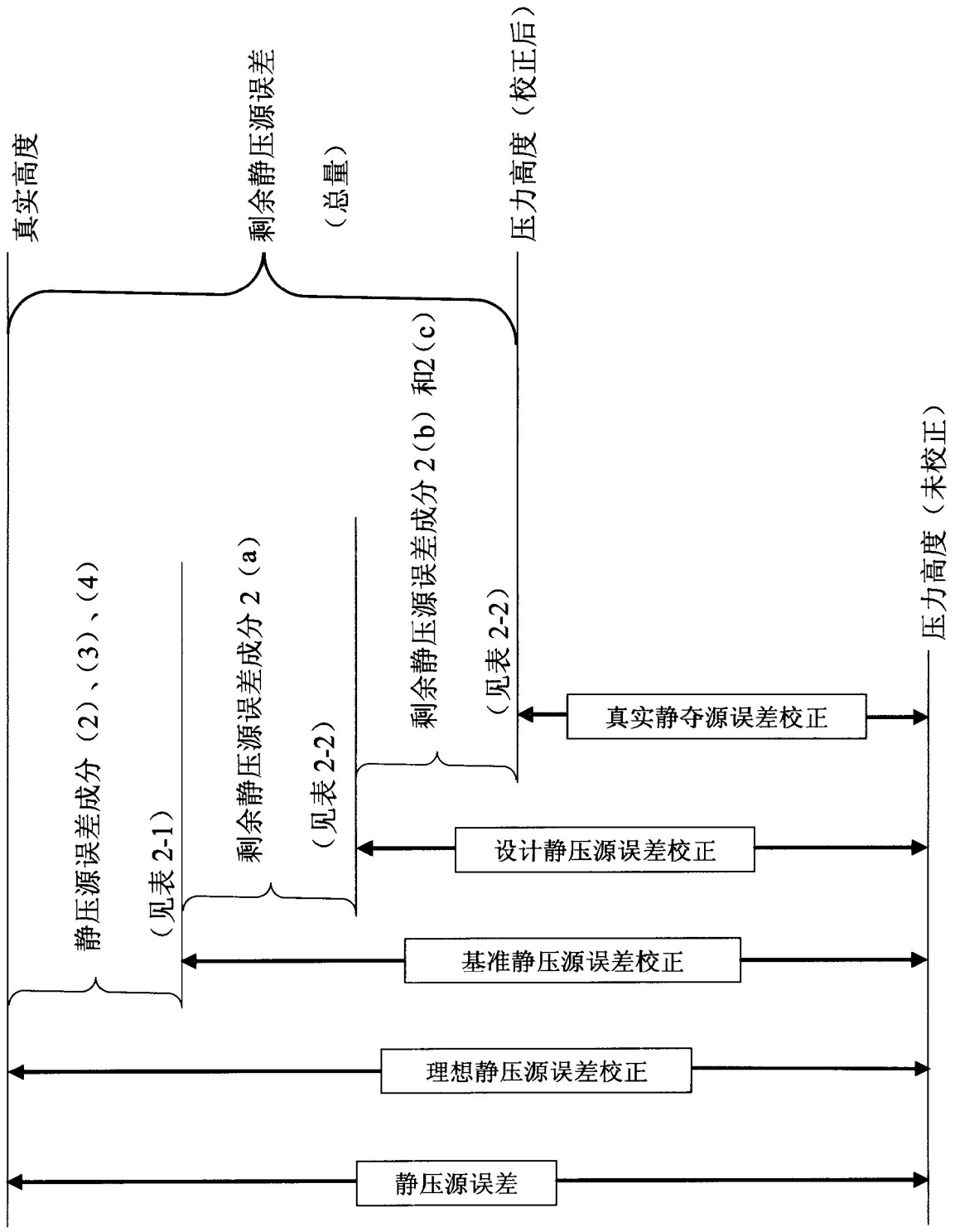
(iii)图2-2示出了在静压管路误差、压力测量和换算误差为零时，理想静压源误差修正、基准静压源误差修正、设计静压源误差修正和真实静压源误差修正之间的关系。

表2-2 剩余静压源误差（安装电子静压源误差修正设备的飞机）（原因：实际采用的SSEC与实际SSE之间的区别）

因 素	误差组成
1）静压源误差 加上 2）静压源误差修正函数的输入数据源 a）静压源误差修正是马赫数的函数 i）Ps传感器：与基准静压源误差的差异。 ii）Ps测量技术：压力转换误差。 iii）PT误差：主要的压力转换误差。 b）静压源误差修正是攻角的函数 i）阿尔法角的几何形态影响： 传感器误差 安装误差 局部表面变化 ii）测量误差：角度传感器精度 3）静压源误差修正功能的实现 a）输入数据的静压源误差修正计算 b）未校正高度与静压源误差修正的组合	1）基准静压源误差 表2-1中组成的（2）（3）（4） 加上 2a）为飞行校准基准静压源误差匹配的设计静压源误差近似值。 2b）实现设计静压源误差修正时产品变化的影响(传感器和电子设备)。 2c）实现设计静压源误差修正时运行环境的影响(传感器和电子设备)。

图2-2　在高度测量系统中静压源误差/静压源误差修正的关系

（静压管路、压力测量和换算误差为零）



(iv)静压源误差相对于基准特性产生变化的因素必须能按照两个步骤给予说明。首先，按照表2-1记录自身的静压源误差；其次，按照表2-2的2(a)(i)因素对进行静压源误差修正的影响进行说明。同样，静压测量误差必须按照两个独立步骤分别说明。主要的影响是来自压力测量和换算组成，而次要影响来自表2-2的2(a)(ii)因素。

(3)静压管路误差

静压管路误差由泄漏和气动延迟产生。在水平巡航飞行中，对于一个系统通过正确地设计和正确地安装可能忽略它的影响。

(4)压力测量和换算误差

(i)这个功能元件是静压的管路传输，误差性质可以是机械的、电动机械或固态的，和压力信号到压力高度的换算过程。

(ii)误差的组成是：

(A)校准的不确定性；

(B)标称设计性能；

(C)单元与单元间制造差异；

(D)运行环境的影响。

(iii)通常，设备规范覆盖各种误差成分的综合影响。如果在误差预算中使用的压力测量和换算误差的数值是最严重情

况的规范值，分别评估各种误差组成是不必要的。然而，校准不确定性、标称设计性能和运行环境的影响都可能对在设备误差范围内的误差偏移产生影响。因此，如果要得到在公差范围内误差分布的统计说明，那么，考虑到这些特殊硬件的设计，评估它们之间可能的相互作用是必要的。

(iv)确保预期申请的运行环境特性的适当性是非常重要的。

(5)气压设置误差

其定义为，施加给系统的值与显示的值之间的差值。RVSM运行中，显示的值应该始终是ISA的标准地面气压，除非设置错误，尽管它是总垂直误差的一部分，而不是高度测量系统误差的组成部分。

(i)气压设置误差的组成部分：

(A)设置旋钮/显示的分辨率(可设置性)；

(B)显示值的传送；

(C)传送值的应用。

(ii)这些因素适用性和它们的组合方法取决于具体的系统结构。

(iii)对于远程显示测量功能的系统，可能有管路传输和/或施加或传输值误差成分的因素，这些成分产生于两位置间所需的传送与接收的设置。

(6)显示误差

其产生的原因是高度信号有缺陷地换算成显示信号，误差组成是：

(i)显示输入信号的转换；

(ii)网格或格式精度；

(iii)可读性。

(7)自感高度表通常会将压力测量和换算的误差区分开。

附录3　建立和监测静压源误差

1.在总条款的9b节讨论了数据包的要求。在9b(5)(iv)(C)中阐述，用于建立静压源误差的方法必须被证实。在9b(6)中进一步阐述，要建立确保新制造航空器的符合性的程序。可能有许多满足这些要求的做法，下面仅讨论两个范例。

2.范例一

a.图3-1示出了表明符合RVSM要求的全过程。图3-1说明，飞行测试校准和几何形态检查要在给定数量的航空器上进行。这种飞行校准和检查应持续进行，直到两者之间建立一种相互关系。还要建立几何形态公差和静压源误差修正，以满足RVSM要求。对于正在生产的航空器，第N架航空器应进行详细检查，第M架航空器应进行飞行测试校准。此处的N和M由制造商确定和由授权的适航部门批准。由N检查和M飞行校准产生的数据应当用于跟踪平均值和3SD值，以保证持续地符合模型和第7节的要求。对于已获得的附加数据，应该评估以决定是否合适按照获得结果的品质去改变N和M的值。

b.有多种方法进行飞行测试和检查数据以用于建立这种相互关系，在图3-2所示的范例中表明一个过程，在这个过程中，对于多个航空器的每一个误差源的评估是基于试验台测试、检查和分析。这些评估与真实飞行测试结果之间的相互关系会用于验证这种方法。

c.图3-1和图3-2所示的方法适用于新型号，因为它不依赖

任何航空器组以前的数据。

3.范例二

A.图3-3示出飞行测试校准应该在指定数量的航空器上执行，和对所有相关系统间的大气数据信息的一致性规则进行检验。建立满足要求的几何允差和静压源误差修正。建立设计允差和一致性规则之间的相互关系。对正在生产的航空器，全部航空器的大气数据信息都应该按照各种巡航状态一致性规则进行核查，每一架M航空器都应该进行校准，M航空器由制造商确定和被授权的适航部门批准。M航空器飞行校准产生的数据应当用于跟踪平均值和3SD值，以保证航空器组持续符合第7节的要求。

图3－1表明机身静压系统初始和持续符合性的程序

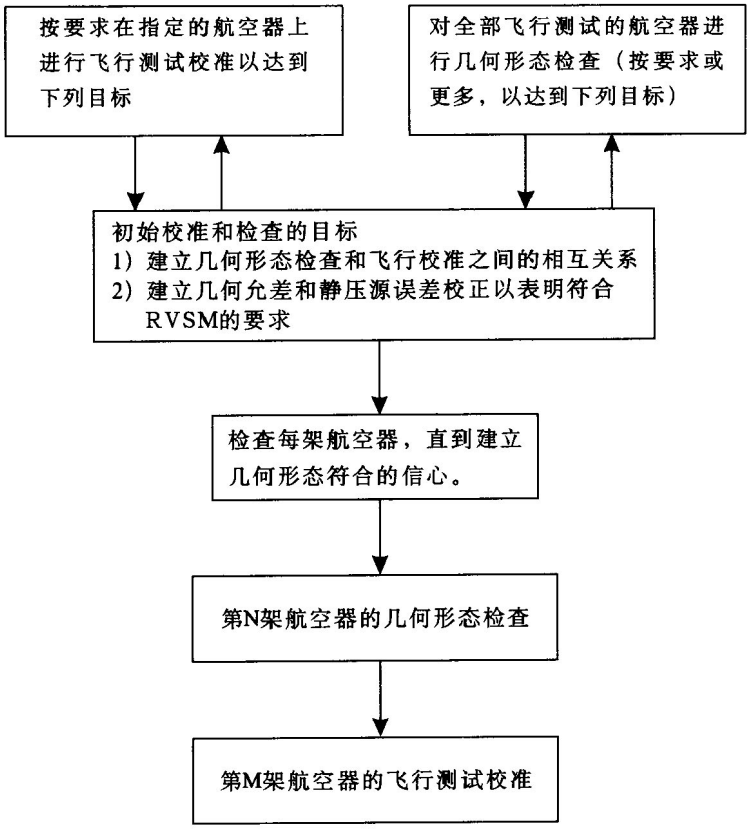


图3-2 地面与飞行测试相互关系过程的符合性示范案例

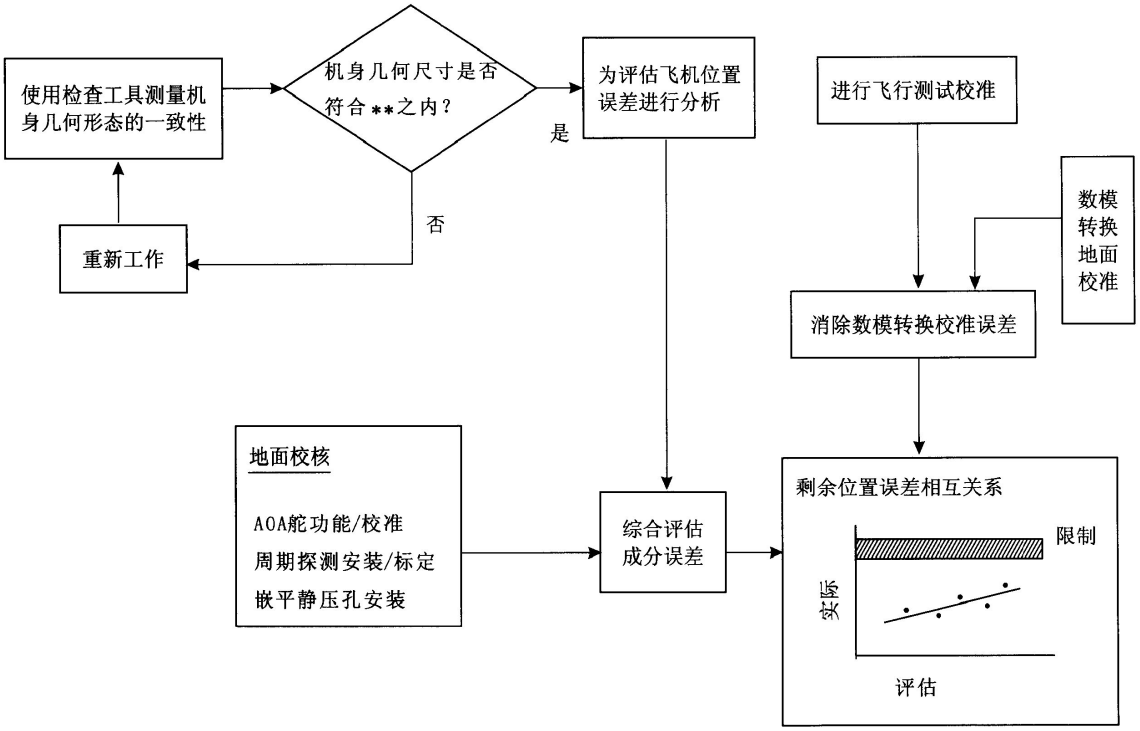
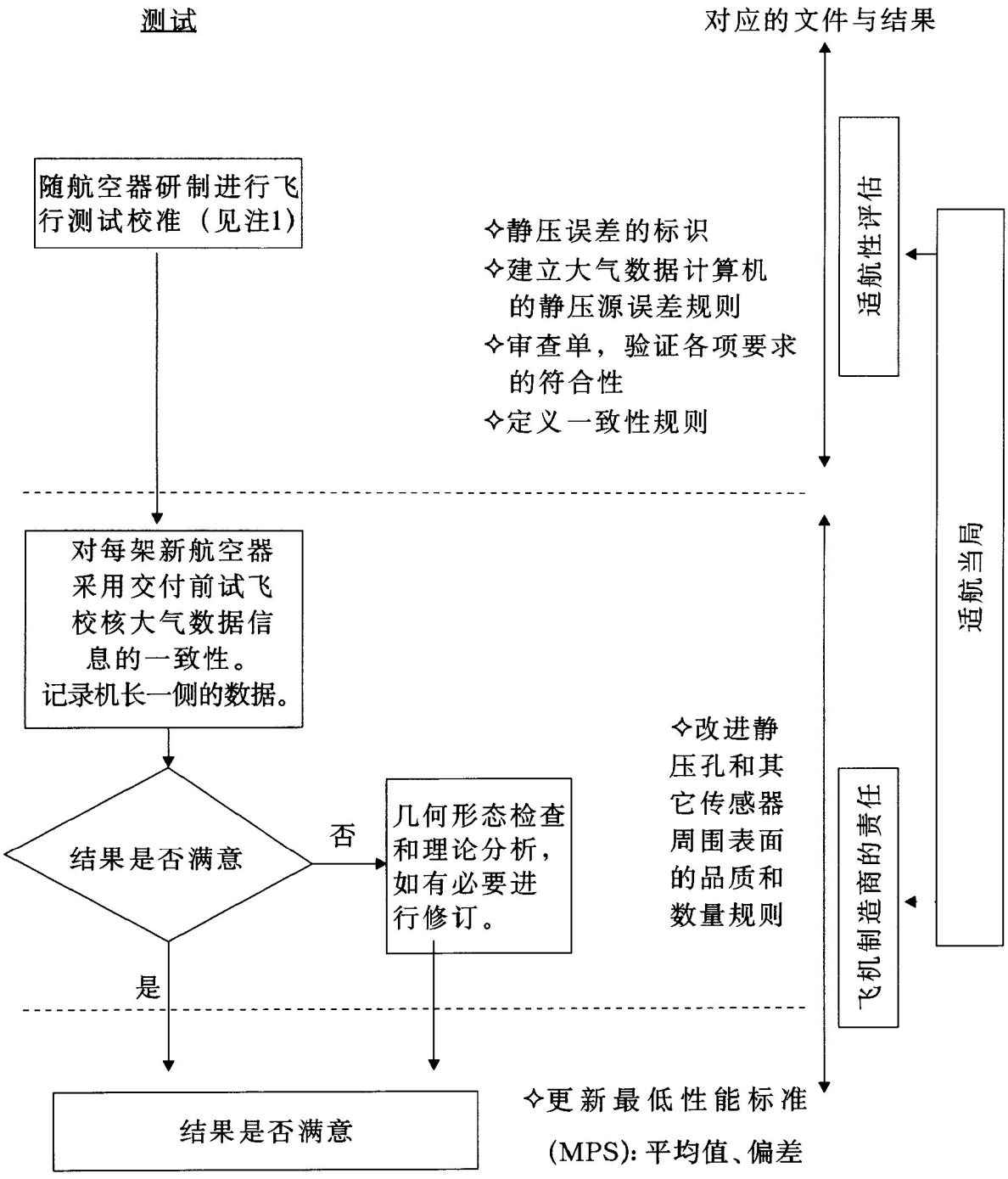


图3－3　对于运营中的和新型飞机的静压系统表明初始和持续符合性的程序



注1：为获得校准数据，飞行测试安装选择应该有相应性能等级的兼容精度，应当提供这个精度的验证和分析。在飞行测试期间，这个精度的任何可能的降低都应该予以监控和纠正。

附录4　训练大纲与操作措施和程序

(略)

附录5　海洋空域的特殊程序

(略)

附录6　对ICAO Doc.9574中高度保持参数的回顾

1.ICAO Doc.9574《在FL290和FL410(含)之间实施300米(1000英尺)垂直间隔标准的手册》包括了在一个给定空域为获得一个可接受的安全水平对影响因素的总的分析。

2.在ICAO Doc.9574的2.1.1.3，垂直重叠概率的要求被重新定义为单个航空器的总高度保持误差，它必须包括在总垂直误差(TVE)中，且同时满足下列4个条件。

a.高度保持误差超过90米(300英尺)的比例小于2.0×10^{-3}。

b.高度保持误差越过150米(500英尺)的比例小于3.5×10^{-6}。

c.高度保持误差超过200米(650英尺)的比例小于1.6×10^{-7}。

d.高度保持误差在290米(950英尺)和320米(1050英尺)之间的比例小于1.7×10^{-8}。

3.ICAO Doc.9574提供的下列特性是按ICAO Doc.9536的结论制定的，它们统计性地适用于在空域运行的标称一致的每组航空器。为了达到系统的TVE要求，在服役中航空器组的性能特性需得到满足，这其中不包括人为因素误差和极端的环境影响。以下特性是本文件编制的基础。

a.该航空器组别的平均ASE值不应超过±25米(±80英尺)；

b.该航空器组别平均ASE的绝对值与3倍ASE标准偏差的和不超过75米(245英尺)；

c.高度保持误差应在平均值为0米(0英尺)两侧对称分布，标准偏差值应不大于13米(43英尺)。大误差值出现的频率呈指数衰减。

4.ICAO Doc.9574承诺专家研究小组将制定详细的规范以确保每一航空器组在RVSM空域的完全使用包线内可以满足TVE的目标。在确定系统各部件允许的误差时，必须使得航空器和各系统在正常的产品差异性的条件下，包括机体静压源误差和正常的使用老化，能够满足总的目标要求。

5.在ICAO Doc.9536第2卷中的研究报告的基础上，ICAO Doc.9574建议在使用性能和设计能力之间应有一定的裕度，这是通过保证满足下列性能要求来实现的。这其中5b的要求误差特意小一些，为的是允许随着使用时间的增加有一些性能的下降。

a.航空器组未修正的剩余误差(静压源误差)不应超过±25米(±80英尺)；

b.该航空器组别平均ASE的绝对值与3倍ASE标准偏差的和不超过60米(200英尺)；

c.航空器组中单个航空器的ASE不应超过±60米(±200英尺)；

d.应具有自动高度控制系统，并能在高度保持模式下，在无颠簸和阵风的条件下，直线平飞时，控制飞机在要求的

高度±15米(±50英尺)。

6.这些标准是机身、高度测量、高度测量设备和自动高度控制系统等分系统性能要求的基础。重要的是应认识到，这些限制是基于Doc.9536第2卷的研究结果，这个结果是：对于航空器组来说，ASE趋于按特征平均值正常分布。因此，在文件中应提供控制措施，以防止出现对单个航空器的批准可能会使得小规模机队的平均ASE的大小显著超过25米(80英尺)。例如，高度表测量系统的部件在平均修正的静压源误差之外还产生了偏差误差时，这种情况就可能会出现。