



修订要点

D631N005.21B 修订 20 2002 年 11 月 22 日

飞机飞行手册 (AFM) 修订所制订的工程和提供的 FAA 许可只适用于波音最初交机形态并按波音服务通告改装的飞机。对于其它的飞机, 应由运营者负责从相应的规章制定机构取得对此 AFM 修订所提供数据适应性的批准。

本次修订的目的是更新手册。

本次修订包括以下修改:

<u>页</u>	<u>代码</u>	<u>说明</u>
----------	-----------	-----------

修订批准

1	023388	此页确认了本修订的批准权限和参考号。
---	--------	--------------------

页面记录

1, 2, 3, 4, 21B	进行了修订以反映本次修订的页面。
-----------------	------------------

目录

1	0002	对目录进行了修订以反映本节的改动
---	------	------------------

第 1 节

9	0100	发动机燃油系统小节被移到了 9A 页。
---	------	---------------------



修订要点

D631N005.21B 修订 20 2002 年 11 月 22 日

<u>页</u>	<u>代码</u>	<u>说明</u>
<u>第 1 节</u>		
9A	0000	这是一个新页面,包含从第 9 页移过来的发动机燃油系统小节。这个小节作了一些改动来符合标准化并明确限制值。增加了批准的燃油及规格列表,以及关于按该规则生产的燃油的说明。增加了关于燃油添加剂的说明。修订了关于油箱燃油温度的说明以区别起飞和空中的最低油箱燃油温度。增加了添加剂不改变最低油箱温度限制的说明。
15	0000	把“机场”改成了“机场或跑道”,把“联讯”改成了“霍尼威尔”并把“机场”改成了“机场或跑道”。 增加了新的小节,包含了关于驾驶舱安全门(若安装)的限制。



飞机序列号和附录适用性

飞机序列号适用性

（型号 757-21B/236）

包含本页的飞机飞行手册（AFM）适用于以下序列号的飞机：

24014 到 24016, 24330, 24331, 24401, 24402, 24714, 24758, 24774, 25083, 25258, 25259, 25598, 25884 和 25888 到 25890。

附录适用性

以下附录适用于包含本页的飞机飞行手册（AFM）。这些附录的使用见附录适用性页面：

1, 3C, 4, 10, 15C

注

附录 10 和 15C 适用于序列号为 24014 到 24016, 24330, 24331, 24401, 24402, 24714, 24758, 24774, 25083, 25258, 25259, 25598 和 25884 的飞机。



附录适用性

附录

可用于

1	减小起飞推力的运行	所有运行
3	例题	所有运行
4	备用推力调置方法 (%N1 RMP) (RB211-535E4 发动机)	所有运行
10	在气压高度 14,000 英尺以下的机场的 运行	15
15	在气压高度 14,000 英尺以下的机场 10 分钟起飞推力的运行	10



目 录

第一节 – 取证限制

重量限制	1
性能操作重量	2
性能形态	3
操作限制	3
重心限制	4
取证状态	5
飞机运行种类	5
飞行机动载荷加速限制	5
飞行机组	5
最大使用限制速度(VMO/MMO)	6
最大空速限制	7
燃油系统	8
发动机	9
发动机推力	9
发动机转速	9
发动机排气温度	9
发动机限制显示标记	9
发动机燃油系统	9A
发动机点火	10
发动机滑油系统	10
反推	10
在结冰条件下运行	11
发动机防冰系统	11
座舱增压	12
自动驾驶-飞行指引仪	12
空中防撞系统(TCAS)	12
VHF 无线电话音通讯	12
飞机通讯寻址和报告系统(ACARS)	12
飞行管理计算机系统(FMCS)	12A
襟翼操作	13
旅客撤离	13
设备冷却地面操作	13
外形缺件清单(CDL)	14
隔离活门	14
HF 无线电通讯	14
近地警告系统	15
驾驶舱安全门	15

黑题字标题为图表。

宋题字标题为文字。



目 录

第二节 – 紧急程序

紧急程序	1
火警	1
发动机火警，严重损坏，或分离	2
APU 火警	2
货舱火警（前/后）	3
电气冒烟或火警	3
轮舱火警	4
排烟（驾驶舱或客舱源）	4
双发失效	5
交流汇流条关	5
快速释压	6
紧急下降	6
水上迫降	7
旅客撤离	7
自动驾驶升降舵故障	8



目 录

第三节 – 操作程序

	小节
正常程序 · · · · ·	3.1
非正常程序 · · · · ·	3.2



目 录

第四节 - 性能

	小节
概述	4.1
发动机数据	4.2
跑道长度修正	4.3
跑道长度限制	4.4
起飞爬升限制	4.5
轮胎速度限制	4.6
起飞速度	4.7
V1(MCG)限制的起飞	4.8
越障	4.9
改进的爬升性能	4.10
航路上的爬升	4.11
进近和着陆爬升	4.12
着陆机场的长度和速度	4.13

对以上主要项目的细分, 请看列在右边和出现在该手册小节里的小节目录表。



第一节 – 取证限制

法律要求必须遵守该手册第一节的限制。

重量限制

	磅	公斤
最大滑行重量	241,000	109,315
	251,000	113,851[a]
最大起飞重量	240,000	108,862
	250,000	113,398[a]
最大着陆重量	198,000	89,811
最大无燃油重量	184,000	83,460
最小空中重量	115,600	52,435

注：由于受到重心表（第 4 页）的限制，最大重量限制可能会减少。参照适用的重量和平衡手册查附加的特定飞机载荷限制。

最小空中重量不包括可用燃油。

[a] 适用于以下序列号的飞机：24118，24119 和 25598。重心限制请看本节第 4A 页。



重量限制（续）

性能操作重量

遵照 FAA 25 条规定，最大允许的起飞和着陆重量应小于结构限制重量。

起飞重量（松刹车重量或开始起飞滑跑重量）应受下列限制值中最小的重量限制。

1. 基于可用加速停止距离，起飞距离的重量，以及基于道面长度限制，跑道长度修正，跑道长度及 V1 修正表所决定的起飞滑跑重量。
2. 由起飞爬升限制表所确定的基于机场标高和外界温度的重量。
3. 由轮胎速度限制表所确定的基于机场标高，外界大气温度及风因素的重量。
4. 基于可用起飞距离和外界条件的重量，根据这些条件，V1 不超过刹车能量速度限制表的 VMBE（最大刹车能量速度）。
5. 根据要求的裕度，起飞重量能够使净起飞航径超越所有障碍物。净起飞航径是由起飞爬升表，越障表及其它表确定的。
6. 在燃油消耗之后，飞机的重量不应超出航路和着陆重量限制。

着陆重量应受下列限制值中最小的重量限制：

1. 由着陆机场长度表所确定的可用着陆跑道长度的重量。
2. 由最大着陆重量表，爬升重量表所确定的机场标高和预计的温度的重量。



取证限制

性能形态

必须遵守 4.1 节中性能形态下的飞机形态。

高于 5500 英尺的气压高度起飞，至少必须打开一个组件。*

* 这一段不适用于波音服务通告 757-31-0040，“指示/记录-中央计算机-程序对 EICAS 计算机线路作出改变”，或结合同等产品情况。

使用限制

跑道坡度：+/-2%

最大的起飞和着陆顺风量：15 节。

最大升限：42,000 英尺气压高度。

最大起飞和着陆高度：8,400 英尺气压高度。

起飞，着陆，和航路上的温度限制：

使用第 4.1 节中的环境包线图表。



取证状态

本飞机是按照 FAR 25 部和 36 部的运输类飞机取证的。

飞机运行种类

当飞机安装了所需设备并符合联邦航空规则的规定时，批准进行以下的飞行和运行。

目视 (VFR)

仪表 (IFR)

结冰条件

水上延程

飞行机动载荷加速限制

襟翼收上 · · · · · +2.5g 到 -1.0g

襟翼放下 · · · · · +2.0g 到 0.0g

注：襟翼 25 和 30 时，实际限制由最大着陆重量的载荷+2.0g 线性变化到最大起飞重量+1.5g。

飞行机组

所需飞行机组：机长和副驾驶。



取证限制

最大使用限制速度(VMO/MMO)

在任何飞行情况下，都不应该故意超出使用限制速度。

注：飞机上所有的空速标志和标牌都有指示的数值（指示空速 IAS），且没有仪表错误的修正。VMO（最大马赫数）是由空速表上的限制速度指针指示的。



燃油系统

燃油装载

左或右主油箱的最大允许燃油量为 15,450 磅（7008 公斤），中央油箱为 48,997 磅（22,224 公斤）#。

左右主油箱的油量需平衡，若主油箱已满，且需要更多的油，加中央油箱。**（油箱的加油可以按任何顺序。）

水平燃油不平衡

在所有运行中，燃油不平衡都不得超过 1950 磅（884 公斤）。

燃油使用 I（中央油箱无油）

打开所有可工作的主油箱增压泵并关闭燃油交输活门*，使用油箱到发动机的供油进行起飞和落地。

燃油使用 II（中央油箱有油）

打开所有可工作的主油箱增压泵并关闭燃油交输活门，使用中央油箱的油，中央油箱用完之后，再使用“燃油使用 I”。

* 交输活门在最低燃油运行时打开，也可以为修正燃油不平衡而打开。

** 只要中央油箱的燃油加上实际的无燃油重量不超过最大无燃油重量，而且遵守了平衡限制，则即使大翼油箱不满，也可以在中央油箱加 2,000 磅油（907 公斤）。燃油使用必须遵照“燃油使用 II”。

有中央大翼油箱回油系统的飞机，中央油箱最大允许的燃油量为 49,160 磅（22,298 公斤）。



取证限制

发动机 Rolls-Royce RB211-535E4

发动机推力

起飞和最大连续推力的 EPR 值请看 4.2 节中相应的推力调置表。

发动机转速

最大操作限制为：

N1—低压压缩机转子	108.8% (5 分钟) 108.4% (连续)
N2—中压压缩机转子	100.3% (5 分钟) 98.0% (连续)
N3—高压压缩机转子	99.0% (5 分钟) 95.8% (连续)

最大超速 (20 秒) N1—110.0%; N2—101.3%; N3—100.2%

发动机 EGT

<u>工作状况</u>	<u>温度限制</u>	<u>时间限制</u>
起飞	850°C	5 分钟
最大连续	795°C	连续
起动, 地面和空中	570°C	瞬时, 2 秒
超温	870°C	20 秒

发动机限制显示标记

最大和最小限制 红色

预防范围 琥珀色

EICAS 上的发动机限制显示标记可以用来确定是否遵从了最大和最小限制以及预防范围。若 EICAS 标记比上面规定的的数据更保守, 那么必须遵守 EICAS 上的限制标记。



发动机 Rolls-Royce RB211-535E4 / RB211-535E4-B (续)

发动机燃油系统

批准使用以下燃油和混合燃油:

ASTM D 1655 所规定的 Jet A 和 Jet A-1

MIL-DTL-5624 所规定的 JP-4

ASTM D 1655 所规定的 Jet B

MIL-DTL-5624 所规定的 JP-5

MIL-DTL-83133 所规定的 JP-8

使用按照其它规范生产但性质满足以上规范要求的燃油是可以接受的。

ROLLS-Royce O.I. F-211(535E4)-B, 附录 2 所规定的任何其它燃油都是可以接受的, 只要满足 ROLLS-Royce O.I. F-211(535E4)-B, 附录 2 以及本 AFM 的限制和要求。

ASTM D 1655、MIL-DTL-5624、MIL-DTL-83133 和 ROLLS-Royce O.I. F-211(535E4)-B, 附录 2 中定义了批准的燃油添加剂。

起飞前的油箱燃油温度不得低于-45°C (-40°F) 或燃油冰点以上 3°C, 以较高者为准。空中油箱温度必须保持高于所用燃油的冰点至少 3°C。使用燃油系统防冰添加剂不改变最低油箱温度限制。

最高油箱燃油温度为 49°C (120°F)。JP-4 或 JET B 除外, 其温度为 29°C (85°F)。



取证限制

发动机 Rolls-Royce RB211-535E4（续）

发动机点火

起飞和着陆时开。

发动机滑油系统

发动机滑油系统是按 ROLLS-Royce O.I. F-211(535E4)-B，附录 2 设计的。

起飞时的最低发动机滑油压力：

50% N3	25 PSI
70% N3	35 PSI
93% N3	40 PSI

完成飞行的最低发动机滑油压力

50%或以下 N3	18 PSI
70% N3	25 PSI
93%或以上 N3	35 PSI

（压力限制在以上列举的 N3 转速间线性变化）

最大滑油温度，无限制使用	170°C
起动时的最低滑油温度	-40°C
加油门的最低滑油温度	0°C

反推

只能在地面使用。



取证限制

在结冰条件下运行

发动机防冰系统

除爬升和巡航阶段温度低于 -40°C SAT 外，当存在结冰条件或预计有结冰条件时，不论在地面还是在空中，都必须打开发动机防冰。在结冰条件下（包括温度低于 -40°C SAT ）下降前和下降过程中必须打开发动机防冰。

注：不要靠机身结构上的目视结冰提示来打开发动机防冰。应按本节中具体的温度和可见水汽标准而定。直到看见积冰才开始使用发动机防冰会导致发动机严重受损和/或熄火。

结冰条件-当在地面和起飞时的外界大气温度，或在空中的全温等于或小于 10°C ，而且有任何形式的可见水汽（如云，能见度为一英里以下的雾，雨，雪，冻雨和冰晶）时，说明存在结冰条件。

在地面起飞时，外界大气温度在 10°C 或以下，飞机在停机坪，滑行道，或跑道上工作，道面雪，冰，积水，或雪水可能会吸入发动机或冻结在发动机，短舱或发动机探头上，这时也存在结冰条件。



取证限制

座舱增压

正常工作最大的座舱增压差为 $8.6 \pm .05\text{psi}$ 。

爬升中最大的座舱增压差为 $8.6 \pm .10\text{psi}$ 。

起飞和着陆所允许的最大客舱压差为机场气压高度以下 236 英尺（.125psi）。

自动驾驶 – 飞行指引仪

起飞过程中，高于地面 200 英尺以下不要接通 CWS 或 CMD 方式。

自动着陆最大允许的风速为：

顶风 – 25 节

顺风 – 15 节

侧风 – 25 节

自动驾驶接通时禁止使用副翼配平。

若机场气压高度在 8,400 英尺以上，则在 100 英尺无线电高度以下不要使用自动驾驶。

空中防撞系统（TCAS）（若安装）

机长有权为了遵从 TCAS II 的决断咨询（RA）而在一定程度上偏离 ATC 指令。

VHF 无线电语音通讯

ACARS（飞机通讯寻址和报告系统）工作时，不要用中 VHF 与 ATC 通讯。

ACARS（飞机通讯寻址和报告系统）（若安装）

ACARS 仅限于收发那些即使未能正确接收也不会引起不安全状况的信息，未能正确接受包括以下情况：

- a) 信息或部分信息延迟或未收到，
- b) 信息发给错误的接收者，或
- c) 信息的内容时常中断。



FMCS（飞行管理计算机系统）

做 VOR 进近时，在到达最后进近定位点之前，一名飞行员必须把与进近有关的 VOR 原始数据显示于 HSI VOR 方式。

下段内容适用于启动了空中交通服务选项的飞机：

通过 FMC 接收且只能在驾驶舱打印机上看到的 ATC 许可数据必须经过地面发射台单独核实。



取证限制

襟翼的使用

20,000 英尺以上不得放襟翼。

旅客撤离

装在舱门上的撤离滑梯

任何时候，只要载有旅客，在滑行，起飞和着陆前，主门的紧急撤离滑梯都必须预位，而且证实束缚棒在门槛上系牢。

设备冷却地面操作

在地面，当飞机通电 20 分钟后，必须提供以下的设备冷却。

温度（外界大气温度）

冷却要求

94°F 到 105°F
(34°C 到 40°C)

一个前和一个后登机门或对面的服务门打开或至少一个空调组件或相等的地面冷却设备工作。

106°F 到 120°F
(41°C 到 49°C)

至少一个空调组件或相等的地面冷却设备工作。

120°F (49°C) 以上

两个空调组件或相等的地面冷却设备工作。



外形缺件清单 (CDL)

当飞机缺少某些机身或发动机部件时，必须遵照基本的飞机飞行手册和外形缺件清单附录中的限制。

隔离活门

除了为在地面使用空调系统、发动机起动，或者空调或防冰系统的非正常工作而打开以外，气源隔离活门必须在关位。

HF 无线电通讯

以下限制适合于装有以下所列的 HF 通讯设备的飞机。

空中禁止使用以下 HF 频率：

安装的 HF 通讯设备	频率, Mhz
Rockwell/Collins 型 HFS-700 和/或 HFS-900 HF 通讯收发机。	11.133, 22.434 22.683, 22.766
HF 耦合器部件号 822-0987-001 -002 -003	29.489, 29.490



取证限制

近地警告系统—（前视式地形警戒）—若安装

不要用地形显示作导航。

在近地警告系统地形数据库中没有的机场的起飞、进近或着陆区 15 海里内禁止使用前视式地形警戒和地形显示功能。装在近地警告系统地形数据库中的机场可查阅联讯 060-4267-000 文件。

若未安装 GPS（全球定位系统）：

在使用 QFE 时禁止使用前视式地形警戒和地形显示功能。

如果在美国空域以外飞行而且 FMS 数据库和航图不是参考 WGS-84 基准数据，除非已发现 FMS 适合于该空域导航，否则，必须把 TERR OVRD（地形超控）电门调到 OVRD（超控）位来抑制前视式地形警戒和地形显示功能。

如果 FMS 仅以 IRS NAV（惯导）方式工作时，必须把 TERR OVRD 电门调到 OVRD 位来抑制前视式地形警戒和地形显示功能。

起飞时，如果未完成 FMS 位置更新，应在 EFIS 控制面板上选择 5 或 10 海里范围，确保飞机符号显示在跑道符号上合适的点上，以核实实际的跑道位置。

如果装了 GPS，以下限制适用于安装近地警告计算机之前，波音部件号 965-0976-003-212-212 或以后：

在使用 QFE 时，禁止使用前视式地形警戒和地形显示功能。

驾驶舱安全门（若安装）

每个飞行日都要按照批准的程序核实一次已完成驾驶舱进入系统的运行检查。

对于按照 STC No. ST01334LA 安装了驾驶舱安全门的飞机，该 STC 的 AFM 附件中包含了附加的限制和程序。



第 2 节 - 紧急程序

本节中的程序是由生产厂家制定和推荐的，并得到了 FAA 的认可。这些程序仅用于指导识别可接受的操作程序。

熟记项目是应立即完成的项目。参考项目是在时间允许的情况下完成。

终止音响警告可以提高机组间在完成应急程序中的协调。按压任何一主警告灯可终止铃声并使主警告系统复位。

火警

任何时候当在驾驶舱使用手提灭火器，或驾驶舱冒烟时机组都应使用 100%的氧气。

任何时候当飞机遇到火警时，除非能完全证实火已熄灭，否则必须在就近合适机场着陆。



紧急程序

火警（续）

发动机火警，严重受损或分离

如果出现发动机火警、严重受损或分离，或发生机身振动大且发动机指示不正常：

熟记项目

油门杆 · · · · · 收光
燃油控制手柄 · · · · · 切断
发动机灭火手柄 · · · · · 拉出

如火警灯仍亮：

发动机灭火手柄 · · · · · 转动

30 秒后，若火警灯仍亮：

发动机灭火手柄 · · · · · 转动到另一灭火瓶

参考项目

APU（若可用） · · · · · 起动

准备单发着陆。

若发动机关车后机身振动仍然很大，立即减小空速并下降到一安全高度，使振动回到可接受的范围。如果机身振动又变得很大，而又不能进一步减小空速和下降，则增大空速也许能减小振动。

APU 火警

熟记项目

APU 灭火手柄 · · · · · 拉出/转动



紧急程序

火警（续）

以下货舱火警程序适用于实施波音服务通告 757-26-0038 以前的所有飞机序号。

货舱火警 – 前/后

参考项目

货舱预位电门（前/后） 预位
一号灭火瓶释放电门 释放
一个组件控制选钮 关

80 分钟（40*）（50**）后，或在进近中（若小于 80（40*）（50**）分钟）：

二号灭火瓶释放电门 释放

* 适用于带有两个后货舱门的飞机（飞机序号 24118 和 24119）。

** 适用于 ETOPS 飞机，其后货舱有火警抑制系统，有两个舱门（ASN 25598）。



紧急程序

火警（续）

以下的货舱火警程序适用于实施波音服务通告 757-26-0038 以后的飞机，其序号为 24118 和 24119。

货舱火警 – 前

参考项目

货舱预位电门（前） 预位
1 号灭火器释放电门 释放
一号组件控制旋钮 关

80 分钟之后，或进近过程中（若不足 80 分钟）：

二号灭火器释放电门 释放

货舱火警 – 后

参考项目

货舱预位电门（后） 预位
1 号灭火器释放电门 释放
一号组件控制旋钮 关

20 分钟之后，或进近过程中（若不足 20 分钟）：

二号灭火器释放电门 释放



紧急程序

火警（续）

电气冒烟或火警

熟记项目（需要时完成）

氧气面罩和调节器 开，100%
防烟镜 开
机组通讯 建立

若能确定烟雾源的位置，切断受影响设备的供电。

参考项目

若不能确定烟雾源的位置：

通用汇流条电门 关



紧急程序

火警（续）

轮舱火警

参考项目

起落架手柄（最大 270 海里/1.82M） 放下

若由于性能原因起落架必须收上，只能在轮舱火警信息消失之后 20 分钟才能收轮。

排烟（驾驶舱或客舱源）

参考项目

驾驶舱门 关
再循环风扇 关
着陆高度选钮 9500 英尺
自动率控制 最大



紧急程序

双发失效

熟记项目

发动机起动选钮（两个） 飞行位

油门杆（两个） 收光

燃油控制手柄（两个） 切断位，然后运行位

如果发动机出现失速或 EGT 接近备用发动机指示标牌限制：

受影响的发动机重复上述步骤

参考项目

冲压空气涡轮电门 按压

空速

30,000 英尺以上 240 Kts

30,000 英尺或 30,000 英尺以下 300 Kts 以上

APU 选钮（若可用） 起动，松开至 ON 位

如果双发仍失效：

油门杆（两个） 收光

燃油控制手柄（两个） 切断位，然后运行位

在起动尝试中，每个位置保持约 30 秒。重复上述步骤，直至发动机起动成功。发动机增速至慢车可能会很慢。

注：双发失效时可忽略 4.2 章的空中重新启动包线。



紧急程序

交流汇流条断开

发电机控制电门 关然后开

APU（若可用） 起动

当 APU 运转灯亮且 APU GEN OFF（发电机关）灯保持灭时：

汇流条连结电门（两个） 关

汇流条连结电门（两个） 自动

若不能恢复交流电源：

APU 选择开关 关

放出冲压空气涡轮。

主注意不工作。

落地后人工使用减速板。

外侧轮子上的防滞不工作。

若未安装液压马达驱动的发电机：

避免结冰条件。

人工控制增压。

反推不工作。

襟翼指示表不工作。

飞行超过 30 分钟后将完全失去电源。

若使用双点火，备用电源不能保证工作 30 分钟。



紧急程序

快速释压

熟记项目

氧气面罩和调节器 开
机组通讯 建立
旅客氧气 开

按需起始下降

下降

油门杆 收光
减速板 放出
目标速度 Vmo/Mmo

下降到 10,000 英尺或最低安全高度，以较高的为准。

若怀疑结构损坏，则限制空速并避免过大的机动载荷。



紧急程序

水上迫降

将 GEAR OVRD（起落架超控）和 TERR OVRD（地形超控）（若安装）电门放到 OVRD（操控）位使飞机释压，将组件控制选钮放到 OFF 位，关闭排气活门。

作好机组和旅客准备。

水上迫降进近，起落架收上，使用全襟翼着陆，速度 VREF，下降率大约为每分钟 200 至 300 英尺。

旅客撤离

如果旅客必须迅速撤离，应尽快通知紧急撤离以减少人员伤害。停留刹车刹上，关掉发动机，在离机前释放发动机和 APU 灭火瓶。



紧急程序

自动驾驶升降舵故障

模拟自动驾驶故障的演示中，飞机所掉高度为：

平飞：当飞行员识别之后 3 秒钟开始改出为 580 英尺。

进近：

- (a) 当飞行员识别之后 1 秒钟改出，飞机偏离下滑航径可忽略不计。
- (b) 当飞行员识别之后立即改出，飞机偏离下滑航径可忽略不计。



第三节 - 操作程序

本节的操作程序只包括那些重要的动作，动作顺序或禁止使用不正确的动作。上述这些程序若得不到遵守，可能会对飞机的性能或旅客及机组的安全产生极其不利的影响。

本节中的程序是由飞机制造厂家制定和推荐的，并得到了 FAA 的批准，可以用于该飞机的操作。这些程序仅作为识别正确的操作程序的指导。

第 3 节分为正常和非正常程序，与系统故障或失效无主要关系的程序在 3.1 节。与系统故障或失效有关的程序在 3.2 节。



第 3.1 节 – 正常程序

目录

	页
目录	1
概述	2
燃油箱容量	2
反推	3
风挡排雨剂	3
空中交通管制雷达信标系统 S 方式应答机	4
避开气流	5
穿越严重气流气流	5
风切变系统	6
自动驾驶飞行指引仪系统	7
惯性基准系统	13
飞行管理计算机系统 (FMCS)	14
空中防撞系统 (TCAS)	14C
卫星通讯系统	14D
飞机通讯寻址和报告系统 (ACARS)	14D
结冰情况下的飞行	15
延程飞行	15
减小的最小垂直间隔	16



正常程序

概述

本节中的程序只是该飞机独有的程序，不以系统故障或失效为主。

燃油箱容量

<u>油箱</u>	<u>可用燃油</u>		<u>最大重量</u>
	美加仑	磅	公斤
左或右主	2,176	15,450	7,008
中央	6,901	48,997	22,224
	6,924*	49,160	22,298*
所有，主油箱	4,352	30,899	14,016
所有油箱	11,253	79,896	36,240
	11,276*	80,059*	36,314*

* 适用于有中央油箱回油系统的飞机。



反推

按需使用反推直到飞机减速到 60 节为止。把手柄调节到反推慢车位使用滑行速度。待发动机减速后，把反推手柄放到前推力位。

风挡排雨剂（若安装）

只有在雨天使用雨刷时才使用排雨剂，一次一块风挡。勿在干风挡上使用排雨剂。若不小心把排雨剂弄到了干风挡上，不要使用雨刷。



正常程序

空中交通管制雷达信标系统

S 方式应答机（若安装）

S 方式进行过非干扰演示，但未对其预期功能的性能进行评估。



正常程序

避开气流

如有可能，应避免进入严重气流区。

气象雷达，若装有气流探测方式，可用于帮助机组选择飞行航径以避免严重气流区。但是，FAA 尚未就气流特征和相应的避免气流的方法作出完全的评估。

穿越严重气流区

若无意中飞进严重的气流区，推荐使用以下程序：

1. 空速

大约 290 节或 0.78 马赫，以低的为准。严重气流会导致指示空速发生大的且经常是迅速的变化。不要追空速。

2. 偏航阻尼器 - 接通

3. 自动油门 - 脱开

4. 自动驾驶 - 选择

只要飞机的性能令人满意，便可以把自动驾驶接通在 CMD 位。

若性能不够好且装有 CWS：

- a. 使用 CWS 方式并设置平飞姿态。
- b. 监控俯仰配平活动，若出现持续的配平，就准备脱开。
- c. 当自动驾驶接通时，不要帮助或阻止操纵运动。

若性能不够好且未装有 CWS：

脱开自动驾驶人工飞行。



正常程序

穿越严重气流（续）

5. 姿态（当人工飞行时）

保持机翼水平和所需的俯仰姿态。用姿态指示器作为主要仪表。在极为严重气流的情况下，姿态可能发生较大改变。操纵不要粗猛。

6. 安定面（当人工飞行时）

用升降舵控制好飞机，当建立好穿越气流速度的配平之后，不要改变安定面配平。

7. 高度

允许高度变化。在严重气流情况下可能出现大的高度变化，牺牲高度以保持所需的姿态和空速。不要追高度。

8. 推力

应打开发动机点火，对目标空速作出起始推力设置，只有在空速变化很大的情况下才改变推力。

风切变系统

若安装了风切变系统，它可以提供风切变的探测、警戒和引导。



正常程序

自动驾驶-飞行指引仪系统

自动飞行操作系统提供飞机稳定，垂直和水平航径控制，以及向两部姿态指示器上的飞行指引仪指令杆发指令信息。

具有风切变探测能力的自动驾驶飞行指引仪系统在起飞和复飞方式下提供风切变的控制和引导。

系统一共由三套自动驾驶和飞行指引仪组成，适合用于失效被动和失效工作情况下的自动着陆和接地滑跑，或单通道的爬升，巡航，下降和进近。

以下是自动和/或人工（飞行指引仪）操纵飞机时的航径控制功能：

- 水平导航（仅 FMC 方式）
- 垂直导航（仅 FMC 方式）
- 仅航道杆（LOC）
- 进近
- 自动着陆拉平和滑跑控制（仅自动）
- 反航道-仅航道杆（若安装）

以下是自动和/或人工（飞行指引仪）操纵飞机时的飞行员辅助功能：

- 驾驶盘操纵（CWS）-仅自动驾驶（若安装）
- 航向选择和保持
- 垂直速度选择和保持
- 马赫/空速选择和保持（高度层改变时用升降舵控制速度）
- 高度截获和保持
- 复飞
- 起飞（仅飞行指引仪）

除了速度掉得太大时会有注意（CAUTION）/方式失效(MODE FAIL)和/或飞行指引仪指令杆消失外，在垂直速度和高度截获时没有速度保护。

在 100 英尺(AGL 高于地面)以下开始自动复飞预计会如下掉高度：

<u>复飞高度（英尺）</u>	<u>掉高度（英尺）</u>
40 至 100	40
30	28
20	18
10	9
5	5



正常程序

自动驾驶-飞行指引仪系统（续）

若机场气压标高在 8,400 英尺以上，则在 100 英尺以下不要使用自动驾驶。

示范条件

作系统示范时，接通和脱开偏航阻尼器和自动油门，着陆襟翼为 25 和 30。

使用自动油门自动进近时所选的速度为 $V_{REF} + 5$ （无风修正）。

自动着陆系统的演示条件风向风速如下：（参见第一节风的限制）

顶风 - 34 节

顺风 - 25 节

侧风 - 25 节

演示说明美国 II 型和 III 型盲降地面设备的自动着陆系统的能力是令人满意的。

在干和湿跑道上都进行了滑跑能力的演示。在干跑道上进行了每一种刹车调定的演示。

自动着陆多通道接通的最低高度

自动着陆进近时，多通道自动驾驶接通的最低高度。

自动着陆进近时，在 600 英尺 AGL 之前，证实相应的 LAND 2 或 LAND 3 状态。

AFDS（自动飞行指引仪系统）系统形态

本节中的 AFDS 设备清单并不一定包括这些具体的操作类型所要求的所有系统和设备。相应的联邦航空规则和咨询通报可能规定使用额外的系统如自动油门，排雨设备，或自动刹车。在请求认可作具体的工作之前，航空公司应当确定每一种类型的操作所需的全部系统。

示范的符合适航性能标准的自动驾驶和飞行指引仪并不包括批准在低天气标准情况下的操作。



正常程序

自动驾驶 – 飞行指引仪系统（续）

自动着陆 – 失效工作

当下列设备工作和 LAND 3 显示时，自动驾驶系统表明可以满足适用的适航性能和可靠性要求，使失效工作系统能遵守 FAA AC 120-28C（1982 年 5 月草案）所规定的自动进近，着陆和滑跑要求：

三通道自动着陆系统。

两个自动着陆状态显示牌。

由不同的符号发生器提供信号的两部 EADI（电子姿态指引仪）的指示，包括姿态，无线电高度，盲降偏差，决断高度指示，和 AFDS 状态信息指示。

三部在导航方式的惯性基准系统。

三套液压系统。

自动油门。

注：在自动滑跑过程中，飞行员意外脱开自动驾驶的效果尚未得到 FAA 的评估。



正常程序

自动驾驶 – 飞行指引仪系统（续）

自动着陆 – 失效被动

当下列设备工作和 LAND 2 或 LAND 3 显示时，自动驾驶系统表明可以满足适用的适航性能和可靠性要求，使失效降级系统能遵守 FAA AC 120-28C（1982 年 5 月草案）和 AC 20-57A 所规定的自动进近，着陆要求：

双通道或三通道自动驾驶接通。

由不同的符号发生器提供信号的两部 EADI（电子姿态指引仪）的指示，包括姿态，无线电高度，盲降偏差，决断高度指示，和 AFDS 状态信息指示。

飞行员进近中使用的自动着陆状态显示牌。

二部或三部在导航方式的惯性基准系统（与接通的自动驾驶相关）。

三套液压系统。

两套电源。（若 APU 发动机可用，也可以作为一独立的电源）

注：进近过程中若一台发动机失效，只要自动着陆状态显示牌中的 LAND 2 仍显示，就可以继续进近。

在双通道自动驾驶复飞的过程中，除非接通了新的横滚或俯仰方式，或在高于复飞高度 1000 英尺以上之前，选择了新的空速，自动驾驶可能会脱开。*

注意：若单发复飞过程中自动驾驶脱开，失去自动驾驶的方向舵控制可能会导致大的偏航或横滚漂移。*

* 不适用于波音 757-22-0033 号服务通告，自动飞行- 自动驾驶/飞行指引仪- 更改为飞行操纵计算机或同等产品的配线和配件。



正常程序

自动驾驶 – 飞行指引仪系统（续）

自动驾驶进近

下列设备工作时，自动驾驶能够满足 FAA AC120-29 附录 1 中规定的适航能力和可靠性要求，进行自动进近：

单通道，双通道，或三通道自动驾驶接通。

由不同的符号发生器给两部 EADI 提供显示，包括姿态，无线电高度，ILS 偏差，决断高度指示，和 AFDS（自动飞行指引仪系统）方式状态信息。

两部惯导（与接通的自动驾驶有关）在导航方式。

两套电源。（APU 发电机若可用，可作为独立的电源。）

进近 – 单发

当一台发动机起始不工作，着陆襟翼 20，且飞机在配平状态，自动驾驶能够满足 FAA AC120-29 附录 1 中规定的性能要求。在起始拉平或之前，脱开自动驾驶。

自动油门接通时，性能标准得不到满足。

必须有两套电源可用。（APU 发电机若可用，可作为独立的电源。）



正常程序

自动驾驶 – 飞行指引仪系统（续）

飞行指引仪

飞行指引仪的指令可用作主要速度和姿态指示器的补充引导，在起飞后的爬升中获得并保持所需的姿态。

飞行指引仪进近

下列设备工作时，飞行指引仪系统能够满足 FAA AC120-29 附录 1 中规定的适航能力和可靠性要求，进行人工进近：

由不同的符号发生器给两部 EADI 提供显示，包括姿态，无线电高度，ILS 偏差，决断高度指示，和 AFDS（自动飞行指引仪系统）方式状态信息。

只可选择左和右或中和右飞行指引仪的组合。

两部惯导在导航方式。

两套电源。（APU 发电机若可用，可作为独立的电源。）

飞行指引仪进近 – 单发

当一台发动机起始不工作，且飞机在配平状态时，飞行指引仪能够满足 FAA AC120-29 附录 1 中规定的性能要求。



正常程序

惯性基准系统

与两部飞行管理计算机相连的两部惯性基准系统可以满足 FAA 25-4 咨询通告中的惯性导航系统的要求，作为唯一的导航手段可飞行长达 18 小时。

或

与一部具有 100 万单词内存的飞行管理计算机相连的两部惯性基准系统，连接在两部具有备用导航系统的混合多功能控制组件上，可以满足 FAA 25-4 咨询通告中的惯性导航系统的要求，作为唯一的导航手段可飞行达 18 小时。

在北纬 70.2 度和南纬 70.2 度之间，成功地示范过 10 分钟的惯导地面对准。在南或北纬 70.2 度和 78.25 度之间要求延长地面对准时间为 17 分钟。

在导航方式，在北纬 73 度和南纬 60 度之间，惯导可提供有效的磁航向和磁航迹。

**

飞机移动之前必须保证惯导完成对准且所有惯导在导航方式。

在姿态方式，其磁航向可能会向方向陀螺一样发生偏移，要求机组监控并定时更新以保证足够的精确性。

** 当波音服务通告 757-34-0124 或 757-34-0134 导航 - 姿态和方向 - 惯性基准系统 - 更新和扩展的磁变化表启动，或安装同等的产品时，北部边界延伸到北纬 82 度，除西经 80 度到西经 130 度之间的边界限制在北纬 70 度以外。南部边界延伸到南纬 82 度，除东经 120 度到东经 160 度之间的边界限制在南纬 60 度以外。



正常程序

飞行管理计算机 (FMCS)

未安装 FANS 1 FMC 的飞机

当有无线电更新时，飞行管理计算机系统可满足 AC 90-45A 中对区域导航系统的要求。在该形态下工作时，FMCS 可在 EHSI 上显示地图方式，在航路或航站区域的飞行和区域导航 (RNAV) 进近。另外，在作其他类型的进近时，FMCS 可以联接在地图显示上，作为主要导航手段的一种补充。在北纬 87 度和南纬 87 度之间，FMC 会提供导航，引导和地图显示。

FMC 可用于航路和航站区域的垂直导航 (VNAV)。垂直导航工作必须使用主高度表系统来确定高度。

当作数据库中没有的区域导航进近时，应当人工调谐和监控与进近有关的导航台以证实区域导航的航路点和无线电距离磁指示器 (RDMI) 的径向线和 DME 信息。

安装了 FANS 1 FMC 的飞机

下列 FMCS 的演示并不能算作获得批准使用。

飞机放行时下列设备工作，FMCS 就满足 FAA 咨询通告(AC)25-15 有关远程导航的要求：

一部飞行管理计算机 (FMC)；两部混合多功能显示控制组件 (HMCDCU) 或多功能显示组件 (MDCU)；以及两部惯导 (IRU) 在导航方式。

要满足 RNAV 运行的要求 (FAA AC 20-130A, JAA AMJ 20X2)，飞机放行时下列设备必须工作正常（除非使用其他相应的程序）：

一部 FMC，一部 CDU，一部 VOR，一部 IRU 在导航方式，以及一部 DME 或 GPS（若安装）。

有无线电或 GPS 更新时 FMCS 已演示能满足 AC20-130A 对多功能传感器区域导航系统的要求。在该形态下工作时，FMGS 可用于航路、航站区域和仪表进近导航（不包括 ILS、LOC、LOC-BC、LDA、SDF 和 MLS）。在北纬 87 度和南纬 87 度之间，FMC 会提供导航、引导和地图显示。



飞行管理计算机系统 (FMCS) (续)

FMCS 已演示能满足 AC20-129 对垂直导航进行航路、航站区域和仪表进近的要求。
(不包括 ILS G/S)

在美国空域外飞行, 如果 FMC 数据库和图不是以 WGS-84 基准线为基准, 则进近时必须抑制 GPS 更新, 除非使用其它适当的程序。

对于不带 RNP (所需导航性能) 的飞行, 当使用 FMCS 执行航站区域程序或仪表进近时, 必须证实无线电或 GPS 更新与所飞的程序相对应。

对于不带 RNP 的飞行, 有地图显示功能的 FMCS 已演示能进行航路、航站区域飞行和仪表进近导航 (不包括 ILS、LOC、LOC-BC、LDA、SDF 和 MLS)。另外, 有地图显示功能的 FMCS 已演示作为其他主导航系统的补充。

所需导航性能 (RNP) 飞行

RNP 飞行时, 示范的 RNP 能力如下:

示范的 RNP 飞行能力与飞行方式		
飞行方式	FMC GPS 工作	FMC GPS 不工作
自动驾驶接通的 LNAV	0.20NM	0.26NM
有飞行指引仪的 LNAV	0.39NM	0.52NM
仅地图显示的人工操纵	0.92NM	1.79NM

示范的 RNP 能力是根据 FAA 批准的波音文件 D926T0120, “757/767 飞机上的 FANS 1 FMC 的 RNP 能力” 中的假设、定义、要求和分析的。

RNP 飞行受 GPS 卫星的可用性和/或所选航路导航台覆盖的影响。

对于主要/单独 RNP 导航工具, 签派放行时要求下列设备工作正常: 两部 FMC; 两部 CDU, HMCUDU 或 MCDU; 两部 IRS 在导航方式以及能执行 RNP 的传感器。



飞行管理计算机系统（FMCS）（续）

使用下列 RNP 值飞行时 FMCS 符合 AC 20-130A 中对多功能传感器仪表进近导航的要求：

进近类型	RNP
NDB, NDB/DME	0.6 海里
VOR, VOR/DME	0.5 海里
RNAV	0.5 海里
GPS	0.3 海里

安装空中交通服务（ATS）的飞机

FAA 已批准数据链系统以及通告 8110.50（94 年 4 月 20 日发布）中标准的应用。这一批准是基于以下 FAA 批准的波音文件中所述的安全性和互用性要求：

适用于安装了 FMC OP PROGRAM(FMC 操作程序)3413-HNP-02C-03 D926T0147, “空中交通服务系统要求与目的”。

适用于安装了 FMC OP PROGRAM 3414-HNP-02C-04 D926T0240, “空中交通服务系统要求与目的——第一代”。

适用于安装了 FMC OP PROGRAM 3415-HNP-02C-05 或以后部件号：D926T0280, “空中交通服务系统要求与目的——第二代”。

注：以上文件的附录 F 含有系统故障部分，此部分的故障可能会影响飞行/信息内容特定的上链和下链。



正常程序

空中防撞系统（TCAS）（若安装）

遵守 TCAS II 决断咨询（RA）是非常必要的，除非飞行员认为这样做不安全或明确 RA 的起因并能够与临近的飞机保持安全的间隔，或很明显 TCAS II 系统失效等。

注意：一旦发出 RA 警戒，若改变当时的垂直速度可能会危及安全间隔，除非必须遵从 RA 指令。这是因为避免和相遇飞机的冲突，飞机间的 TCAS II 可能正处在协调之中，若垂直速度的改变没有遵守 RA，可能会对其它飞机遵从 RA 带来负面效应。

注：不遵从 RA 指令可能出现另外的 RA 警戒，造成音响警戒和目视警戒显示相互不一致的后果。

飞行员不能在没有看见飞机的情况下，仅仅靠冲突显示或 TA 指令进行避让机动飞行。这些显示和咨询信息只是用于帮助目视寻找相遇飞机的位置，而且也缺乏作避让机动飞行所需的飞行航径趋势。但是，在爬升或下降的过程中，根据相遇显示信息对垂直速度进行少量的改变算不上是避让机动飞行。

当出现 TCAS II “冲突解除”咨询之后，除非 ATC 另有指令，否则飞行员应尽快地回到适用的 ATC 指令的高度上。

爬升过程中在 1100 英尺 AGL（高于地面）以下，下降过程中在 900 英尺 AGL 以下，所有的决断咨询（RA）和交通咨询（TA）都被抑制。

以下规定适用于波音服务通告 757-34-0189, 757-34-0207、安装了更新的执行 TCAS 计算机或同等产品：

爬升过程中在无线电高度 600 英尺 AGL（高于地面）以下和下降过程中在 400 英尺 AGL 以下，所有交通咨询(TA)音响信息被抑制。



正常程序

卫星通讯系统（若安装）

已演示过卫星语音通讯仅用作通讯的一种补充方式。

飞机通讯寻址和报告系统（ACARS）（若安装）

以下程序适用于标明的 ACARS 功能：

离场前许可：

飞行机组应人工核实（比较）申请的飞行计划与数字式离场前许可，如果申请的飞行计划与数字式离场前许可出现任何疑问/混淆，应立即与空中交通管理部门联系。

数字式自动情报服务：

飞行机组应核实 D-ATIS（数字式通播）的高度表拨正值的数值与 α 值是一致的。如果 D-ATIS 高度表拨正值的数值与 α 值不同，飞行机组不得接受这一 D-ATIS 高度表拨正值。

海洋许可

飞行机组应人工核实（比较）申请的飞行计划与数字式海洋许可，如果这两者之间出现任何疑问/混淆，应立即联系空中交通管制部门。



正常程序

结冰条件下的飞行

发动机点火开（自动位）。

使用防冰系统的主要方法是把它作为除冰系统使用。驾驶舱前风挡框，风挡中柱，风挡雨刷柱或侧风挡都可以用作机身结冰状态的指示，且需要打开大翼防冰系统。

发动机的振荡指示增加到 2.5 个单位可能是出现了结冰情况。风扇通常使冰脱落，指数会回到正常。

若抖动指数持续超过 2.5 个单位，且工作条件许可，为帮助除冰，应尽快一次把一个油门杆收到慢车达 5 秒钟，然后再恢复所需推力。

完成了这个程序后，若抖动超值仍然存在，瞬时把油门杆加到 90% 的 N1。

延程飞行

当构型符合波音文件 D011N002 “形态，维护和延程飞行程序”时，这种飞机/发动机设计的可靠性和性能已经按 FAA 咨询通告 120-42A 进行了评估，并发现适合作延程飞行。但这一发现并不表明已批准作延程飞行。



正常程序

减小最小垂直间隔 (RVSM) *

根据 1994 年 3 月 14 日 FAA 备忘录 91-RVSM 中“批准飞机作减少最小垂直间隔飞行的临时指南”的规定，这类飞机/发动机整体设计的可靠性和性能已被作出了评估，并发现适合于在 RVSM 的空域上操作。但这个发现并不表示已经批准作减少最小垂直间隔的操作。

* 适用于波音公司服务公告中的 757-34-0132，导航-大气数据系统-大气数据计算机的更换和改变线路以支持减少最小垂直间隔和 757-53-0074，机身-第 43 节的蒙皮-以进行减少最小垂直间隔的飞行资格，或者它们的同等产品。



第 3.2 节 - 非正常程序

目录

	页
目录	1
概述	2
液压系统	
泵过热	3
泵低压	3
系统低压	3
冲压空气涡轮	3
刹车	3
自动轮刹	3
发动机滑油系统	4
滑油压力低	4
滑油温度高	4
发动机振动	4
低燃油量	4
发动机燃油滤	4
飞行管理计算机 (FMC) 信息	4A
发动机空中起动	4A
发动机限制器或电子发动机控制 (EEC) 不工作	5
发动机过热	5
单发着陆	5
飞行中反推意外放出	5
安定面配平故障	6
非计划的安定面配平	6
扰流板故障	6
方向舵比	6
偏航阻尼器	6
自动减速板	6
前缘缝翼不对称	7
后缘襟翼不对称	7
襟翼/缝翼不一致	8
襟翼卸载	8
备用放起落架	8
风挡加温	9
设备冷却系统	9
近地警告系统	9



非正常程序

概述

本节中的程序主要与系统故障和失效有关。

利用下列制表来决定襟翼 20 的 VREF，用于本节中的程序。这些 VREF 20 的速度大约是襟翼 20 的形态下的失速速度的 1.3 倍，不是用于建立第四节中性能信息的 VREF 速度。

全 重 (1000 磅)	VREF 20 (KIAS)
260	165
250	162
240	158
220	151
200	144
180	136
160	128
140	119
120	110

全 重 (1000 公斤)	VREF 20 (KIAS)
120	166
110	159
100	152
90	143
80	134
70	126
60	117
50	108



非正常程序

液压系统

泵过热

若任何一个泵有过热指示，把受影响的泵关掉。

泵低压

若任何一个泵有低压指示，把受影响的泵关掉。

系统低压

若任何系统出现低压指示，把受影响的系统泵关掉(低压灯亮)。液压系统关闭或失效，飞机的侧风能力可能会减弱。可能要求备用放起落架和襟翼并减小襟翼设定值，使用储备刹车。可能要求 GPWS 襟翼超控和放出冲压空气涡轮(RAT)。若多套液压失效，用襟翼 20 着陆，速度为 VREF 30 + 20 节。

冲压空气涡轮(RAT)

若双发的 N3 转速降低到 50% 以下，冲压空气涡轮自动放出。冲压空气涡轮也可以用一护盖盖住的电门放出。一旦放出，冲压空气涡轮只有在地面才能收回。

刹车

在右系统的正常刹车压力和左系统的备用刹车压力都不可用的情况下，按压储备刹车电门会使刹车系统重新获得压力。

按压储备刹车电门之后，若没有储备刹车压力，打开防滞刹车，使用稳定的刹车压力以提供最佳刹车，并延长蓄压瓶的使用时间。

自动刹车

在着陆之前，根据着陆跑道和停止距离选择所需的自动刹车值。监控系统性能，如有必要可以人工刹车。若有系统故障指示，或防滞刹车不工作，使用人工刹车。

使用人工刹车会解除自动刹车。



非正常程序

发动机滑油系统

滑油压力低

若滑油压力在琥珀色区域，把油门杆放到中间推力位。若滑油压力仍然在琥珀色区域或低于琥珀色区域，则关掉发动机。

滑油温度高

若滑油温度在红区，把油门杆放到中间推力位，以减少温度。若滑油温度不降到红线以下，则关掉发动机。

发动机振动

若发动机振动超过 2.5 个单位，减小推力把振动维持在 2.5 个单位以下，若油门杆在慢车时，振动仍超过 2.5 个单位，则关掉发动机。

低燃油量

若出现任何低燃油量指示[任意一主油箱，2200 磅（1000）公斤]，打开交输活门和所有的增压泵，避免上仰姿态过大和加速度过快。

发动机燃油滤*

若出现“左发动机油滤”和“右发动机油滤”两个 EICAS 信息，发动机可能会因燃油受污染而工作不稳定或熄火。

* 适用于装有部件号为 S242N701 或之后的 EICAS 计算机硬件。



非正常程序

发动机空中起动

检查高度和空速。

如果没有显示 X-BLD（交输引气），将发动机起动选钮拧到飞行位。然后，如果 EGT 在 0°C 或以下，将燃油控制手柄放到富油位。如果 EGT 在 0°C 以上，将燃油控制手柄放到运行位。如果点火了，但 EGT 和 N3 仍然很低，大约 10 秒内无上升，将燃油控制手柄放到富油位。

如果显示 X-BLD，将任一组件控制选钮放到 OFF 位，隔离电门接通，点火选钮放到双位，发动机起动选钮放到地面位，燃油控制手柄放到运行位。

飞行管理计算机（FMC）信息

若控制显示组件（CDU）信息显示“燃油量误差-进程页面 2/2”，“燃油量不一致-进程页面 2/2”或“油量不足”：

把燃油量指示系统的总油量和 FMC（根据燃油流量）计算的剩余油量与预计的燃油使用数据进行比较。

若怀疑漏油，关闭交输活门和中央燃油泵。观察燃油箱油量是否有任何不正常的减少和/或燃油不平衡以确定是否漏油。

若证实发动机漏油（不论是看见漏油还是驾驶舱的指示），关掉受影响的发动机以阻止漏油并保持燃油。关车之后，可以用中央，左和右主油箱的剩余燃油给发动机供油。使用燃油量指示系统（FQIS）来确定剩余油量。



非正常程序

发动机限制器或电子发动机控制（EEC）不工作

若任意一发动机限制器不工作，在飞行条件允许的情况下，将受影响的发动机的油门杆收回到中间位置，发动机限制控制电门放关位，并遵守发动机限制。

若任意一发动机电子控制器不工作，在飞行条件允许的情况下，将两个油门杆收回到中间位置，每个 EEC 电门放关位（一次关一个），并遵守发动机限制。

发动机过热

若出现一发动机过热指示，关断发动机供气开关并收回油门杆直到发动机过热灯熄灭。若收回油门杆无法修正状况，将失效发动机关车。

发动机失效着陆

用襟翼 20 和 VREF 20 着陆进近。不能使用自动油门。用襟翼 5 复飞，超控 GPWS 的襟翼警告。

飞行中意外选择反推

若发动机意外放在反推位，验证反推杆压到底。

在无偏航、掉空速或抖动时，正常使用发动机。

在发生偏航，掉空速或抖动时，将受影响的发动机关车，并用襟翼 20 和 VREF 30 + 30 进近和着陆。



非正常程序

安定面配平故障

若安定面配平灯亮，配平速率降低一半，起动配平手柄可以恢复配平的使用，或增加配平速率。

非计划的安定面配平

若出现非计划的安定面指示，把安定面配平电门放到切断位，并脱离自动驾驶。若能判断那一个安定面配平故障，可以让另外的安定面配平正常工作，并接通相应的自动驾驶。

扰流板故障

若出现扰流板故障指示，至少一对对称的扰流板不工作使得扰流板的能力下降。自动减速板功能不受影响。

方向舵比

若方向舵比变化器失效，在 160 节指示空速以上，避免过大和过猛的方向舵控制输入。着陆侧风能力减小到大约 15 节，使用人工着陆（拉平，接地和滑跑）。

偏航阻尼器

若任意一偏航阻尼器故障，把它关掉。

自动减速板

若自动减速板出现故障指示，不要预位自动减速板，按需要人工放减速板。



非正常程序

前缘缝翼不对称

注意：不要预位备用前缘襟翼

若在襟翼位置大于 20 时出现前缘缝翼不对称,用当时襟翼着陆和 VREF 20 的速度。超控 GPWS 襟翼警告。

若在襟翼位置 20 或以下出现前缘缝翼不对称,把备用襟翼选择电门放到与襟翼手柄一致的位置,使用备用襟翼系统收放后缘襟翼。使用后缘襟翼 20 和 VREF 30+30 着陆。超控 GPWS 襟翼警告。

后缘襟翼不对称

注意：不要预位备用后缘襟翼。

若襟翼小于 1 时出现后缘襟翼不对称,把备用襟翼选择电门放到位置 1 并把备用前缘襟翼电门放到备用位,超控 GPWS 警告。

使用以下速度着陆:

指示的襟翼位置

速度

5 或以下	VREF 30 + 40
在 5 和 20 之间	VREF 30 + 20
20 或以上	VREF 20



非正常程序

襟翼/缝翼不一致

若在襟翼位置大于 20 时出现襟翼/缝翼不一致，用当时襟翼着陆和 VREF 20 的速度。超控 GPWS 警告。

若在襟翼位置 20 或以下出现襟翼/缝翼不一致，把备用襟翼选择电门放到与襟翼手柄一致的位置，并把备用襟翼电门放到备用位。

若前缘或后缘灯不灭或重新亮，把备用襟翼电门放到关位，并完成相应的襟翼/缝翼不对称程序。

若不一致灯灭，用备用襟翼选择开关调置襟翼并使用襟翼 20 和 VREF 20 着陆。超控 GPWS 襟翼警告。

襟翼载荷释放

若出现襟翼载荷释放故障指示，注意襟翼位置并保持相应的速度。

备用放起落架

备用放起落架时，把起落架手柄放到关位，并按压备用放起落架电门，当起落架放下后，把起落架手柄放到放下位，以便与实际的起落架位置一致。



非正常程序

风挡加温

起飞前打开风挡加温使其在整个飞行中工作。若在空中风挡加温失效，将风挡加温电门先放关位 10 秒，然后接通。若风挡加温仍然无法复位，关断此加温器。

若一风挡故障如出现裂纹，分层，粉碎或者发生变形，关断此风挡加温。

设备冷却系统

若出现设备过热指示，打开备用设备冷却电门。若有烟雾进入驾驶舱，将此开关放回关断位。若过热灯不灭，凡不由备用汇流条供电的电子和电气设备和显示器都将会失效。电子和电气设备由备用汇流条供电时，能可靠地使用 90 分钟。继续飞行超过 90 分钟，会导致失去所有电子和电气设备。

近地警告（GPWS）

当出现近地警告时，用力将飞机拉起，加油门爬升，直至警告停止或脱离地形。

当出现近地注意信息时，修正飞行航径/形态以便使警戒停止。

当遵照批准的程序，规定着陆时襟翼不在正常着陆形态或起落架收上时，可以抑制近地警告（GPWS）方式 4，以防出现烦人的警告。在离地间隔小于 1000 英尺时启动下滑道抑制电门将抑制或取消那一进近的低于下滑道警告。



第 4 节 性能

本手册第四节包括性能信息。本节内容被细分为小节来介绍主题和飞行方式。每一小节有介绍各种程序的文字和图表。另有一附录表解释图表的使用。还有范例帮助使用者熟悉飞机飞行手册和理解图表的查阅程序。

小节如下：

<u>小节</u>	<u>标题</u>
4	性能
4.1	概述
4.2	发动机数据
4.3	跑道长度修正
4.4	跑道长度限制
4.5	起飞爬升限制
4.6	轮胎速度限制
4.7	起飞速度
4.8	Vmc 限制的起飞
4.9	越障
4.10	改进的爬升性能
4.11	航路上的爬升
4.12	进近和着陆爬升
4.13	着陆跑道长度和速度



第 4.1 节 – 概述

目录

	页
目录	1
规则符合性	2
标准性能条件	2
性能形态	3
定义	4
空速	4
温度	5
风	6
结冰	6
起飞航径	6
起飞飞行航径	7
最大侧风	8
抖动开始特征	8
性能条件和程序	9
起飞	9
中断起飞	10
爬升	11
越障	12
着陆跑道长度	13
襟翼收上速度计划	14
起飞重量确定程序	15
介绍	15
跑道长度限制性能	15
爬升限制性能	15
轮胎速度限制性能	16
越障限制性能	16
起飞重量确定程序流程图	17
起飞重量确定程序	18
环境包线	19
风量	20
推荐的起飞安定面设置	21
位置更正 - 主静压源	22
- 备用静压源（襟翼收上）	23
- 备用静压源（全部襟翼）	24
温度转换	25
失速速度	
起落架收上	26
起落架放下	27
巡航机动能力	28

黑题字标题为图表。
宋题字标题为文字。



概述

规则符合性

本节中的内容符合联邦航空规则第 25 条，25.1581 段和联邦航空规则第 36 条之规定。

标准性能条件

本节中的所有的性能是以下列为基础的：

1. 批准的发动机推力值会由于安装，引气和附件所造成的损失而减小。
2. 后缘襟翼位置如下：

	<u>后缘襟翼</u>
起飞	1, 5, 15, 20
航路	0
进近	15, 20
着陆	25, 30
三类盲降 B 着陆	25, 30

3. 前缘装置在与后缘襟翼相应的位置。
4. 在工作限制值之内使用全温，但着陆距离除外，它是以标准天气温度为基础的。
5. 风修正量是使用 50% 以内的实际顶风，或不小于 150% 的实际顺风来计算的。除非另有通知，否则必须遵守相关的操作规则。所有的图表必须输入塔台报告的实际风量。塔台风是在 10 米（32.8 英尺）的高度测量的。
6. 湿度对发动机的推力没有多大的影响，因此它不包括在性能数据内。



概述

性能形态

本手册中与性能数据有关的飞机形态显示如下，未显示在下面的性能条件则在相应的图表上出现。

	<u>推力</u>	<u>襟翼</u>	<u>起落架</u>
起飞	双发起飞	起飞设置，见图表	放下
第一阶段爬升	单发起飞(1)	同起飞	放下
第二阶段爬升	同第一阶段	同起飞	收上
第三阶段	同第一阶段	按计划收襟翼	收上
最后起飞爬升	单发最大连续(1)	收上	收上
航路上爬升	单发最大连续(1)	收上	收上
进近爬升	单发复飞(1)	进近设置，见图表	收上
着陆爬升	双发 8 秒达最大	着陆设置，见图表	放下
着陆	接地时双发慢车	着陆设置，见图表	放下

除非防滞刹车不工作，起飞和着陆应打开防滞刹车，刹车性能按计划。

当一个刹车不工作时（防滞刹车工作），在相应的图表上查修正值。

自动减速板放出系统工作，着陆性能按计划，除非自动减速板不工作，且人工减速板着陆性能按计划。

起飞时发动机隔离活门关。

APU 关或不工作，修正显示在相应的 APU 操作图表上。



概述

性能形态（续）

在起飞飞行航径和进近着陆过程中，性能图表的显示为空调组件开或关，空调组件关表示空调不使用发动机引气。

注：尽管有各种发动机引气状况的图表显示，但仍要查第一节里的性能形态限制。防冰系统工作的效果在适用的图表上有显示。



概述

定义

空速

手册上的所有空速和马赫值都考虑了基本静压源的位置误差并且假定仪表误差为零。

静压源的位置误差 VP 是在飞机的增压区安装静压口而导致的误差。

指示空速, VI, IAS - 没有经过静压源位置误差修正的安装在飞机上的空速表的读数, (假定仪表误差为零)。

修正表速, VC, CAS - 经过静压源位置误差修正后的指示空速 ($VC = VI + VP$)。

当量空速, Ve, EAS - 经过空气压缩性修正后的修正表速 ($Ve = VC - VC$)。

真空速, VT, TAS - 经过空气密度误差修正后的当量空速 ($VT = Ve/\sqrt{6}$)。

真马赫数, M - 经过静压源位置误差修正后的安装在飞机上的马赫表的读数。

关键发动机失效速度, VEF - 此速度是指在 V1 一秒后, 最主要的发动机失效被确认所对应的速度。

起飞决断速度, V1 - 关键发动机失效的速度是 VEF, 在这速度若决定继续起飞, 就会在 V2 的速度达到 35 英尺高度, 且不会超过可用的起飞距离; 若决定中断起飞, 不会超过可用加速停止距离。V1 必须不小于地面最小操纵速度 V1(MCG), 或不大于抬轮速度 VR, 或不大于最大刹车能量速度 VMBE。

抬轮速度, VR - 在此速度抬轮就会从三点接地姿态到起飞起始姿态。VR 不能小于 1.05 VMCA 或 V1(MCG)。



概述

定义

空速（续）

起飞决断速度比率, $V1/VR$ - 起飞决断速率 $V1$ 和抬轮速度 VR 的比率。

最大刹车能量速度, $VMBE$ - 飞机中断起飞到停下来, 不超过最大刹车能量吸收能力的最高起飞决断速度。在起飞计划将最大刹车能量速度与 $V1$ 速度进行比较。

起飞安全速度, $V2$ - 若在 $V1$ 或 $V1$ 后发动机失效, 飞机在 35 英尺的高度应保持的目标速度。

空中最小操纵速度, $VMCA$ - 当一台关键发动机突然失效, 而另一台发动机在起飞推力, 飞机在最大 5 度坡度时可以控制的最小起飞速度。

地面操纵最小 $V1$, $V1(MCG)$ - 当一台关键发动机突然失效, 而另一台发动机在起飞推力时, 能够仅用主空气动力操纵控制飞机并继续起飞的最小起飞决断速度 $V1$ 。

着陆速度 - 正常着陆情况下, 在 50 英尺高度的最小速度。这一速度是着陆形态下的失速速度的 1.3 倍。

基准速度, $VREF$ - 这一速度是襟翼 30 着陆形态下的失速速度的 1.3 倍。

设计机动速度, VA - 应用全部可用副翼, 方向舵和升降舵而不使飞机超载的最大速度。

温度

ISA - 被国际民航组织接受的国际标准大气。

OAT - 外界大气温度 - 自由的空气（外界）静温。

SAT - 静空气温度 - 从 TAT 计算出的外界空气（外界）温度（看本节的温度转换表）。

TAT - 全温 - 静温加上全温指示器上的绝热压缩（冲压）温升。



概述

定义 (续)

风

风速 - 从塔台报告的离地面 10 米高度的实际风速, 可用风分量表修正为与飞行航径平行的顶风和顺风量。

结冰

结冰条件

在地面和起飞时的外界大气温度或空中的全温在 10 度或 10 度以下, 且有任何形式的可见水气 (如能见度小于或等于一英里的云和雾, 水, 冻雨, 冰晶) 时, 就存在结冰条件。

当地面和起飞时的外界大气温度在 10 度或 10 度以下, 飞机所使用的停机坪, 滑行道, 或跑道上雪, 冰, 积水, 或雪水, 它们有可能吸入发动机, 或冻结在发动机, 吊舱或发动机传感器上, 上述情况也说明存在结冰条件。

起飞航径

起飞航径是假设最关键的发动机在 VEF 失效, 从一标准起点延伸到飞机至少高于起飞道面 1500 英尺的点, 并且取得了航路形态和最后爬升速度。

性能表把起飞航径分为不同的阶段, 分别代表飞机在下面所定义的飞机形态, 空速和发动机推力上的变化。其中的一些定义是出现在航空飞行规则 (FAR) 第一条和第二十五条中的缩写形式。详细内容应查阅相应的规则。

静空道 - 起飞跑道外的无障碍物区域, 可作为起飞可用距离的一部分。

停机道 - 起飞跑道外的一区域, 能在中断起飞时支持飞机, 可用作增速停止距离的一部分。

要求的起飞距离 - 取以下两者中较大的: (1) 在 VEF 速度时关键的发动机失效, 飞机起飞爬升到 35 英尺高度所需的距离。或 (2) 双发工作时飞机起飞爬升到 35 英尺高度所需距离的 115%。



概述

定义

起飞航径（续）

所需起飞滑跑 - 以下两者中取较大的：(1)飞机起飞爬升到某一点的距离与飞机离地并在 VEF 速度时关键发动机失效爬升到 35 英尺高度这一点时所用的距离是相等的。或(2)双发工作时，飞机起飞爬升到某一点的距离与飞机离地并爬升到 35 英尺高度这一点时所用的等距离的 115%。

所需增速停止距离 - 以下所要求的距离之和：(1)双发增速，且(2)若 VEF 时关键发动机失效飞机能完全停下来。

起飞飞行航径

起飞飞行航径从飞机在起飞距离末端达到高于地面 35 英尺开始算起，延伸到飞机至少在起飞道面 1500 英尺以上这一点，并且已经取得航路形态和最后爬升速度。

爬升梯度 - 用百分比表示的，单位时间内高度的几何变化与所走的水平距离的比值。总梯度是在特定条件下计算的实际的飞机性能。净梯度是总梯度按规则减去一特定的量。

总高- 在总爬升性能的起飞航径上的任何一点所得到的几何高度。总高用于计算起始越障程序和收襟翼的实际的气压高度，及计划的改平高度。

净高- 在净爬升性能的起飞航径上的任何一点所得到的几何高度。净高用于确定规则所要求的超越任何障碍物至少 35 英尺的净飞行航径。

基准零- 飞机位于起飞距离末端，且在飞行航径 35 英尺以下的跑道或净空道上的某一点，在起飞飞行航径中的其他点的高度和距离参数是以这一点为基准的。

第一段- 从起飞距离末端延伸到起落架完全收上这一点为止。使用起飞推力和起飞襟翼，速度为稳定的 V_2 。

第二段- 从起落架收上这一点开始到总高至少 400 英尺以上，使用起飞推力和起飞襟翼，速度为稳定的 V_2 。



概述

定义

起飞航径（续）

第三段 - 使用起飞推力在稳定的高度上增速所要求的水平距离到按照指令速度收襟翼的最后爬升速度。

最大改平高度 - 在起飞推力时间限制结束之前，可以完成第三阶段的最高高度。

最后起飞阶段 - 从第三段结束到总高度至少 1500 英尺，襟翼收上，最大连续推力和最后爬升速度。

最大侧风

起飞和着陆所示范的最大侧风量为 30 节，是在 10 米的高度报告的。此风量不是干跑道上双发的限制。

抖动开始特征

当气流从机翼分流时，就出现抖动。这一特征是随迎角和马赫数变化的。

从巡航机动能力表上可以确定抖动开始前的高度，低速，高速和机动裕度。



概述

性能条件和程序

本手册中用于建立性能数据的条件和程序在每个飞行阶段介绍。飞机的形态和发动机推力值显示在性能形态之下。这些程序仅包括影响飞机性能的基本步骤，可以作为指导材料来建立更完善的操作程序。

起飞

条件

所显示的起飞跑道性能以下列中较长的为准：(1)双发工作距离的 115%，或在 VEF 关键发动机失效时的单发工作距离。这些距离都是以光滑的，干燥的，硬道面为依据的。

程序

起飞前，检查安定面，襟翼和 EPR 设定值，起飞速度，并确认性能足以满足全重和外界条件要求。当需要对外界条件和装载作出重要改变时，应进行修正。

在松刹车或飞机对准跑道之前，调定 EPR 值为 1.1。随着飞机增速，把油门杆加到起飞的 EPR 值，80 节之前，若有必要重调油门杆以获得目标的 EPR，80 节之后不要作进一步调整。

使用方向舵脚蹬通过前轮和方向舵来控制方向。

速度达到 VR 时，起始抬轮到起飞姿态。在 35 英尺高度时速度不能小于 V2。建立正上升率收轮。

柔和地抬机头到起始爬升姿态（根据全重，襟翼，和可用推力，大约在 12 到 25 度之间）。离地后姿态变化要小，以便获得起始爬升速度。单发爬升的姿态大约比双发低 2 到 9 度。

注：若重心在或接近后极限，速度大约 80 节前向前压杆，以便增强前轮转弯的效应。



概述

性能条件和程序（续）

中断起飞

条件

计算的增速停止距离考虑了演示时的识别和反应时间加上额外的延时。

不论自动刹车 RTO 是开还是关，防滞刹车工作距离都是有效的。

以上距离不包括使用反推。

程序

V1 或 V1 前中断起飞，使用以下程序：

防滞刹车工作

收光油门杆，同时使用最大人工刹车或证实自动刹车 RTO 工作。减速板放出。

防滞刹车不工作

把油门杆收光，减速板放出。开始用脚蹬使用较小的刹车压力，地速减小时逐渐增加压力。



概述

性能条件和程序（续）

单发爬升（1 发或 2 发）

条件

单发爬升梯度和越障飞行航径性能都是以在 VEF 速度时关键发动机失效为依据的。

程序

保持起飞襟翼设置和不小于 V2 的速度到选择的起始收襟翼的高度。

按本节中的收襟翼速度计划收襟翼。

当越过了所有的起飞航径障碍物后或爬升到跑道标高以上至少 1500 英尺后，按照航路程序飞行。



概述

性能条件和程序（续）

越障

程序

当 V2 前单发，且起飞重量受障碍物限制，保持 V2 到要求越障所需的总高。

当 V2 后单发，保持发动机失效时的速度（最大不超过 V2+15）直到要求越障所需的总高。

当选择的起始收襟翼的高度受到远距离障碍物的限制时，起始收襟翼并增速到最后起飞爬升速度，同时保持稳定的高度和起始起飞推力值。

以最后起飞爬升速度和最大连续推力，继续最后爬升直到道面标高 1500 英尺以上，或要求的最小越障总高。

注：若发动机失效，只有限制的障碍物在第三段之后，才应当让飞机改平，并在选择的改平高度收襟翼。

所选择的起始收襟翼的高度可能会受到起飞航径中所介绍的可用性能的限制。必须查阅相应的越障图表，建立垂直越过近距离或远距离障碍物的飞行航径。



概述

性能条件和程序（续）

着陆机场长度

条件

本手册中的所有着陆机场长度都是以光滑，水平，硬道面上的标准天气温度为依据的。干的非自动着陆跑道长度（第 4.13 节）是以着陆速度到 50 英尺高度的最大性能着陆距离除以 0.6。计划的湿着陆跑道长度是计划的干跑道长度的 1.15 倍。这些距离都不包括使用反推。自动着陆跑道长度是以 AC 120-28C（1982 年 5 月草案）要求的跑道长度为基础的。

程序

在接地或接地之前把所有发动机的油门杆收到慢车。

防滞刹车工作

接地时放减速板并使用刹车。

防滞刹车不工作

接地时放减速板，开始用脚蹬施加较小的刹车压力，随地速减小，增加刹车压力。



概述

襟翼收上的速度计划

使用以下计划在第三航段增速收襟翼是手册上所述的最大的平飞高度，第三航段距离和最后航段的爬升性能的依据，建议对所有襟翼收上的操作使用此计划。

加速期间，在下列的起始速度选择襟翼位置：

<u>起飞襟翼 位置</u>	<u>起始速度 海里</u>	<u>选择襟翼 位置</u>
20/15	VREF + 20	5
5	VREF + 40	1
1	VREF + 60	0

最后航段的爬升速度：VREF + 80 海里

VREF 是计划的起飞全重的参考速度。（第 4.7 节）

当正在一稳定的高度上收襟翼时，若此时的速度已达到 VREF + 80，就开始爬升，维持起飞推力直到襟翼完全收上为止。



概述

起飞重量的确定程序

介绍

本手册中的图表用于确定适用的联邦航空条例(FAR)所允许的最大起飞全重及任何大气和不同机场的相应的起飞速度和飞行航径。起飞全重的限制基本上可分为 4 类：跑道长度限制，爬升限制，轮胎速度限制，和越障限制。对以上几种限制作一简短介绍，有利于更好地理解图表的使用和定义所涉及的变量。

跑道长度限制性能

当 FAR 所要求的跑道长度等于可用的跑道长度时，起飞全重是受跑道长度限制的。

FAR 第 25 条所需跑道长度考虑到了双发和单发两种情况。双发工作时的跑道长度是飞机达到 35 英尺高度时的实际距离乘以 1.15。在关键发动机不工作的情况下，所需跑道长度为增速起飞距离或增速停止距离，以较长的为准。这两个距离都由 V1-起飞决断速度决定的。通过选择 V1，使增速起飞和增速停止距离分别等于可用距离，在特定的跑道状态下可以用最大重量起飞。在大多数机场，跑道可用长度与跑道的实际长度是相同的；但也有可能包括净空道、停机道或两者之和。净空道是跑道的延伸部分，在其上方没有突出的地形。净空道上的空中距离可达二分之一。停机道是跑道头的延伸部分，可用于中断起飞时停止飞机（增速停止），因此它必须能够支持飞机的重量而不造成结构损坏。

爬升限制性能

当可用的爬升梯度等于 FAR（联邦航空条例）规定的最小梯度时，起飞重量便受到爬升限制。对起飞飞行航径的第一段、第二段和最后段的最小梯度作了定义；但在 B757 上最受到限制的通常是第二段。爬升限制的起飞重量要求在收起落架的高度梯度达到 2.4%。不要把这一性能与 400 英尺总高的起飞爬升梯度相混淆，后者是用于越障计算的基准梯度。



概述

起飞重量的确定程序（续）

轮胎速度限制的性能

如果根据 4.6 节的轮胎速度限制表所确定的重量低于根据所有其他因素所确定的重量，那起飞重量就受轮胎速度极限的影响。

出现这种情况时，离地速度正好等于真地速的轮胎限制。

越障限制的性能

当净航径的越障能力刚好为需求的 35 英尺时，那么起飞全重就受障碍物限制。起飞航径是以飞机刚到达 35 英尺高的那一点的高度和距离进行计算的。关键发动机假设不工作。除非远处障碍物需求延长净航径，否则航径就延伸到总高为 1500 英尺的那一点，并且完成航路形态的转换。总航径或实际航径是用来确定从一阶段过渡到另一阶段的实际高度。总航径的梯度能力减去 0.8% 就是净航径，但规定要求净航径减 35 英尺来满足垂直越障。



概述

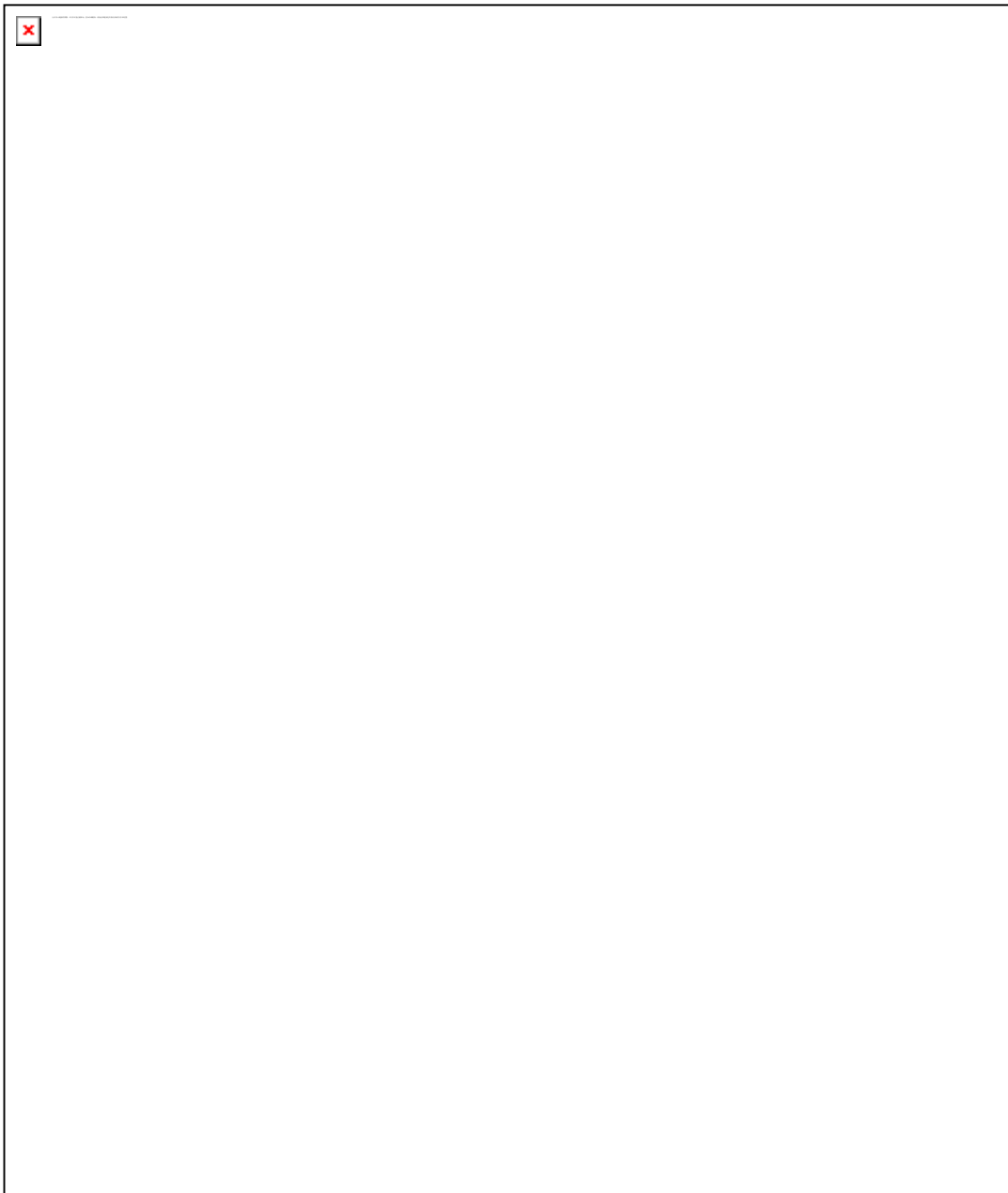
起飞重量确定程序流程图

以下流程图显示了一个程序的简单步骤，这个程序是根据飞机，机场，和大气层状态来确定计划起飞全重和有关速度的。基本上，计划起飞全重不能超过飞行手册上所规定的任何全重极限，并且所对应的速度也不能违反任何速度限制。任何起飞全重和起飞速度都必须满足起飞计划所使用的这两个标准。程序的详细内容在手册的适当的章节中规定，并在实例问题附页上举出几个实例说明。



中国南方航空
CHINA SOUTHERN

波音 757-21B
飞机飞行手册





第 4.2 节 – 发动机数据

目录

	页
目录	1
概述	2
起飞推力调置	2
复飞推力调置	2
空中推力调置	2
起飞 EPR	2
复飞 EPR (空中起飞)	5
空中 EPR (MCT) (压力限制)	6
空中 EPR (MCT) (温度限制)	7
空中重新启动包线	8
噪音特征	9

黑体字标题为图表。

宋体字标题为文字。



发动机数据

概述

本节提供 RB211-535E4 发动机的推力调置表。这种发动机安装于 757-200 飞机上。本节还提供了空中重新起动包线，包括气源起动机帮助起动和风转起动程序。

RB211-535E4 发动机是按发动机压力比（EPR）来设定推力的。这种 EPR 的设定受到发动机级别，气压高度，飞机的速率、进气温度和引气的影响。本节包括起飞，复飞和空中飞行功率的推力调置表。这些表提供了适航的最小发动机推力级别。起飞和复飞功率限制使用 5 分钟，空中飞行功率可以连续使用。

起飞推力调置

必须在 40 到 80 节的速度之间调好起飞推力。80 节之后不要作进一步修正。起飞的 EPR 是根据气压高度和外界温度查起飞 EPR 表确定的。表中包括了对空调组件和发动机热防冰所作的 EPR 修正。

复飞推力调置

复飞 EPR 表提供了复飞的 EPR 推力调置值。目标的 EPR 是根据气压高度和总进气道温度（TAT）查表确定的。图表包括了对空调组件和发动机及大翼热防冰所作的 EPR 调整。按相应的 EPR 调节的总量调节 EPR。

空中

空中的最大连续推力 EPR 表提供了设定空中 EPR 值的程序。分别有压力限制的 EPR 和温度限制的 EPR。

要确定 EPR 的设定值，可根据气压高度和飞机的马赫数查气压限制副表求得 EPR。使用引气修正副表进行 EPR 的引气修正。然后先根据气压高度和总进气温度（TAT）查表确定功率系数副表获得功率系数。用功率系数和飞机的马赫数查温度限制副表求得未修正的 EPR。用功率系数和压力高度得到高度修正。把用高度修正和 EPR 引气修正加到未修正的 EPR 上，得到经过高度修正的温度限制的 EPR。从压力限制 EPR 和经高度修正的温度限制 EPR 值中，取较小的使用。



发动机数据

噪音特征

混合声音形态

按照以下噪音特征页面的定义，在一给定的飞机上安装不同形态的发动机/吊舱，就会出现混合声音形态。噪音形态页面根据飞机的特定推力，对各种发动机/吊舱形态所许可的噪音程度作了规定。

对混合噪音形态的许可噪音程度定义如下：

- A) 对飞机上安装的每一台发动机，从相应的发动机/吊舱形态的噪音特征页面得到噪音程度。
- B) 用对数把这些值平均，获得混合声音形态的噪音程度。



噪音特征

形态

发动机: RB211535E4
机型: 757-200
吊舱处理: 基本形态包括进气和风扇管道处理

批准的 FAR 第 36 条, 第 3 级噪音程度

以下噪音程度是按照 FAR 第 36 条中的程序对得到的测试数据进行分析建立的。

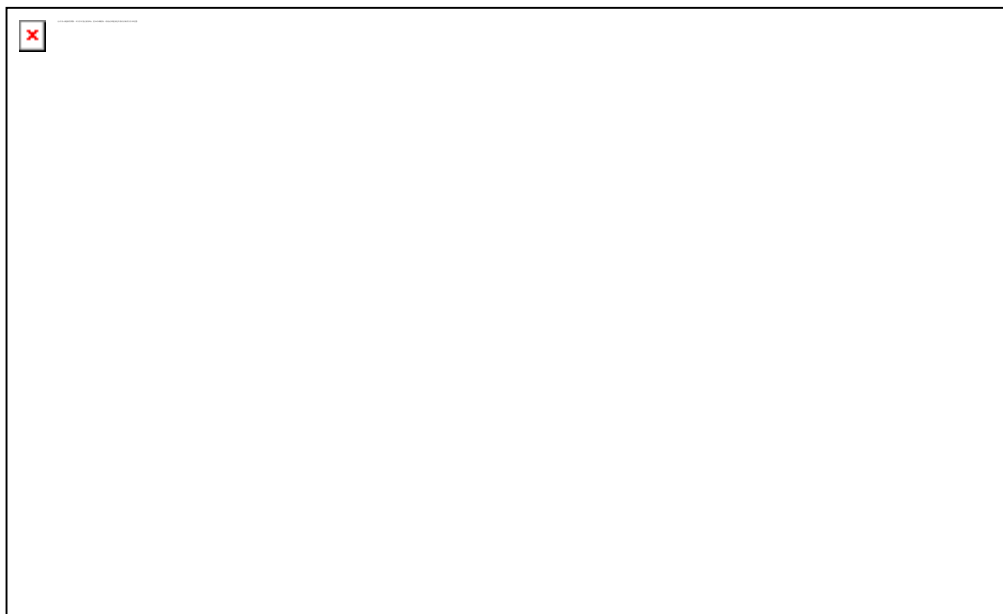
增补 ICAO 附录 16, 第三章 噪音程度信息

用于获得 FAR 第 36 条, 第 3 级噪音程度的测试和分析程序基本上与国际民航组织 (ICAO) 第一册附录 16 第三章所要求的相同。ICAO 附录 16, 第三章的数据只有经过适当的飞机注册权力机构认可后才能应用, 包括认可与执行 FAR 第 36 条的噪音标准相同的程序。

噪音特征适用性

联邦航空局 (FAA) 并没有确定该飞机的噪音程度是否被任何机场所接受或应当被任何机场所接受。

FAR 第 36 条第 3 级和增补 ICAO 附录 16, 第三章的噪音程度是根据本飞机飞行手册中适航限制下的最大重量查表确定的。





噪音特征

形态

发动机: RB211535E4 带 48 风扇排气引导叶片 (FOGV) *
机型: 757-200
吊舱处理: 基本形态包括进气和风扇管道处理

批准的 FAR 第 36 条, 第 3 级噪音程度

以下噪音程度是按照 FAR 第 36 条中的程序对得到的测试数据进行分析建立的。本飞机遵照 FAR 第 36 条, 第 3 级的要求。

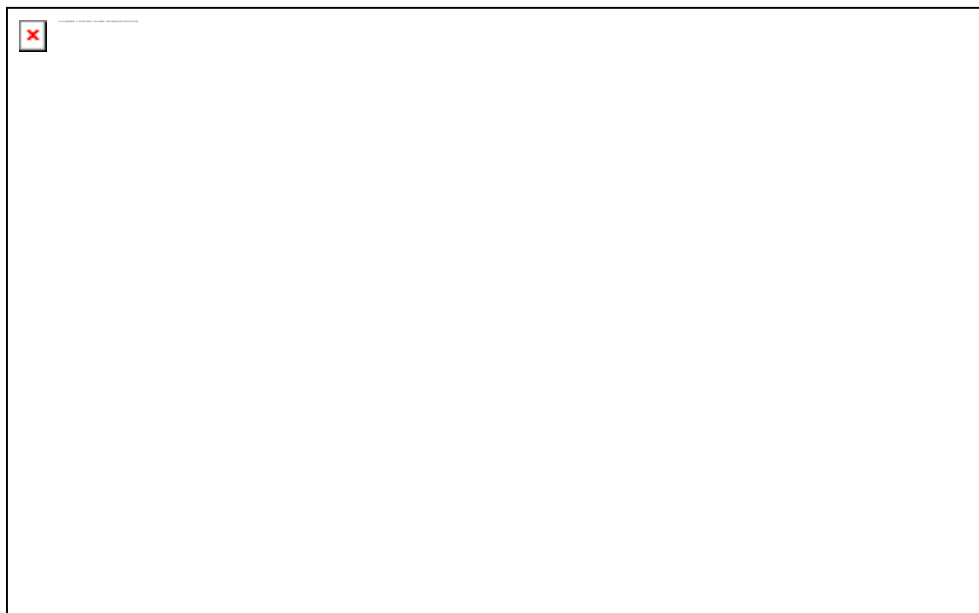
增补 ICAO 附录 16, 第三章 噪音程度信息

用于获得 FAR 第 36 条, 第 3 级噪音程度的测试和分析程序基本上与国际民航组织 (ICAO) 第一册附录 16 第三章所要求的相同。ICAO 附录 16, 第三章的数据只有经过适当的飞机注册权力机构认可后才能应用, 包括认可与执行 FAR 第 36 条的噪音标准相同的程序。

噪音特征适用性

联邦航空局 (FAA) 并没有确定该飞机的噪音程度是否被任何机场所接受或应当被任何机场所接受。

FAR 第 36 条第 3 级和增补 ICAO 附录 16, 第三章的噪音程度是根据本飞机飞行手册中适航限制下的最大重量查表确定的。





第 4.3 节 – 跑道长度修正

目录

	页
目录	1
概述	2
修正的跑道长度的确定	2
修正的跑道长度确定程序流程图	4
双发工作修正的跑道长度（襟翼 1, 5, 15, 20）	5
单发修正的起飞距离（襟翼 1, 5, 15, 20）	6
修正的加速停止距离（襟翼 1, 5, 15, 20）	7
跑道长度和 V1 调整高度-温度区域	8
跑道长度和 V1 调整（区域 A）	
(襟翼 1)	9
(襟翼 1)	10
(襟翼 5)	11
(襟翼 5)	12
(襟翼 15)	13
(襟翼 20)	14
跑道长度和 V1 调整（区域 B）	
(襟翼 1)	15
(襟翼 1)	16
(襟翼 5)	17
(襟翼 5)	18
(襟翼 15)	19
(襟翼 20)	20
跑道长度和 V1 调整（区域 C）	
(襟翼 1)	21
(襟翼 1)	22
(襟翼 5)	23
(襟翼 5)	24
(襟翼 15)	25
(襟翼 20)	26

黑体字标题为图表。

宋体字标题为文字。



跑道长度修正

概述

本节提供了把实际跑道状况下的实际可用跑道长度修正为等值的修正的跑道长度所要求的信息。这样就能够确定 4.4 节中跑道长度限制的全重。下面的修正的跑道长度限制流程图演示了图表的使用方法，并对程序中得到的各种参数进行了定义。该程序的数字举例可参看问题附录举例。

修正的跑道长度的确定

下面的步骤与本节中“修正的跑道长度的确定”里的识别点相对应。

1. 修正的双发工作跑道长度。

净空道，坡度和风为零的跑道长度，防冰关。性能与起飞过程中当双发工作时选择防冰形态的实际可用跑道状况相同。

2. 修正的单发起飞距离。

净空道，坡度和风为零的跑道长度，防冰关。性能与 VEF 速度时单发继续起飞过程中选择防冰形态的实际可用跑道状况相同。

3. 加速停止距离。

实际的跑道长度和可用停止道之和。

4. 修正的加速停止距离。

净空道，坡度和风为零的跑道长度，防冰关，所有刹车工作，防滞刹车工作。性能与 VEF 速度单发中断起飞时选择防冰，刹车，和防滞形态的实际可用跑道状况相同。



跑道长度修正

修正的跑道长度的确定（续）

5. 修正的跑道长度（单发）。

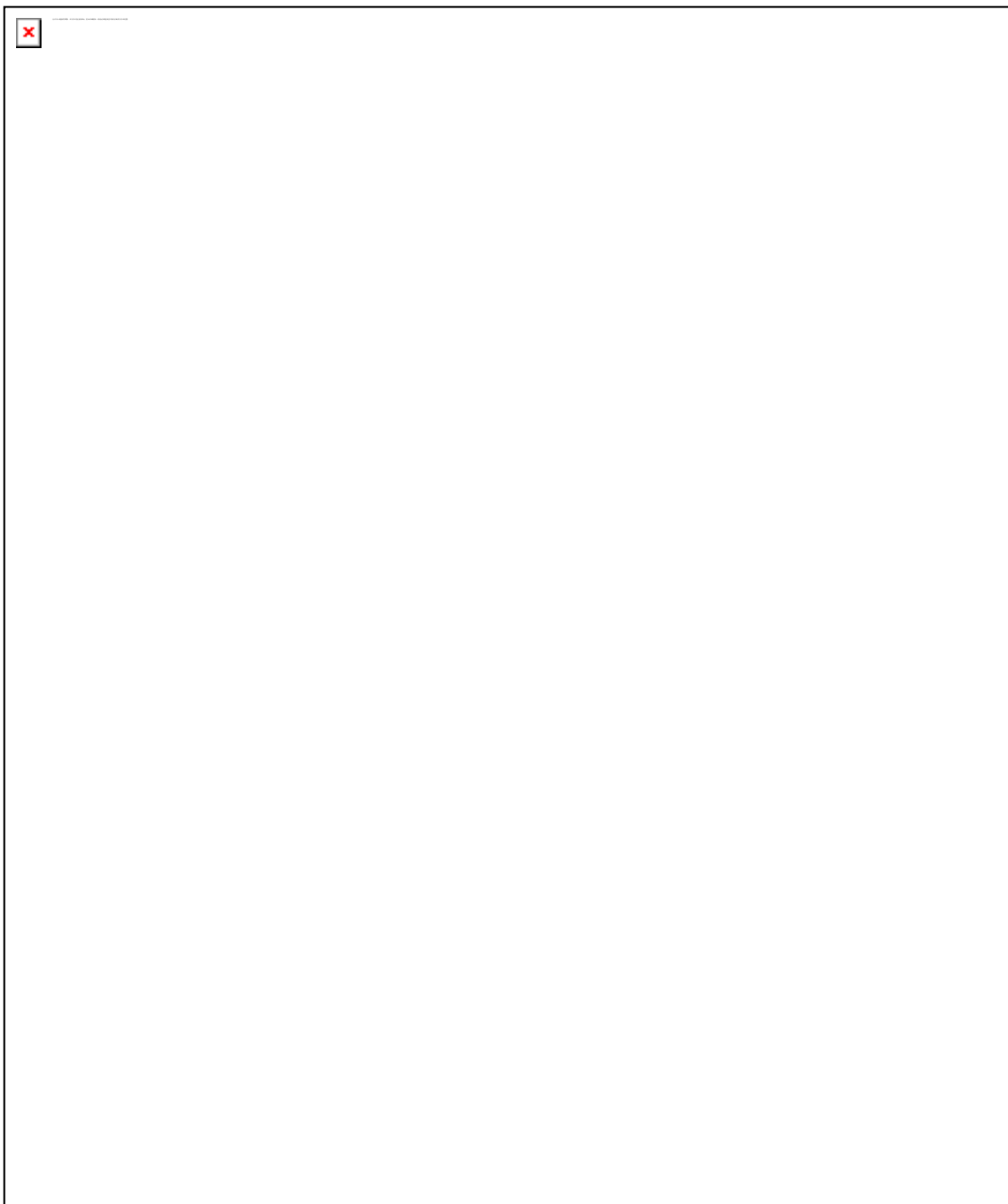
该步骤根据步骤 2，可用单发修正起飞距离，和步骤 4，可用修正加速停止距离，来确定可用修正跑道长度。若该修正跑道长度用于确定跑道长度限制的起飞全重，则最后的全重仅仅只受单发跑道长度限制。

6. 该步骤把修正的双发工作可用跑道长度，即步骤 1，与修正的可用跑道长度（单发），即步骤 5，进行比较。两者中较小的为最大的可用修正跑道长度，并满足全部 FAR（联邦航空条例）规定的最大起飞全重，和相应起飞重量的跑道长度限制。



中国南方航空
CHINA SOUTHERN

波音 757-21B
飞机飞行手册





第 4.4 节 – 跑道长度限制

目录

	页
目录	1
概述	2
起飞跑道长度	2
跑道长度限制（襟翼 1）空调组件开，小重量	4
空调组件开，大重量	5
空调组件关，小重量	6
空调组件关，大重量	7
跑道长度限制（襟翼 5）空调组件开，小重量	8
空调组件开，大重量	9
空调组件关，小重量	10
空调组件关，大重量	11
跑道长度限制（襟翼 15）空调组件开，小重量	12
空调组件开，大重量	13
空调组件关，小重量	14
空调组件关，大重量	15
跑道长度限制（襟翼 20）空调组件开，小重量	16
空调组件开，大重量	17
空调组件关，小重量	18
空调组件关，大重量	19

黑体字标题为图表。

宋体字标题为文字。



跑道长度限制

概述

本节中的图表说明了修正的跑道长度和起飞全重之间的关系，并满足联邦航空条例对跑道长度限制全重的规定。图表包括了空调组件开和关以及不同的起飞襟翼形态。修正的跑道长度是使用第 4.3 节中的图表从实际的跑道长度状况得到的。计划的起飞全重不能超出跑道长度限制的全重。参阅例题节如何使用这些图表的数字举例。

起飞跑道长度

本节中的跑道长度性能以下列中较大的为主：(1)双发工作距离的 115%，或(2)VEF 速度时关键发动机失效时的单发距离。这些距离都是按光滑的硬表面跑道计算的，而且依据下列条件：

1. 使用第 4.1 节性能形态中确定的形态。
2. 使用 4.1 节起飞程序中的推力调置程序所得到的起飞推力。
3. 考虑到识别单发时一秒钟延时的单发起飞距离。
4. 当 V1 或刚好 V1 之前决定停止起飞，使用第 4.1 节起飞程序下的刹车程序。
起飞跑道长度的确定不考虑反推。
5. 当 V1 或 V1 之后单发决定继续起飞，在计划的 VR 抬轮并在 35 英尺高达到计划的 V2。



第 4.5 节 – 起飞爬升限制

目录

	页
目录	1
概述	2
起飞爬升限制	
(襟翼 1)–空调组件开	3
–空调组件关	4
(襟翼 5)–空调组件开	5
–空调组件关	6
(襟翼 15)–空调组件开	7
–空调组件关	8
(襟翼 20)–空调组件开	9
–空调组件关	10
黑体字标题为图表。	
宋体字标题为文字。	



起飞爬升限制

概述

本节中的图表显示了与机场气压高度和温度相关的符合 FAR 25.121(b)的 2.4%梯度要求的最大起飞全重。空调组件 (A/C) 接通、关断以及不同的起飞襟翼都有各自的图表。除了襟翼 1 外，都可以用 4.10 节中的改善爬升性能来得到更大的起飞爬升全重。计划的起飞全重不得超过起飞爬升限制重量。参阅例题节如何使用这些图表的数字举例。



第 4.6 节—轮胎速度限制

目录

	页
目录	1
概述	2
轮胎速度限制	
210MPH 轮胎	
(襟翼 1)	3
(襟翼 5)	4
(襟翼 15)	5
(襟翼 20)	6
225MPH 轮胎	
(襟翼 1)	7
(襟翼 5)	8
(襟翼 15)	9

黑体字标题为图表。

宋体字标题为文字。



轮胎速度限制

概述

这些图表列出必须遵守的起飞重量限制，保证离地速度不超过轮胎的最大真地速限制值。计划的起飞全重不能超过轮胎速度限制重量。另外还有每个起飞襟翼的 210MPH 和 225MPH 的轮速图表，襟翼 20 的 225MPH 轮速除外，因为这种组合的起飞全重不受轮胎速度限制。参阅例题附录查看使用这些图表的数字例子。

第 4.10 节介绍的改善的爬升性能程序将减少本节查到的允许的轮胎速度限制起飞重量，使用改善的爬升性能技术时必须考虑这一情况。第 4.10 节中改善的爬升性能（起飞重量限制）表显示了随着速度增大到最大速度，轮胎速度限制起飞重量的趋势。



第 4.7 节—起飞速度

目录

	页
目录	1
概述	2
起飞速度限制	2
抬机头速度	2
刹车能量限制	2
地面控制的最小 V1	3
空中最小控制速度	3
起飞决断速度, V1 确定	3
V1 确定程序流程图	5
V1 的选择	6
选择大 V1 时	6
选择小 V1 时	6
起飞速度	
(襟翼 1)	8
(襟翼 5)	9
(襟翼 15)	10
(襟翼 20)	11
刹车能量限制	
(襟翼 1)	12
(襟翼 5)	13
(襟翼 15)	14
(襟翼 20)	15
地面控制的最小 V1	16
空中最小控制速度	17
空中最小控制速度, 系数修正	18
基准速度	19

黑体字标题为图表。
宋体字标题为文字。



起飞速度

概述

本节的图表列出了根据机场温度/高度、全重和 $V1/VR$ 比率计算的起飞速度 $V1$ 、 VR 和 $V2$ 。不同的起飞襟翼列在另外图表里。计划的起飞速度必须遵守下列讨论的 FAR 要求。基准速度 (V_{REF}) 图表用来确定收襟翼的速度，本节还包括最后起飞爬升速度。

起飞速度限制

抬机头速度

计划的抬机头速度 VR 必须等于或大于 $1.05 VMCA$ 或 $V1$ 。起飞速度图上的阴影区 (VR) 说明在该区域很可能超出 $1.05 VMCA$ 限制。在此区域飞行，必须根据高度和温度由 $VMCA$ 图表确定 $1.05 VMCA$ 。如果 VR 小于 $1.05 VMCA$ ，则参阅 4.8 节的 VMC 限制起飞。

刹车能量限制

计划的起飞决断速度 $V1$ 必须等于或小于最大刹车能量速度 $VMBE$ 。刹车能量限制表显示根据全重、高度、温度、跑道坡度、风分量和刹车形态计算的 $VMBE$ 。如果 $V1$ 范围的上部值 (参阅 $V1$ 确定) 大于 $VMBE$ ，那么上限值必须减小到 $VMBE$ 。如果由于全重整个 $V1$ 范围大于 $VMBE$ ，那么就必须减小全重直到 $V1$ 等于 $VMBE$ 。参阅例题附录中对此程序的数字举例。

同一类型的刹车部件号 (P.N.) 产生相同的刹车性能。一种类型的刹车能量限制表可用于该类的所有刹车。不允许对刹车进行互换，除非波音服务通告特别许可。



起飞速度

起飞速度限制（续）

地面控制最小 V1

计划的起飞决断速度 V1 必须等于或大于地面控制最小 V1，即 V1 (MCG)。起飞决断速度表的阴影区说明在该区域很可能超过 V1 (MCG) 限制。地面控制最小 V1 表显示根据高度、温度和全重计算的 V1 (MCG)。如果 V1 范围的较低值（参阅 V1 确定）小于 V1 (MCG)，那么下限值必须增到 V1 (MCG)。如果整个 V1 范围小于全重的 V1 (MCG)，则参阅 4.8 节的 VMC 限制起飞。

空中最小控制速度

本图表列出此飞机的空中最小控制速度 (VMCA)。1.05VMCA 可能会限制重量较轻的某些高度和温度的抬机头速度。参阅抬机头速度。

起飞决断速度 V1 的确定

下列起飞决断速度确定程序的流程图列出了起飞速度图表的使用，对本程序的各类参数进行定义。参阅例题附录中对此程序的数字举例。



起飞速度

起飞决断速度 V1 的确定（续）

下列步骤相对于 V1 确定程序流程图的识别点。

1. 确定 4.3 节的单发修正可用起飞距离。

2. 确定所需修正的跑道长度：满足 FAR 对起飞全重规定的所有跑道长度。将机场温度/高度和起飞全重输入相应的跑道长度限制表中，读出所需的修正的跑道长度。

3. 确定抬机头速度 VR

将机场温度/高度和起飞全重输入相应的起飞速度表，读出抬机头速度 VR。

4. 确定 4.3 节中修正的可用的加速—停止距离。

5. 确定 (V1/VR) 最小

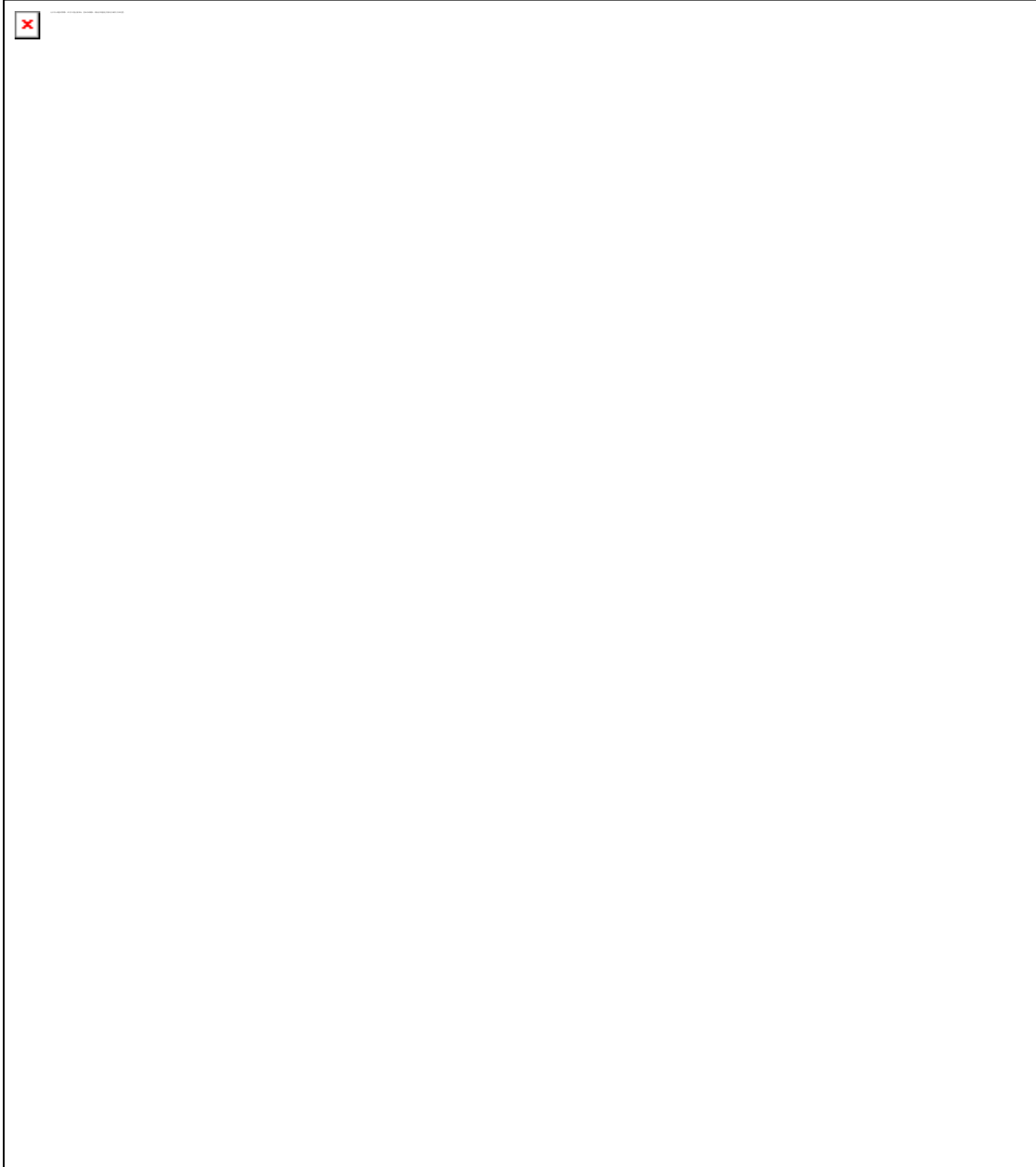
将步骤 1 得出的单发修正的可用起飞距离和步骤 2 得出的修正的所需跑道长度输入 4.3 节中相应的跑道长度和 V1 修正表，读出 (V1/VR1) 最小。

6. 确定 (V1/VR) 最大

将步骤 4 得出的修正的可用加速—停止距离和步骤 2 得出的所需的修正的跑道长度输入 4.3 节中相应的跑道长度和 V1 修正表，读出 (V1/VR) 最大。

7. 确定 V1 最小和 V1 最大，这是 V1 最小值和最大值，它允许在满足所有 FAR 对最大起飞全重和跑道长度限制的规定情况下以起飞全重从实际跑道上起飞。参阅起飞速度限制中其他可能的限制。

- a) 将 (V1/VR) 最小（步骤 5）乘以 VR（步骤 3）得出最小 V1（或从图表查出）
- b) 将 (V1/VR) 最大（步骤 6）乘以 VR（步骤 3）得出最大 V1（或从图表查出）





起飞速度

V1 的选择

每个计划的起飞必须在允许范围内选择起飞决断速度 V1。即使在允许范围值内是安全可接受的，都必须做出选择。选择时应考虑下列因素。

当选择一较大 V1 时：

1. 连续起飞时安全裕度增大
 - (a) 连续起飞时所需起飞距离更短
 - (b) 单发后继续起飞时与障碍物的垂直间隔增大
 - (c) 最小控制速度限制的裕度更大
2. 如果 V1 时中断起飞，则停机距离只剩最小所需裕度，所有或大部分跑道将用完。

当选择一较小 V1 时

1. 中断起飞时安全裕度增大
 - (a) 增大的停机裕度有助于较差的刹车性能
 - (b) 刹车能量限制裕度增大
2. 如果单发后有必要继续起飞，则在跑道头仅有所需的最小间隔。



4.8 节—VMC 限制起飞

目录

	页
目录	1
概述	2
基准距离	2
起飞速度	3
基本起飞速度	3
所需速度增量	3



VMC 限制起飞

概述

当 (1) 整个 V_1 范围小于 V_1 (MCG) 或 (2) V_R 低于 $1.05 VMCA$ 时产生 VMC 限制的起飞。如果第一种情况中修正的可用的加速—停止距离等于或大于相应的基准 V_1 (MCG) 限制加速—停止距离, 则 V_1 可以增到 V_1 (MCG), 不会导致跑道长度限制的起飞。如果修正的可用的加速—停止距离小于基准 V_1 (MCG) 限制的加速—停止距离, 则不允许起飞。如果第二种情况中从跑道长度和 V_1 修正表中查出的双发修正的可用跑道长度和单发修正的可用跑道长度的较短者等于或大于基准 $1.05 VMCA$ 限制的修正跑道长度, 则 V_R 可以增大到 $1.05 VMCA$ 而不会导致受跑道长度限制起飞, 如果较短距离小于基准 $1.05 VMCA$ 限制的修正跑道长度, 则不允许起飞。

基准距离

基准 V_1 (MCG) 限制的加速—停止距离=3400 英尺。适用于所有刹车形态。

基准 $1.05 VMCA$ 限制的修正的跑道长度=3750 英尺

- 注: 1) 如果 V_1 范围的任一部分等于或大于 V_1 (MCG), 则允许在修正的可用加速—停止距离小于基准 V_1 (MCG) 限制的加速—停止距离的情况下起飞。
- 2) 如果 V_R 等于或大于 $1.05 VMCA$, 则允许在双发修正的跑道长度或单发修正的跑道长度小于基准 $1.05 VMCA$ 限制的修正跑道长度的情况下起飞。



VMC 限制起飞

起飞速度

当受 VMC 限制且满足适当的基准距离要求时下列步骤介绍确定起飞速度的程序。

基本起飞速度

如果 V_1 小于 V_1 (MCG) 且 V_R 等于或大于 1.05 VMCA ，则 V_R 和 V_2 无需增加到大于 4.7 节中查到的基本速度。调 $V_1 = V_1$ (MCG)。

所需速度增量

如果 $V_R < 1.05 \text{ VMCA}$ ，则需将 V_R 和 V_2 增大到超过 4.7 节中查到的基本速度，直到 $V_R = 1.05 \text{ VMCA}$ 。

1. 确定所需速度增量

将 4.7 节确定的 V_R 速度输入 4.10 节中相应的改进爬升性能（起飞速度）表。
根据指示查到 $V_R = 1.05 \text{ VMCA}$ 并读出所需速度增量。

如果 $V_R < \text{最大速度增量 (12 个单位)}$ 的 1.05 VMCA ，则选择较小的起飞襟翼并重新分析起飞。否则，继续进行步骤 2。

2. 确定起飞安全速度 V_2

将 4.7 节确定的 V_2 速度输入 4.10 节中相应的改进爬升性能（起飞速度）表。
根据指示查到所需速度增量（步骤 1）并读出起飞安全速度 V_2 。



VMC 限制起飞

起飞速度（续）

3. 确定起飞决断速度，V1（最小）和 V1（最大）

将 4.7 节确定的 V1 速度输入 4.10 节中相应的改善爬升性能（起飞速度）表。根据指示查到所需速度增量（步骤 1）并读出起飞决断速度，V1（最小）和 V1（最大）。

V1 选择

如果 $V1（最小） > V1（MCG）$ ，选择 V1 为 $V1（最小） \leq V1 \leq V1（最大）$ 。

如果 $V1（最小） \leq V1（MCG） \leq V1（最大）$ ，选择 V1 为 $V1（MCG） \leq V1 \leq V1（最大）$ 。

如果 $V1（最大） < V1（MCG）$ ，选择 $V1 = V1（MCG）$ 。



第 4.9 节—越障

目录

	页
目录	1
起飞飞行航径	3
介绍	3
起飞飞行航径（举例）	5
假设爬升技巧	6
飞行航径选择	7
飞行航径图介绍	8
起飞爬升	8
近距离越障	8
远距离越障	8
障碍物距离交换线	8
最大改平高度	9
第三段距离	9
最后起飞爬升图	9
梯度修正	9
全高度—气压高度转换	9
越障分析程序流程图	10
流程图	11
越障分析程序	12
带坡度跑道的越障	22
在越障图上画障碍物距离交换线	23
随速度增加的越障	23

黑体字标题为图表。

宋体字标题为文字。



4.9 节—越障

目录（续）

	页
起飞爬升	
(襟翼 1) —空调组件开	25
—空调组件关	26
(襟翼 5) —空调组件开	27
—空调组件关	28
(襟翼 15) —空调组件开	29
—空调组件关	30
(襟翼 20) —空调组件开	31
—空调组件关	32
近距离越障	
(襟翼 1 和 5, 无改善爬升)	33
(襟翼 5, 15 和 20, 有改善爬升)	33
(襟翼 15 和 20, 无改善爬升)	34
远距离越障	
(襟翼 1, 5, 15 和 20, 无改善爬升)	35
(襟翼 5, 15, 20, 有改善爬升)	35
障碍物距离交换线	36
最大改平高度	
(襟翼 1)	37
(襟翼 5)	38
(襟翼 15)	39
(襟翼 20)	40
第三阶段距离	
(襟翼 1)	41
(襟翼 5)	42
(襟翼 15)	43
(襟翼 20)	44
最后起飞爬升 (襟翼收上) —空调开	45
—空调关	46
梯度修正 (起飞爬升) (最后起飞爬升)	
(襟翼收上, 1 和 5)	47
(襟翼收上, 15 和 20)	48
全高度—气压高度转换	49

黑体字标题为图表。
宋体字标题为文字。



越障

起飞航径

介绍

起飞航径是指假设起飞时关键发动机失效的情况下计算的高度和距离的比例关系，起飞航径用来确定越障。根据飞机形态、发动机推力或速度的改变将起飞航径分为几个逻辑上的阶段。如果起飞机场不存在越障问题或分析表明使用备用航径或航路时操作条例要求的越障间隔可获得，则假设的飞行航径并不是强制性的。

可以从图表上查到全起飞航径和净起飞航径。全起飞航径控制每个爬升阶段所需时间，用来确定一个阶段转到另一阶段的实际高度。净起飞航径是全起飞航径减去 8% 的梯度能力。垂直越障必须根据净起飞航径减去 35 英尺。达到 1,500 英尺全起飞航径时起飞航径完成，除非越障要求再延长起飞航径。

越障图表列出减去 35 英尺后的净起飞航径剖面。此剖面随 400 英尺的起飞爬升全梯度的改变而改变，知道障碍物和“基准零”之间的距离差和标高差，这些尺寸可以放在相应的越障图表上以找到所需的爬升梯度。如果 V2 速度的可获得梯度的起飞航径足够越障，则由其他限制因素所确定的起飞重量可以令人满意。否则，可以采取下列选择：

1. 减少重量以达到所需的梯度
2. 使用较小的襟翼限制值
3. 使用改善的爬升性能（增加的起飞速度）

选择 2 和 3 对越障能力的影响是根据关键障碍物的高度和位置而定。



越障

起飞航径

介绍（续）

当重量减小到可达到越障标准时，注意障碍物和“基准零”之间的水平距离增大，因为所需的跑道长度减少。在越障图表上的“障碍物距离交换线”对此进行了说明。在带坡度的跑道上障碍物高度也是随着“基准零”的改变而变化，表现为起飞距离和跑道坡度改变相应的障碍物高度也变化。如果有较长的跑道，可以使用改善的爬升性能来增加起飞速度并改进可用的爬升梯度。

有时必须延长起飞航径到收襟翼点以后，这样可以越过不能通过转弯避过的较高且较远的障碍物。因此还包括了第三阶段距离和最后起飞爬升图表。

起飞航径图表是基于起飞全重、机场温度和机场气压高度，该图表方便使用。图表也考虑了耗油量和性能的改变。



越障

假设爬升技术

起飞航径图显示的性能是基于下列条件和假设情况：

起飞航径是从起飞距离终点（基准零）开始：即飞机达到 35 英尺高度且速度为 V2。假设关键发动机不工作。在第一阶段终点完成起落架收上，这是基于示范的地速效应性能。以 V2 速度、起飞襟翼以及好发为起飞推力继续爬升，直到：

- (a) 达到最小全高度 400 英尺，或
- (b) 达到最大改平高度，或
- (c) 调置起飞推力后 5 分钟所到达的高度

飞行航径选择图表上已列出这些飞行航径。

在上述 (a) 或 (b)，飞机以起飞推力平飞加速到收襟翼后一直到最后阶段速度，然后恢复到最大连续推力爬升。当在第二阶段已飞越全部障碍物且最后阶段的全爬升梯度大于最大连续推力所需的梯度（远距离越障图表插入）时才使用情况 (c)。



越障

飞行航径图介绍

以下介绍各类用于确定起飞航径的高度与距离剖面的图表，检查越障。飞行航径阶段内使用的起飞推力是根据高于机场标高 400 英尺的修正的起飞爬升梯度。可以直接从图表中查到起飞飞行航径第一阶段或第二阶段可越过的障碍物的限制重量。对于远距离的障碍物，有必要根据各类图表所提供的资料绘一飞行航径图表以确定越障允许的最大起飞重量。

起飞爬升—这些图表根据全重、机场温度和机场气压高度列出第二阶段的全爬升梯度能力。它们是基于高于机场标高 400 英尺的推力和温度。此高度高于收轮的高度，所以起飞—爬升—限制重量的可用梯度比 FAR 25.121 (b) 条规定的最低标准少 2.4%。

近距离越障—这些图表根据 400 英尺高度的修正的起飞爬升全梯度列出第一和第二阶段到 7,000 英尺高度距离的净起飞航径，高度减 35 英尺。分开的图表包括襟翼 15 和 20 的有和无改善爬升性能的使用。从起飞爬升图表查出的梯度必须先根据起飞爬升（改善的爬升性能）图表（4.10 节）修正速度的增加，然后输入这些图表前根据梯度修正（本节的）进行风和坡度角的修正。

远距离越障—这些图表根据 400 英尺高度修正的起飞爬升全梯度列出在起飞爬升（第二阶段）形态单发以 V2 速度爬升的净起飞航径，高度减 35 英尺。分开的图表包括襟翼 15 和 20 的有和无改善爬升性能的使用。全高度线加在飞行航径线上。在输入这些图表前从起飞爬升图表查出的梯度必须先根据起飞爬升（改善的爬升性能）图表（4.10 节）进行增加速度的修正，然后根据梯度修正表（本节的）进行风和坡度角的修正。

远距离交换线—当重量减小以达到较高的越障起飞爬升梯度时，所需的起飞距离也减少。这样离基准零的越障距离增加。此图表列出所省的起飞距离（越障距离增加）和起飞爬升梯度的关系，因为二者都受全重的影响。参阅越障图表上的越障距离交换线结构。



越障

飞行航径图表介绍（续）

最大改平高度—在低爬升梯度，飞机不可能在 5 分钟内使用起飞推力起飞爬升到 1500 英尺和加速到襟翼收上。这些图表列出以起飞推力到加速阶段的最大全高度；相应的净高度用来检查越障。

第三阶段距离—这些图表根据修正的可用起飞爬升梯度列出飞机按照收襟翼计划加速到最后起飞爬升速度所需的全和净水平距离。从起飞爬升图表中读出的梯度和输入第三阶段距离图表前必须修正改平高度和梯度修正表上的风。

最后起飞爬升图表—此图表列出完成收襟翼阶段且推力减到最大连续限制时的可用全和净梯度。这用来画出飞行航径的最后阶段，用来确定远距离较高障碍物的飞越。这是基于高于机场高度 1500 英尺，低于机场温度 3°C。此图表读出的梯度必须按需根据梯度修正表上的高度和风进行修正。

梯度修正—本表列出根据风、全高和飞行航径上稳定转弯对起飞和最后起飞爬升梯度做出的修正。应对越障图表所使用的起飞爬升梯度进行风修正。当飞行航径修正延伸到第三阶段和最后阶段时可能需要对风 and 全高进行修正。应当注意的是用来读此图表的程序与做修正的程序是不同的。例如，条件为静风 400 英尺，全梯度（起飞爬升图表上），从基准线上的静风梯度开始移到所需风量得到风修正的梯度。但是，从风修正的梯度（越障图表上），以风量从风修正的梯度开始移到基准线获得静风梯度。

全高度—气压高度转换—当外界温度高于或低于 ISA 时，气压高度表上的高度变化与气压高度增量联系起来，这样飞行航径程序可以根据高度表指示确定。



越障

越障分析程序流程图

下列流程图用简单的步骤列出程序以确定起飞越障。如果障碍物具有限制性，则确定障碍物限制起飞全重。后面介绍了详细的程序。



越障分析程序





越障

越障分析程序

下列程序假设允许的起飞重量是基于跑道长度、爬升、轮胎速度和原来确定的结构限制（参阅相应的章节）计算的。然后在越障分析中使用此全重以确定是否受障碍物限制，是否有必要减少允许的起飞全重。

参阅例题附录中对这些程序进行的数字举例。

1. 确定基准零

这是起飞飞行航径分析的起点，也是考虑障碍物位置的基准点。基准点是起飞所需距离结束处跑道上或净空道上的一点。可以用下列方法确定此点：

- (a) 确定修正的所需跑道长度。如果爬道长度有限修正的所需跑道长度等于跑道长度确定中得出的修正的可用跑道长度。

(1) 最小起飞速度

将机场温度/高度和根据爬升限制、轮胎速度限制、结构限制或操作要求所确定的最小全重输入相应的跑道长度限制图表，得出修正的所需跑道长度。

(2) 改善的爬升性能

如果使用改善的爬升性能，则使用 4.10 节中介绍的程序来确定修正的所需跑道长度。

- (b) 将修正的所需跑道长度（步骤 1 (a)）和跑道长度确定得出的可用的加速停止距离输入相应的跑道长度和 V1 修正表中。根据 $V1/VR \leq 1.0$ 的限制，若有必要使用小于修正的可用加速停止距离，读出单发修正的所需起飞距离。
- (c) 将修正的所需起飞距离（步骤 1 (b)）输入单发修正的起飞距离图表中，往回穿过图表，不包括净空道修正，读出实际单发所需起飞距离。



越障

越障分析程序（续）

(d) 将修正的所需跑道长度（步骤 1 (a)）输入双发修正跑道长度图表中，往回穿过图表，不包括净空道修正，读出实际双发所需的起飞距离。

(e) 实际所需的起飞距离是步骤 1 (c) 得出的单发所需起飞距离或步骤 1 (d) 得出的双发所需起飞距离中较大者。这是相对于跑道头松刹车的基准零位置。

2. 修正相对于基准零的障碍物距离和高度

将实际可用的跑道长度减去步骤 1 (e) 得出的实际所需起飞距离，将得出的差值加到从可用跑道长度顶端测量到障碍物的距离上。注：如果使用净空道，这可能会减少障碍物距离。在带坡度的跑道上，障碍物高度也应对基准零和可用跑道头长度的顶端之间的标高差值进行修正。参阅本节中坡度跑道对越障的影响。

3. 可用的起飞爬升梯度

(a) 确定可用的起飞爬升全梯度

(1) 最小起飞速度

将机场温度/高度和步骤 1 中用来确定基准零的全重输入相应的起飞爬升图表中，读出可用的起飞爬升全梯度。

(2) 改善的爬升性能

如果使用改善的爬升性能，将步骤 3 (a) (1) 得出的起飞爬升全梯度和起飞速度增量输入到相应的起飞爬升(改善的爬升性能)表中(4.10 节)，得出使用改善的爬升性能的可用的起飞爬升全梯度。

(b) 将步骤 3 (a) 得出的全梯度输入梯度修正表中得出修正的可用全梯度。



越障

越障分析程序（续）

4. 近距离的障碍物

近距离的障碍物是指距基准零 7,000 英尺以内，可能在起飞航径第一阶段或第二阶段。使用下列分析程序：

- (a) 将距离基准零的障碍物距离和步骤 3 (b) 得到的修正的可用全梯度（或其他越障要求）输入相应的近距离越障图表，读出可用的高于基准零的高度。
- (b) 如果步骤 4 (a) 查出的可用的高于基准零的高度大于或等于高于基准零的障碍物高度，则可飞越障碍物且允许的起飞全重是基于其他限制。否则，继续到步骤 4 (c)。
- (c) 当不能飞越障碍物，则在相应的近距离越障图表上画一条障碍物距离交换线，然后沿着此线划到障碍物高度，读出修正的越障所需的全梯度。参阅本节在越障图上画越障距离交换线。
- (d) 将步骤 4 (c) 修正的越障所需的全梯度输入梯度修正表中并确定越障所需的全梯度。
- (e) 确定越障限制的起飞全重
 - (1) 最小起飞速度
将机场温度/高度和步骤 4 (d) 得出的越障所需全梯度输入相应的起飞爬升图表，读出越障限制起飞全重。
 - (2) 改善的爬升性能
如果使用改善的爬升性能，将步骤 4 (d) 得出的越障所需全梯度以及起飞速度增量输入相应的起飞爬升（改善的爬升性能）表中，读出不增加速度的全梯度。



越障

越障分析程序（续）

将机场温度/高度和不增加速度越障所需的相关全梯度输入相应的起飞爬升图表中，读出改善的爬升性能的越障限制的起飞全重。

注： 由于障碍物距离交换线图表使用保守的算法，通过根据步骤 4 (e) 得出的越障限制全重第一步开始重新分析起飞航径，可以获得增加的越障限制起飞全重。单个重复可以取消障碍物距离交换线提供的保守分析。总之，如果步骤 3 (b) 得出的修正的可用全梯度小于步骤 4 得到的越障所需的修正的全梯度.5%或以上，则越障限制全重可获得较大增量。

5. 远距离障碍物

远距离障碍物是指距基准零超过 7,000 英尺，可能在起飞航径的第二、第三或最后阶段。使用下列分析程序：

- (a) 将障碍物高度和步骤 3 (b) 得出的修正的可用全梯度（或其他越障要求）输入相应的远距离越障图表，读出距基准零的水平距离。如果此距离超过相应的延长的第二段爬升末尾，则将此障碍物另做为最后阶段的障碍物。参阅最后阶段的障碍物。否则，继续到步骤 5 (b)。

第二阶段

- (b) 将障碍物高度和步骤 3 (b) 得出的修正的可用全梯度（或其他越障要求）输入相应的远距离越障图表中，读出越障所需的全高度。
- (c) 将机场温度/高度和步骤 3 (a) 得出的可用的全梯度输入相应的最大改平高度表，读出最大改平高度。



越障

越障分析程序（续）

- (d) 如果步骤 5 (c) 得出的最大改平高度小于步骤 5 (b) 得出的越障所需全高度，则参阅延长的第二阶段。否则，继续到步骤 5 (e)。
- (e) 将距基准零的障碍物距离和步骤 3 (b) 得出的修正的可用全梯度输入相应的远距离越障图表中，读出可用的高于基准零的高度。
- (f) 如果步骤 5 (e) 得出的可用的高于基准零的高度大于或等于高于基准零的障碍物高度，则可以飞越障碍物且允许的起飞全重是基于其他限制。否则，继续到步骤 5 (g)。
- (g) 当不能飞越障碍物时，在远距离越障图上画一条障碍物距离交换线，沿着此线划到障碍物高度，读出越障所需的修正的全梯度。参阅本节中在越障图上画越障距离交换线。
- (h) 将步骤 5 (g) 得出的越障所需的修正全梯度输入梯度修正表中，确定越障所需的全梯度。
- (i) 确定越障限制的起飞全重
 - (1) 最小起飞速度

将机场温度/高度和步骤 5 (h) 得出的越障所需全梯度输入相应的起飞爬升图表，读出障碍物限制的起飞全重。
 - (2) 改善的爬升性能

如果使用改善的爬升性能，则将步骤 5 (h) 得出的越障所需全梯度和起飞速度增量输入相应的起飞爬升(改善的爬升性能)表(4.10 节)，读出不增加速度的全梯度。



越障

越障分析程序（续）

将机场温度/高度和不增加速度越障所需的相关全梯度输入相应的起飞爬升图表中，读出使用改善的爬升性能的越障限制起飞全重。

注：由于障碍物距离交换线图表使用保守的算法，可根据步骤 5 (i) 得出的越障限制全重从第一步开始重新分析起飞航径，这样可获得增加的越障限制起飞全重。总之，如果步骤 3 (b) 得出的修正的可用全梯度小于步骤 3 (b) 得出的越障所需修正的全梯度.5%或以上，则越障限制全重可获得较大增量。

6. 延长的第二阶段

FAR 要求在起飞航径高于 400 英尺全高度的所有点上具有最少 1.2% 的全爬升梯度能力。

当在最关键的速度和襟翼位置组合下，且推力是最大连续推力而不是起飞推力时满足此要求，那么最大改平高度不再限制以 V2 速度爬升的第二阶段的终止高度。反而，第二阶段可以延长直到达到起飞推力时间限制。

- (a) 检查延长的第二阶段所需的最后阶段梯度能力，如远距离障碍物越障图表上所注。当使用最大连续推力收襟翼过程中此梯度能力有必要确保在最关键形态 1.2% 的全梯度。
- (b) 将机场温度/高度以及步骤 1（或其他越障要求）中用以确定基准零的全重输入相应的最后起飞爬升图表，读出最后阶段可用全梯度。



越障

越障分析程序（续）

(c) 如果步骤 6 (b) 得出的最后阶段可用的全梯度大于或等于步骤 6 (a) 得出的最后阶段所需的全梯度，则允许延长第二阶段爬升。完成步骤 5 (e) 至 5 (i) 的分析。如果最后阶段可用的全梯度不能满足延长第二阶段爬升，则有必要减小起飞重量。应该检查下列三种可能性以达到最小重量减量：

(1) 确定满足延长的第二阶段所需最小的最后起飞爬升梯度的全重。参阅延长的第二阶段的最大全重。

(2) 确定在第二阶段末（最大改平高度）能达到越障全高所需的全重，参阅第三阶段的障碍物。

(3) 分析最后阶段的障碍物，参阅最后阶段障碍物。

7. 延长的第二阶段的最大全重

(a) 将步骤 6 (a) 得出的最后阶段所需的梯度能力和机场温度/高度输入相应的最后起飞爬升图表中，读出延长的第二阶段的最大全重。

(b) 从步骤 7 (a) 得出的延长的第二阶段的最大全重开始，完成步骤 1, 2, 3, 5 (e) 至 5 (i) 的分析。得出的结果是延长的第二阶段的越障限制起飞全重。

8. 第三阶段的障碍物

第三阶段障碍物是计算的飞行航径中改平加速和收襟翼阶段必须越过的障碍物；因此，必须在第二阶段末或之前达到障碍物高度。第二阶段可达到的最大全高度在最大改平高度表中可查到，除非还需满足其他要求。



越障

越障分析程序（续）

从步骤 3 (b)（或其他越障要求）得出的修正的可用全梯度开始，可以使用下列程序在相应的远距离越障图表上画最大改平高度线。

最大改平高度线

- (a) 假设一条修正的全梯度
- (b) 步骤 8 (a) 得出的修正的全梯度输入梯度修正表中，确定全梯度。
- (c) 将机场温度/高度和步骤 8 (b) 得出的全梯度输入相应的最大的改平高度表中，读出最大改平高度。
- (d) 在远距离越障表上根据步骤 8 (a) 得出的修正的全梯度画步骤 8 (c) 得出的最大改平高度。

越障限制起飞全重

- (e) 最大改平高度线画完后，沿着此高度线划到障碍物高度，读出越障所需的修正的全梯度。
- (f) 将步骤 8 (e) 得出的越障所需的修正的全梯度输入梯度修正，确定越障所需的全梯度。
- (g) 确定第三阶段越障限制起飞全重。

(1) 最小起飞速度

将机场温度/高度和步骤 8 (f) 得出的越障所需全梯度输入相应的起飞爬升表中，读出第三阶段越障限制起飞全重。



越障

越障分析程序（续）

(2) 改善的爬升性能

如果使用改善的爬升性能，将步骤 8 (f) 得出的越障所需全梯度和起飞速度增量输入相应的起飞爬升（改善爬升性能）图表中，读出相关的不增加速度的全梯度。

将机场温度/高度和越障所需相关的不增加速度的全梯度输入相应的起飞爬升表中，读出使用改善爬升性能的第三阶段越障限制起飞全重。

9. 最后阶段的障碍物

当在最大改平高度或使用延长的第二阶段仍不能越过远距离障碍物时，有必要使用第三阶段和最后起飞爬升图表造一条第二阶段以后的飞行航径。

(a) 选择最小允许的全改平高度

(1) FAR 最低标准：400 英尺

(2) 越障要求

(3) 操作要求或程序

(b) 将步骤 9 (a) 得出的所需全改平高度和步骤 3 (b) 得出的可用的修正的全梯度（或其他越障要求）输入相应的远距离越障图表中，读出高于基准零的高度和距基准零的水平距离，这是第二阶段末。

(c) 将用于步骤 9 (b) 相同的修正的全梯度输入起飞爬升梯度修正表中，然后进一步修正到选择的全改平高度，如果全改平高度大于 400 英尺。



越障

越障分析程序（续）

- (d) 将机场温度/高度和步骤 9 (c) 得出的修正的可用全梯度输入相应的第三阶段距离图中，读出净和全第三阶段距离。
- (e) 将步骤 9 (d) 得出的净和全第三阶段距离加上步骤 9 (b) 的第二阶段末的距离得出从基准零到第三阶段末的净和全距离。
- (f) 将机场温度/高度和步骤 1 用于确定基准零的全重（或其他越障要求）输入相应的最后起飞爬升图表，读出最后阶段可用的全梯度。
- (g) 根据 FAR 要求按下列方法计算越障所需全高度：
- 全高度 = 障碍物高度 * +35 + (.008 × 障碍物距离*)
- * 从基准零算起
- (h) 将步骤 9 (f) 得出的最后阶段可用的全梯度输入最后起飞爬升梯度修正表中，如果越障所需的全高度大于 1500 英尺，将梯度进行风修正和步骤 9 (g) 得出的全高度修正。
- (i) 将步骤 9 (h) 得出的修正的可用的最后阶段全梯度减去.8%以获得修正的最后阶段可用净梯度。
- (j) 从第三阶段末开始越障所需的剩余的净高度是障碍物高度和步骤 9 (b) 得出的高于基准零的第三阶段高度之差。此净高度是从步骤 9 (i) 得出的修正的最后阶段可用净梯度获得的。爬到此高度的水平距离是：

$$\text{最后阶段距离} = \frac{\text{障碍物高度} - \text{第三阶段高度}}{\text{修正的最后阶段可用净梯度}}$$



越障

越障分析程序（续）

- (k) 将步骤 9 (j) 得出的最后阶段距离加上步骤 9 (e) 得出的从基准零到第三阶段末的净距离，获得从基准零到越障的净距离。
- (l) 如果步骤 9 (k) 得出的所需所有距离少于或等于从基准零到障碍物的距离，则障碍物不具限制性且允许的起飞全重基于其他限制。否则重复整个飞行航径分析，从步骤 1, 2, 3 和 9 查出较低的重量并用插入值方法计算出最后阶段越障限制起飞全重。

注： $GW2 \approx GW1 \times (DOB \div D1) \cdot 3$

可以用于分析所选第二阶段全重的预计值

$GW2 =$ 第二全重

$GW1 =$ 第一全重

$DOB =$ 从基准零到障碍物的距离

$D1 =$ 步骤 9 (k)，查出的 $GW1$ 下到越障的距离

带坡度跑道对越障的影响

障碍物高度一般都是参考可用起飞距离末的标高。在带坡度的跑道，由于越障较关键而未用完整个起飞距离时，下坡跑道飞行航径从较高的标高开始，上坡跑道则从较低的标高开始。当全重修正以获得增加的梯度时由于起飞距离节省实际的障碍物距离有偏差。障碍物距离的改变乘以跑道梯度得出障碍物高度偏差，将此差值加上障碍物高度（下坡跑道则减小障碍物高度）。例如，如果在 1% 上坡跑道障碍物距离调整为 1000 英尺，将障碍物高度增加 10 英尺，从原来的高度—距离坐标穿过调整的高度和距离画一条线。参阅例题附录中对此程序的数字举例。



越障

在越障图表上画越障距离交换线

当减小起飞全重以达到较高的梯度能力越障时，所需的起飞距离也减少。当需要减少全重时可以在越障图上画梯度和距离的关系线（越障距离交换线）来解决越障问题。下列程序介绍了画此越障距离交换线所需的步骤。参阅例题附录中对此程序的数字举例。

从越障图表上的任一点开始，使用越障距离交换线图表可以画一条越障距离交换线。从基准零的水平距离的改变正好等于在 400 英尺全梯度给定改变的基准距离改变。例如，从基准零的水平距离 15000 英尺的起始梯度 3%，越障距离交换线图列出基准距离值分别为 1050 英尺*（全梯度 3%）和 1775 英尺（全梯度为 4%），越障距离图上越障距离交换线和 $15000 + (1775 - 1050) = 15725$ 英尺。需要多少点都可在越障距离交换线上画出。画这些线时可忽略风对梯度的影响。

* 数值只是用于举例说明，并不代表实际图表的数值。

增加速度的越障

如果有足够长的跑道，可以使用改善的爬升性能以增加起飞速度并改进可用的爬升梯度。4.10 节的起飞爬升（改善的爬升性能）图表列出速度增加对第二阶段梯度的影响。

使用改善爬升性能时查找最大越障限制的起飞重量程序是越障分析程序的改版。起飞速度的增加从 0 单位到最大允许值都应遵循越障分析程序。速度增加获得的最大重量是最大允许越障限制起飞全重。



4.10 节—改善爬升性能

目录

	页
目录	1
概述	2
图表介绍	2
改善爬升性能	2
改善爬升性能程序的起飞重量分析	3
改善爬升性能修正所需的跑道长度	4
改善爬升性能, 襟翼 5, 15 和 20	6
改善爬升性能, 襟翼 5, 15 和 20	7
起飞爬升, 改善的爬升性能	8

黑体字标题为图表。

宋体字标题为文字。



改善爬升性能

概述

当单发可用的爬升梯度等于条例规定起飞航径各阶段的最小梯度之一时导致爬升性能限制起飞重量。

通常将起飞速度设为最小以达到 FAR 规定的最短起飞距离。得出的最小 V2 速度降至低于起飞形态最佳爬升梯度的速度。当有较长的起飞距离时增大 V2 速度可以增加爬升限制起飞重量。V1 和 VR 也必须增加以保持性能一致。这种方法称为“改善的爬升性能”，下列条件下可用此方法：

1. 起飞重量受起飞爬升（第二阶段）限制，或受障碍物限制
2. 可用的起飞距离大于爬升或越障限制重量所需的距离
3. 防滞系统工作且打开

图表介绍

改善爬升性能

起飞重量限制

这些图表列出使用改善的爬升性能时起飞速度的增加对跑道长度、爬升或轮胎速度重量限制的影响。不允许用襟翼 1 改善爬升性能。这些图表的使用介绍标题为“改善爬升性能的起飞重量分析”。

起飞速度

这些图表修正使用改善爬升性能的起飞速度表中（4.7 节）获得的基本起飞速度。这些图表的使用介绍标题为“改善爬升性能的起飞重量分析”。



改善爬升性能

图表介绍（续）

起飞爬升（改善爬升性能）

本图表列出起飞速度的增加对 400 英尺全梯度的影响。4.9 节的“越障分析程序”介绍了本图表的使用。

改善爬升性能程序中起飞重量的分析

下列步骤介绍在使用改善爬升性能时找出最大允许起飞重量的程序。4.9 节考虑了随速度增加改进的越障。参阅例题附录中有关此程序的数据例子。

1. 最大起飞重量和速度增加

- a. 将跑道长度和 4.4 节和 4.5 节（基于零速度增加）中获得的起飞爬升限制全重输入相应的改善爬升性能（起飞重量限制）表中的跑道长度/爬升限制部分。沿着指引线到相交点或到达爬升限制指引线上最大速度增量，读出全重和速度增量。
- b. 根据轮速（4.6 节）和起飞爬升限制全重重复使用图表中轮胎/爬升限制部分。
- c. 允许的起飞重量和速度增量是 1（a）和 1（b）确定的较小值。



改善爬升性能

改善的爬升性能程序中起飞重量的分析（续）

2. 起飞速度

- a. 步骤 1 (c) 确定了全重和速度增量，然后确定相对于零速度增量的相关跑道长度限制全重。可通过下列步骤获得此数据：将步骤 1 (c) 得出的全重和速度增量输入相应的改善爬升性能（起飞重量限制）图表中的跑道长度/爬升限制部分，然后沿着跑道长度限制指引线到零速度增量，读出全重。使用此全重输入 4.7 节的 V1 确定程序中以确定 (V1/VR) 最小和 (V1/VR) 最大。确定步骤 1(c) 得出的全重的 VR 和 V2。基于先前确定的 (V1/VR) 最小、(V1/VR) 最大和 VR 确定 V1 最小和 V1 最大。
- b. 将步骤 2 (a) 确定的 VR、V2 和 V1 速度输入相应的改善爬升性能（起飞速度）图表中。沿着指引线到步骤 1 (c) 确定的速度增量，读出改善爬升性能的 VR、V2 和 V1。检查刹车能量限制（4.7 节）。如果 V1 大于 VMBE，全重和速度增量必须减小直到 V1 等于 VMBE。得出的结果是相对于改善爬升性能允许的起飞全重的计划起飞速度。

改善爬升性能所需修正的跑道长度

下列步骤介绍使用改善爬升性能时查找所需修正的跑道长度程序。

1. 零速度增量的起飞全重

将起飞全重和起飞速度增量输入相应的改善爬升性能（起飞重量限制）图表中的跑道长度/爬升限制部分，沿着跑道长度限制指引线到零速度增量，读出零速度增量的相关的（同所需跑道长度一样）起飞全重。



改善爬升性能

改善爬升性能程序中所需修正的跑道长度（续）

2. 将步骤 1 得出的相关的零速度增量的起飞重量和机场温度/高度输入 4.4 节相应的跑道长度限制图表，读出所需修正的跑道长度。



4.11 节—航路爬升

目录

	页
目录	1
概述	2
正净梯度的航路爬升重量	
单发	3
航路上爬升, 单发	
ISA+10°C和以下	4
ISA+15°C	5
ISA+20°C	6
航路上爬升速度, 单发	7

黑体字标题为图表。

宋体字标题为文字。



航路爬升

概述

航路上爬升性能信息的介绍有两种形式。航路上爬升重量（正净梯度）图表用于建立按照 FAR 121 要求的平飞时航路要求。如果单发后要求分析下降航径，则提供航路爬升梯度表。由于飞行计划中使用航路爬升梯度的方法，图表中使用的温度是以高于或低于 ISA°C 表示。

单发航路爬升的性能图表是基于 1 组件开和防冰关。

图表上的修正量是用于其他引气形态。航路图表的防冰修正是基于 +10°C TAT 和以下的温度。

计算的 FAR 25.123 性能图表时所用速度为航路上爬升速度（单发）图表上列出的速度计划。



4.12 节—进近和着陆爬升

目录

	页
目录	1
概述	2
进近爬升	
(襟翼 15)	3
(襟翼 20)	4
着陆爬升	
(襟翼 25)	5
(襟翼 30)	6
最大着陆重量, 爬升限制	
进近襟翼 15, 着陆襟翼 25	7
进近襟翼 20, 着陆襟翼 30	8

黑体字标题为图表。

宋体字标题为文字。



进近和着陆爬升

概述

后面几页的图表列出进近和着陆爬升梯度以及受爬升性能限制的最大着陆重量。

进近和着陆爬升图表上的速度计划是指那些 FAR 25.121 (d) 和 25.119 计算梯度时所用的速度。

图表上结冰修正是考虑无防冰保护的飞机表面上结冰对飞机性能造成的最大影响。在飞行任一阶段出现结冰情况都可使用此修正，除非目的地机场预报的温度够高（8°C 或 46°F 以上），在进近和着陆前冰会融化。

空调组件关时可以增加爬升限制着陆重量。当空调关断起飞允许增加起飞重量时此信息包括允许遵守 FAR 25.1001 (c) 和 25.1533 (a) 条的陈述。假如修改进近和着陆程序以确保在开始复飞前将空调关断，此信息也可用于计划使用较大允许的着陆重量。参阅正常程序。

本节的图表是以跑道面计算的，标有“机场气压高度和机场外界温度”。进近爬升和着陆爬升图表可用于高于机场道面，将图表值作为飞机气压高度和温度。



4.13 节—着陆机场跑道长度和速度

目录

	页
目录	1
概述	2
自动着陆	2
自动机轮刹车	2
最大快速过站重量	3A
着陆速度	4
着陆跑道长度, 防滞工作 (襟翼 25)	5
着陆跑道长度, 防滞不工作 (襟翼 25)	6
着陆跑道长度, 防滞工作 (襟翼 30)	7
着陆跑道长度, 防滞不工作 (襟翼 30)	8
最大快速过站重量	
(襟翼 25)	9
(襟翼 30)	10
使用自动机轮刹车的停止距离	11
自动着陆的着陆跑道长度修正	12

黑体字标题为图表。

宋体字标题为文字。



着陆跑道长度和速度

概述

后面几页图表列出下列几项：着陆速度；着陆跑道长度要求；防滞不工作的着陆跑道长度修正；机轮热熔塞完好的刹车能量能承受的最大着陆重量以及带自动机轮刹车的停止距离。同一类刹车部件号产生的刹车性能一样，最大快速过站重量表标出的类型可用于该类型的所有刹车。这不允许刹车本身互相交换使用，除非波音服务通告特殊授权。

A 类：波音部件号 S160N010-42, -43, -44, -45, -46T

S160N020-11

B 类：波音部件号 S160N020-1, -5, -7, -8 和-14

自动着陆

自动着陆跑道长度修正图表是指导性资料，可用于使用防滞和反喷时遵守 AC120-28C 条（1982 年 5 月草案）。此图表列出三类盲降的着陆跑道长度，可与 5 或 7 页上的非自动着陆跑道长度图表一起使用，非自动着陆跑道长度图表对风、刹车形态和跑道条件做了修正。

自动机轮刹车

带自动机轮刹车的停止距离图表是指导性资料，仅用于选择可用的跑道长度最合适的自动刹车值。这不是用来确定所需的着陆跑道长度。

自动机轮刹车系统通过调节刹车压力达到选择的减速率以改进着陆滑跑的连贯性和柔和性。本系统的使用是选择性的，并不解除飞行员在可用跑道长度安全停车的责任。

接地时起落架倾斜且主轮转动，启动自动机轮刹车系统。因此，推迟放前轮将推迟刹车的启动。最大自动刹车提供获得最大固定减速率所需的刹车压力；仅当跑道条件达不到这种减速率时，才由最大自动刹车提供全防滞刹车压力。因此，最大自动刹车可能达不到最大人工刹车提供的最小停机距离。反喷的使用已证明对自动刹车停机无副作用。



着陆跑道长度和速度

自动机轮刹车（续）

带自动机轮刹车的停机距离图表列出使用刹车 1 至最大时从接地到全停的实际（未受影响的）距离。列出的停机距离是基于使用减速板的示范减速值，适用于有或无反喷的所有着陆襟翼值。也提供顺风和非标准温度修正的距离。

停机距离的推荐使用如下：

- 1) 确定从接地到停机可用或所需的距离（参阅自动着陆的注释）
- 2) 考虑进近条件、襟翼值和操作程序，预计进近速度
- 3) 将步骤 2 得出的进近速度输入使用机轮刹车停机距离的图表，修正机场高度以确定停机距离和刹车值。

湿跑道上可达到的停机距离是根据特定跑道的摩擦特性或滑溜性。列出各种滑溜程序的停机距离，列出的停机距离范围是基于预计实际湿跑道摩擦性的变化。在给定的刹车值湿跑道可达到的停机距离是下列两种较长的一种：（1）该刹车值的固定减速率所达到的距离或（2）本图表阴影区指示的可用跑道摩擦性所达到的距离。较高的刹车值（最大自动而不是 4，或 4 而不是 3）将产生湿跑道较短的停机距离，如果摩擦性允许较大的减速率。当减速受跑道摩擦性的限制时反喷的使用将减少湿跑道停机距离。特别湿和特别滑的跑道会导致比指示的还长的停机距离。

注：当自动着陆时使用自动机轮刹车，接地点应假设在距跑道头 2500 英尺。将可用的剩余停机距离和进近速度输入表中查出最小自动刹车值。



着陆跑道长度和速度

最大快速过站重量

使用下列两种方法之一：

1. 以超过本节最大快过站图表上的重量着陆后，等至少 45 分钟（A 类和 B 类刹车）。做下一个起飞前，检查机轮热熔塞没有融化。
2. 如果安装了刹车温度监控系统（BTMS），停机后 10 到 15 分钟，检查 EICAS 状态页面上刹车温度显示数字和刹车温度灯。如果所有刹车温度值在 1 到 4 范围且刹车温度灯不亮，则不需要延长地面等待。如果刹车温度值为 5 或更大，或刹车温度灯亮，则需在地面等至少 45 分钟（A 类和 B 类刹车）。做下一个起飞前，检查机轮热熔塞没有融化。

注：如果任一刹车温度显示数字为空白或零，必须使用方法 1 的最大快速过站重量图。



中国南方航空
CHINA SOUTHERN

波音 757-21B
飞机飞行手册

附录 1

减推力起飞运行



目录

	页
简介 ·····	ii
<u>第一章—取证限制</u>	
一般限制值 ·····	1
操作限制 ·····	1
发动机限制值 ·····	2
<u>第二章—紧急程序</u> ·····	3
<u>第三章—操作程序</u> ·····	3
<u>第四章—性能</u>	
减推力性能限制 ·····	4
假设温度的确定 ·····	4
减推力最大允许的 EPR 减量 ·····	6



简介

本附录介绍一种确定双发小于全额起飞推力起飞的性能。此方法包括使用高于实际外界温度的假设温度性能数据来确定重量限制、速度和起飞航径信息，以及将起飞 EPR 值减小到与选择的假设温度一致。

本附录的使用仅供选择，其目的是减少使用最大推力时对发动机的磨损。由于跑道长度、起飞爬升或净飞行航径最低标准的要求，减推力的使用可能会导致飞机运行在或接近重量限制，而在同等条件下以全马力起飞，就不会受到限制。



第一章—取证限制

法律规定必须遵守本附录第一章的限制值。

基本飞机飞行手册中第一章的限制、第二、三章的程序、第四章的性能或相应的附录都是适用的，除非在此修改。

一般限制值

本附录包含计划用减推力起飞的其他限制值、程序和性能。

允许的减推力如下：

1. 减推力的飞机性能满足所有适用性能的要求，并且
2. 起飞EPR推力减量不超过本附录最大允许EPR减量表中列出的全额起飞推力的 25%。

减推力起飞程序

作为使用减推力程序的条件，航空公司必须建立定期检查制度以确保发动机能产生全起飞推力。

当起飞跑道被水、冰、水雪或雪污染时禁止使用减推力程序。

防滞不工作时禁止使用减推力程序。

操作限制

起飞和着陆操作温度限制由下列附加条件修正：

特殊外界温度和 EPR 值相关的起飞性能数据相对任何较低温度而言同样有效或更加保守，只要在较低温度时使用相同的 EPR 值且在本附录中一般限制值中规定的减推力限制范围内。



取证限制

发动机限制值

除了下列条件外其他限制值不变：

发动机推力

除了下列条件外限制值不变：

以选择的假设温度确定用于调置起飞推力的 EPR 值。



第二章—紧急程序

紧急程序不变。

第三章—操作程序

操作程序不变。



第 4 章—性能

减推力性能限制

按照本附录第一页的限制值，满足下列条件时才能用减推力起飞：在计划的起飞重量和减推力值条件下飞机满足所有适用的性能要求；推力减量不能超过全额起飞推力的 25%。全额起飞推力值是安装在飞机上的发动机的实际起飞推力值，或是飞行手册中有关性能数据的备用推力值。通过阅读假设机场温度大于实际外界温度的性能图表确定性能限制。假设温度越高，推力减量就越大。因此，分析通常包括实际条件下最大假设温度的确定。下列程序可用来确定减推力性能限制。

假设温度的确定

1. 要确定允许的最大假设温度，将修正的跑道长度、机场气压高度和所需的起飞重量*输入跑道长度限制和起飞爬升限制表中，读出机场外界温度。
2. 步骤 1 受跑道长度限制或起飞爬升限制两者中较低的假设温度是最大假设温度，减推力起飞性能可以根据此温度设定。
3. 选择所需的假设温度不超过步骤 2 中最大值。
4. 将步骤 3 得出的温度输入起飞 EPR 推力值图表中，读出 EPR 值，然后做引气修正。
5. 将机场实际外界温度输入起飞 EPR 推力值图表中，读出正常起飞 EPR 值，然后做引气修正。

***注：**在机场实际外界温度条件下所需的起飞重量不能大于全额起飞推力允许的最大起飞重量。



性 能

假设温度的确定（续）

6. 将相对于 ISA 的实际温度和机场标高输入本附录中减推力最大允许 EPR 减量图表中，读出 EPR 差值 (ΔEPR)。证实 $\Delta EPR \geq$ 步骤 4 和 5 得出的 EPR 差值。如果不是大于，则必须使用较低的假设温度。

注：遵守本附录图表中最大允许的 EPR 减量可确保推力减量不超过 25%。

7. 使用选择的假设温度完成起飞重量分析。如果考虑其他性能如越障、轮胎速度等限制，则必须使用较低的假设温度。
8. 步骤 7 中使用选择的假设温度确定的 V1 和 VR 不能小于实际外界温度的 V1 (MCG)。



中国南方航空
CHINA SOUTHERN

波音 757-21B
飞机飞行手册

附录 3C

例 题



目 录

	页
介绍	1
概述	1
解决问题程序	2
程序	2
<u>一般起飞分析</u>	
例题 1	1
<u>改善爬升性能的起飞分析</u>	
例题 2	1
<u>越障限制起飞重量分析</u>	
例题 3	1
<u>远距离越障限制起飞重量分析</u>	
例题 4	1
<u>最后阶段障碍物的越障限制起飞重量</u>	
例题 5	1
起飞航径例子	5
<u>改善爬升性能的越障限制起飞重量分析</u>	
例题 6	1
<u>VMC 限制的起飞</u>	
例题 7	1
<u>刹车能量限制的起飞重量分析</u>	
例题 8	1
<u>图表插值</u>	
例题 9	1



目 录

	页
双发修正的跑道长度	
(襟翼 5, 15 和 20)	60
单发修正的起飞距离	
(襟翼 5, 15 和 20)	61
修正的加速停止距离	
(襟翼 5, 15 和 20)	62
跑道长度和 V1 修正	
(襟翼 5 和 15)	63
跑道长度限制	
(襟翼 5) 一空调组件开	64
(襟翼 15) 一空调组件开	65
起飞爬升限制 (襟翼 5) 一空调组件开	66
起飞爬升限制 (襟翼 15) 一空调组件开	67
轮胎速度限制 (225 MPH 轮胎)	68
起飞速度 (襟翼 5)	69
起飞速度 (襟翼 15)	70
刹车能量限制 (襟翼 5 和 15)	71
地面控制的最小 V1 (V1(MCG))	72
起飞爬升 (改进的爬升性能)	73
改进的爬升性能 (襟翼 5, 15 和 20)	74
起飞爬升 (襟翼 15) 一空调组件开	75
近距离越障 (襟翼 5 和 15)	76
远距离越障 (襟翼 5 和 15)	77
障碍物距离交换线	78
最大改平高度 (襟翼 15)	79
第三阶段距离 (襟翼 15)	80
最后起飞爬升 (襟翼收上) 一空调组件开	81
梯度修正 (起飞/最后起飞爬升)	82
梯度修正 (起飞/最后起飞爬升)	83
地面控制的最小 V1	84
空中最小控制速度	85

黑体字标题为图表。

宋体字标题为文字。



介绍

概述

本附录用来说明《飞机飞行手册》图表的使用。其目的是举例告诉使用者如何熟悉飞机飞行手册，明白基本手册里介绍的图表阅读程序。本附录包含的图表仅作为例证，不能做为基本手册中相同图表的代替。本附录中的某些图表的格式与基本手册的有些不同，使用基本手册时使用者应考虑到。

图表上的例子箭头将标明习题号和步骤号；尽可能把例子都标明，不会将图表混淆。

建议按数字顺序完成例题，因为较前的习题列出的程序不会在后面的习题中重复，这样后面的习题本身是不完整的。

例子中的步骤号并不对应于任一规定的程序，但是这些步骤顺序是完全按照基本手册规定的。

当使用参考步骤号时，参考是指已解答过的例子，除非另有说明。



介绍（续）

习题解答程序

本附录的例子介绍基本飞行手册规定的程序。下列表格标明各种程序的习题位置。

<u>程序</u>	<u>手册章节</u>	<u>例题</u>
起飞重量确定程序	4.1	所有
修正的跑道长度确定	4.3	1, 7, 8
起飞决断速度 V1 的确定	4.7	1, 2, 3, 7, 8
刹车能量限制	4.7	8
VMC 限制的起飞	4.8	7
越障分析程序	4.9	3, 4, 5, 6
带坡度跑道对越障的影响	4.9	3
越障图表上障碍物交换线的绘制	4.9	3
随速度增加的越障	4.9	6
改善爬升性能的起飞重量分析	4.10	2
改善爬升性能修正的跑道长度	4.10	6
图表插值		9

4.11 节、4.12 节和 4.13 节里的性能资料一般是无需解释的；因此本节的举例中不再介绍。



一般起飞分析

例题 1

目的

此习题介绍所有起飞分析所需的总的图表和分析程序的使用，确定允许的最大起飞全重和相应的起飞速度。

条件

机场条件

机场标高（气压高度）=5,000 英尺

可用的实际跑道长度=8,000 英尺

跑道坡度=1%（上坡）

净空道：无

停机道：50 英尺

障碍物：无

大气条件

机场外界温度=-10°C（ISA-15.1°C）

高度 10 米（32.8 英尺）的报告风=20 海里（顶风）

飞机形态

襟翼位置 15

空调组件开

防冰关

所有刹车和防滞工作

安装 225 MPH 轮胎

最大结构起飞重量限制

230,000 磅

分析

允许的最大起飞全重是下列重量中最小的：

- 1) 最大结构起飞重量限制（第一章）
- 2) 跑道长度限制的起飞全重（第 4.4 节）
- 3) 爬升限制的起飞全重（第 4.5 节）
- 4) 轮胎限制的起飞全重（第 4.6 节）
- 5) 越障限制的起飞全重（第 4.9 节）



一般起飞分析

例题 1 (续)

第一章可查到最大结构起飞重量限制，本例给定 230,000 磅。

根据机场大气条件和飞机形态确定修正的可用跑道长度。修正的可用跑道长度用于确定跑道长度限制的起飞全重。

根据机场、大气条件和飞机形态确定爬升和轮胎速度限制起飞全重。

本例题无障碍物，因此，起飞全重无越障限制。

1. 确定修正的可用跑道长度 (第 4.3 节)

- (a) 将实际的可用跑道长度 (8,000 英尺) 和给定的净空道、跑道坡度、风和防冰等数据输入双发修正的跑道长度图表 (P60)，读出双发修正的可用跑道长度=8,270 英尺。
- (b) 将实际的可用跑道长度 (8,000 英尺) 和给定的净空道、跑道坡度、风和防冰等数据输入单发修正的起飞距离图表 (P61)，读出单发修正的可用起飞距离=8,180 英尺。
- (c) 将停机道 (50 英尺) 加上实际可用的跑道长度 (8,000 英尺) 得出实际可用的加速一停止距离 (8,050 英尺)。
- (d) 将实际可用的加速一停止距离 (8,050 英尺) 和给定的跑道坡度、风、防冰和刹车等数据输入修正的加速一停止距离图表 (P62)，读出修正的可用加速一停止距离=8,660 英尺。



一般起飞分析

例题 1 (续)

- (e) 将单发修正的起飞距离 (步骤 1 (b), 8,180 英尺) 和可用的加速—停止距离 (步骤 1 (d), 8,660 英尺) 输入跑道长度和 V1 修正图表中 (P63), 读出可用的修正的跑道长度 (单发) = 8,180 英尺。

注: V1 不能超过 VR ($V1/VR \leq 1.0$)

因此, 确定修正的可用跑道长度 (单发) 时并不是都用修正的可用加速—停止距离。

- (f) 双发修正的可用跑道长度 (步骤 1 (a), 8,270 英尺) 和单发修正的可用跑道长度 (步骤 1 (e), 8,180 英尺), 二者中较小的就是修正的可用跑道长度 (8,180 英尺)。修正的可用跑道长度用来确定跑道长度限制的起飞全重。

2. 跑道长度限制的起飞全重的确定 (4.4 节)

将机场温度/高度和修正的可用跑道长度 (步骤 1 (f), 8,180 英尺) 输入跑道长度限制图表 (P65), 读出跑道长度限制的起飞全重 = 227,800 磅。

3. 爬升限制的起飞全重的确定 (4.5 节)

将机场温度/高度输入起飞爬升限制图表 (P67), 读出爬升限制起飞全重 = 218,700 磅。

4. 轮胎速度限制的起飞全重的确定 (4.6 节)

轮胎速度限制图表 (P68) 中的轮胎速度在顶风时不会限制起飞全重。

5. 最大允许的起飞全重的确定

步骤 2、3、4 得出的起飞全重限制以及最大结构起飞重量限制中最小的重量就是最大允许的起飞全重 (218,700 磅)。



一般起飞分析

例题 1 (续)

6. 起飞速度的确定 (4.7 节)

注：使用基本手册中 4.7 节的起飞决断速度 V1 确定程序来计算起飞速度。本程序中的有些步骤早已完成。

- (a) 单发修正的可用起飞距离 (步骤 1 (b), 8,180 英尺)。
- (b) 将机场温度/高度和步骤 5 得出的允许的起飞全重输入跑道长度限制图表 (P65), 读出修正的所需跑道长度=7,490 英尺。
- (c) 修正的可用的加速—停止距离 (8,660 英尺, 步骤 1 (d))。
- (d) 将下列数据输入跑道长度和 V1 修正表 (P63)

- (1) 单发修正的可用起飞距离 (步骤 6 (a), 8,180 英尺) 和修正的所需跑道长度 (步骤 6 (b), 7,490 英尺)。读出 V1/最小 VR=.961。
- (2) 修正的可用加速—停止距离 (步骤 6 (c), 8,660 英尺) 和修正的所需跑道长度 (步骤 6 (b), 7,490 英尺)。读出 V1/最大 VR=1.0。

注：V1 不能超过 VR, ($V1/VR \leq 1.0$)。如需要, 使用小于修正的可用加速—停止距离。

- (e) 将机场温度/高度, 允许的起飞全重 (步骤 5, 218,700 英尺) V1/最小 VR (步骤 6 (d) (1), .961) 和 V1/最大 VR (步骤 6 (d) (2), 1.0) 输入起飞速度表 (P70), 读出起飞速度 VR=142kt, V2=149kt, 最小 V1=136kt, 最大 V1=142kt。



一般起飞分析

例题 1（续）

7. 最大刹车能量速度的确定（4.7 节）

将机场温度/高度，允许的起飞全重（步骤 5，218,700 磅）以及给定的跑道坡度、风和刹车形态等数据输入刹车能量限制图表（P71），读出最大刹车能量速度，即 $VMBE=207.5kt$ 。VMBE 不具限制性，因为步骤 6（e）得出的整个 V1 范围小于 207.5 kt。

8. 地面控制最小 V1 的确定（4.7 节）

将机场温度/高度和允许的起飞全重（218,700 磅，步骤 5）输入地面控制最小 V1 图表（P72）中，读出地面控制最小 V1，即 $V1(MCG)=109.0kt$ 。V1（MCG）不具限制性，因为步骤 6（e）中所有 V1 都大于 109.0kt。

9. 决断速度 V1 的选择

选择步骤 6（e）确定的限制值中（136 到 142 kt）单个 V1 值，参阅基本手册 4.7 节中 V1 的选择。

结果

最大允许的起飞全重（步骤 5）：218,700 磅

起飞速度（步骤 6（e））：V1=136 到 142 kt

VR=142 kt

V2=149 kt



改善爬升性能的起飞分析

例题 2

目的

此习题介绍改善爬升性能技术的使用。此技术加入例题 1 的程序中。将确定最大允许的起飞全重和相应的起飞速度。

条件

给出的条件和形态与习题 1 一样。

分析

使用改善爬升性能的最大允许起飞全重是下列重量中最小的：（所列章节为基本手册中的）

1. 最大结构起飞重量限制（第一章）
2. 使用改善爬升性能的跑道长度限制的起飞全重（4.4 节和 4.10 节）
3. 使用改善爬升性能的爬升限制的起飞全重（4.5 节和 4.10 节）
4. 使用改善爬升性能的轮胎速度限制的起飞全重（4.6 节和 4.10 节）
5. 使用改善爬升性能的越障限制的起飞全重（4.9 节）

第一章中查最大结构起飞重量限制，本习题给出的是 230,000 磅。

根据机场大气条件以及飞机形态确定修正的可用跑道长度。修正的可用跑道长度用来确定无改善爬升性能的跑道长度限制的起飞全重，此起飞全重用来确定用改善爬升性能的最大允许的起飞全重。

根据机场、大气条件和飞机形态确定无改善爬升性能的爬升和轮胎速度限制的起飞全重，这些条件也用来确定用改善爬升性能的最大允许起飞全重。

本例子无障碍，因此起飞全重无越障限制。



改善爬升性能的起飞分析

例题 2（续）

1. 修正的可用跑道长度确定（4.3 节）

修正的可用跑道长度为 8,180 英尺（步骤 1（a）—1（f），习题 1）

2. 跑道长度限制的起飞全重的确定，无改善爬升性能（4.4 节）

无改善爬升性能的跑道长度限制的起飞全重为 227,800 磅（步骤 2，习题 1）

3. 爬升限制的起飞全重的确定，无改善爬升性能（4.5 节）

无改善爬升性能的爬升限制的起飞全重为 218,700 磅（步骤 3，习题 1）。

4. 轮胎速度限制的起飞全重的确定（4.6 节）

有顶风时轮胎速度从不限制起飞全重。（步骤 4，习题 1）。

5. 最大允许的起飞全重的确定，无改善爬升性能

无改善爬升性能的最大允许起飞全重是 218,700 磅（步骤 5，习题 1）。

注：使用改善爬升性能技术时，必须满足 4.10 节里的三个条件，即：

1. 起飞重量受起飞爬升限制。无改善爬升性能的最大允许的起飞全重（218,700 磅，步骤 5）是起飞爬升限制（步骤 3）重量。
2. 可用的起飞距离大于爬升所需距离。（不使用改善爬升性能时，不受跑道长度限制）。
3. 防滞系统工作且打开。



改善爬升性能的起飞分析

例题 2（续）

6. 最大允许的起飞全重的确定，使用改进的爬升性能（4.10 节）

- a. 将跑道长度限制的起飞全重（227,800 磅，步骤 2）和爬升限制的起飞全重（218,700 磅，步骤 3）输入改进的爬升性能图表中（P74），沿着引导线到交叉点读出跑道长度/爬升限制的起飞全重（221,600 磅）和所需的速度增量（3.3 单位）。
- b. 有顶风时轮胎速度从不限制起飞重量，这说明最大速度增量时的轮速不具限制性。
- c. 最大允许的起飞全重（221,600 磅）和相应的所需速度增量（3.3 单位）是步骤 6（a）、6（b）和最大结构起飞重量限制三个中最小的。

7. 起飞速度的确定，使用改进的爬升性能（4.7 节和 4.10 节）

- a. 以步骤 6（c）确定的全重和速度增量，确定相对于零速度增量的相应的跑道长度限制的全重。这可通过以下步骤获得：将跑道长度/爬升限制的起飞全重（3.3 单位，步骤 6（a））和所需的速度增量（3.3 单位，步骤 6（a））输入改进的爬升性能图表中（P74），沿着跑道长度限制引导线到零速度增量线，读出全重=227,800 磅。

注： 将步骤 7（a）确定的全重输入 4.7 节的 V1 确定 程序。

- b. 单发修正的可用起飞距离=8,180 英尺（步骤 1（b），习题 1）。
- c. 修正的所需跑道长度=8,180 英尺（步骤 2，习题 1）。
- d. 修正的可用加速—停止距离=8,660 英尺（步骤 1（d），习题 1）。



改善爬升性能的起飞分析

例题 2 (续)

e. 将下列数据输入跑道长度和 V1 修正表 (P63)

(1) 根据单发修正的可用起飞距离 (8,180 英尺, 步骤 7 (b)) 和修正的所需跑道长度 (8,180 英尺, 步骤 7 (c)), 读出 V1/最小 VR=1.0。

(2) 根据修正的可用加速—停止距离 (8,660 英尺, 步骤 7 (d)) 和修正的所需跑道长度 (8,180 英尺, 步骤 7 (c)), 读出 V1/最大 VR=1.0。

注: V1 不能超过 VR ($V1/VR \leq 1.0$)

f. 将机场温度/高度、允许的起飞全重 (221,600 磅, 步骤 6 (a))、V1/最小 VR (1.0, 步骤 7 (e) (2)) 输入起飞速度表中 (P70), 读出起飞速度 VR=143.3kt, V2=150.0kt, 最小 V1=143.3kt, 最大 V1=143.3kt。

g. 将步骤 7 (f) 确定的 VR、V2 和 V1 速度输入改进的爬升性能表中 (P74), 沿着引导线到步骤 6 (c) 确定的速度增量 (3.3 单位), 确定用改善爬升性能的起飞速度值, 最接近的数值为:

V1=147kt, V2=153kt, 最小 V1=147kt, 最大 V1=147kt。

8. 最大刹车能量速度的确定 (4.7 节)

将机场温度/高度、允许的起飞全重 (221,600 磅, 步骤 6 (c)) 和给定的跑道坡度、风和刹车形态等数据输入刹车能量限制表中 (P71)。读出最大刹车能量速度, 即 VMBE=204.5kt。VMBE 不具限制性, 因为步骤 7 (g) 中的所有 V1 都小于 204.5 kt。



改善爬升性能的起飞分析

例题 2（续）

9. 地面控制最小 V1 的确定（4.7 节）

将机场温度/高度和允许的起飞全重（221,600 磅，步骤 3（c））输入地面控制最小 V1 图表中（P72），读出地面控制最小 V1，即 $V1(MCG) = 109.0 \text{ kt}$ 。

结果

最大允许的起飞全重（步骤 6（c））：221,600 磅

起飞速度（步骤 7（g））： $V1 = 147 \text{ kt}$

$VR = 147 \text{ kt}$

$V2 = 153 \text{ kt}$



越障限制的起飞重量分析

例题 3

目的

此习题介绍越障图表的使用。不使用速度增量程序。此习题示范基本手册中 4.9 节中越障分析程序的使用。确定最大允许的起飞全重和相应的起飞速度以完成可以飞越规定障碍物的起飞。

条件

除了增加下列障碍物外其他条件与习题 1 一样。

障碍物 1：距可用的实际跑道末 3,400 英尺处，高 100 英尺。

障碍物 2：距可用的实际跑道末 25,000 英尺处，高 550 英尺。

分析

除了要考虑障碍物外其他分析都与习题 1 一样，遵照越障分析（4.9 节）以确定是否受障碍物限制。如果是就确定越障限制的起飞全重。

注：习题 1 中步骤 1 至 5 是考虑障碍物前确定限制起飞全重所要遵守的最初程序。

从现在开始将遵守基本手册 4.9 节中越障分析程序。

障碍物 1

1. 确定基准零

这是起飞航径分析的起点且是找出障碍物的基准点。基准零是跑道上或所需起飞距离末端的净空道上一个点，可按下列方法确定基准零：



越障限制的起飞重量分析

例题 3 (续)

- (a) 由于飞机不受跑道长度限制，将机场温度/高度和下列最小重量(218,700): 受爬升限制 (218,700 磅，习题 1 步骤 3)；轮胎速度限制（不具限制性，习题 1 步骤 4）；结构限制 (230,000 磅)；操作要求（未给出）或其他越障要求（未确定）输入跑道长度限制表中（P65），读出修正的所需跑道长度 (7,490 英尺)。
- (b) 将修正的所需跑道长度 (7,490 英尺，步骤 1 (a)) 和修正的可用加速—停止距离 (8,660 英尺，习题 1 步骤 1 (d)) 输入跑道长度和 V1 修正图表中 (P63)，遵守 $V1/VR \leq 1.0$ 限制，读出单发修正的所需起飞距离 (7,480 英尺)。
- (c) 将修正的所需跑道长度 (7,480 英尺，步骤 1 (b)) 和给定的跑道坡度、风和防冰数据输入单发修正的起飞距离图表中 (P61)，向后穿过图表，读出单发实际所需起飞距离 (7,280 英尺)。
- (d) 将修正的所需跑道长度 (7,490 英尺，步骤 1 (a)) 和给定的跑道坡度、风和防冰数据输入双发修正的跑道长度图表 (P60)，向后穿过图表，读出双发实际所需的起飞距离 (7,220 英尺)。
- (e) 实际所需起飞距离 (7,280 英尺) 是单发 (7,220 英尺，步骤 1 (c)) 或双发 (7,280 英尺，步骤 1 (d)) 所需起飞距离中较大者。这是相对于跑道头松刹车的基准零位置。



越障限制的起飞重量分析

例题 3（续）

2. 修正障碍物 1 距基准零的障碍物距离和高度

实际所需跑道长度（8,000 英尺，给定的）减去实际所需起飞距离（7,280 英尺，步骤 1（e）），得出的差值加上可用跑道长度末端（3,400 英尺，给定的）测出的障碍物距离。在带坡度的跑道上，障碍物高度还必须修正基准零和可用跑道长度末端的标高差值。跑道坡度（0.01，给定的）乘以实际所需起飞距离（7,280 英尺，步骤 1（e））和实际可用跑道长度（8,000 英尺，给定的）的差值。将此结果加上实际可用跑道长度末端测出的障碍物高度（100 英尺，给定的）。参阅基本手册中带坡度跑道对越障的影响。

全重 = 218,700 磅，步骤 1（a），障碍物 1 距基准零的距离和高度。

距基准零的水平距离 = $(8,000 - 7,280) + 3,400 = 4,120$ 英尺

高于基准零的高度 = $(8,000 - 7,280) (0.01) + 100 = 107$ 英尺

3. 障碍物 1 可用的起飞爬升梯度

- (a) 将机场温度/高度和步骤 1（a）中用于确定基准零的全重（218,700 磅）输入起飞爬升图表中（P75），读出可用的起飞爬升全梯度（2.3% 静风，400 英尺）。
- (b) 将可用全梯度（2.3%，步骤 3（a））和风输入梯度修正（起飞爬升）图表（P82）中，读出修正的可用全梯度（2.45%）。



越障限制的起飞重量分析

例题 3（续）

越障

4. 近距离的障碍物

因为障碍物 1 距基准零小于 7,000 英尺，所以使用近距离障碍物分析程序：

- (a) 将距基准零的障碍物距离（4,120 英尺，步骤 2）和修正的可用全梯度（2.45%，步骤 3（b））输入近距离越障图表（P76），读出高于基准零的可用高度（61 英尺）。
- (b) 高于基准零的可用高度（61 英尺，步骤 4（a））小于或等于高于基准零的障碍物高度（107 英尺，步骤 2），因此，未越过障碍物。

由于未能飞越障碍物 1，所以必须减小起飞重量以达到较高的梯度能力。所需的起飞距离也会减小导致产生新的基准零和障碍物高度与距离。通过确定近距离越障图表上（P76）障碍物高度线（障碍物高度与距基准零的距离的关系）和障碍物距离交换线（梯度能力与距离的关系）的交点找出此问题的解决办法。

5. 带坡度跑道对越障的影响（4.9 节）

从原障碍物高度 100 英尺开始建立一条带 1%上坡的障碍物高度线，原障碍物距离为 3,400 英尺。此条线是按高度差/距离差 = .01 比值来画的。因此，从高度 = 100 英尺和距离 = 3,400 英尺到高度 = 130 英尺，距离 = 6,400 英尺（ $(130 - 100) \div (6,400 - 3,400) = .01$ ）的一条直线就是所需线。

6. 障碍物交换线的绘制（4.9 节）

从步骤 4（a）定义的梯度和距离开始，画一条障碍物距离交换线。根据障碍物距离交换线图表（P78）中襟翼 15 这条线，列出下列表格。



障碍物限制的起飞重量分析

例题 3 (续)

①	②	③	④
400 英尺的 全梯度	基准距离	从起始点开始的 基准距离的改变	距基准零的 水平距离
%	英尺(P78)	英尺(②-505)	英尺(③+4120)
2.45*	505	0	4120*
2.8	860	355	4475
3.0	1050	545	4665
3.2	1210	705	4825
3.4	1370	865	4985

* 障碍物距离交换线的起始点(步骤 4(a))

将上表第 1 栏和第 4 栏的点画到 76 页上的近距离越障图表上形成的线就是所需越障的交换线。此线和步骤 5 那条线的交点确定出飞越障碍物 1 所需梯度为 3.36%，距基准零的距离为 4950 英尺。

由于从跑道头松刹车到障碍物 1 的距离为 11400 英尺(实际可用跑道长度(8000 英尺, 给定的)加上实际可用跑道长度头到障碍物 1 的距离(3400 英尺, 给定的)), 所以从跑道头松刹车到基准零的距离为 6450 英尺。(11400-4950)。

7. 障碍物 I 限制的起飞重量

- 将越障(3.36%，步骤 6)所需修正的全梯度和风输入梯度修正(起飞爬升)图表(P83)中，读出越障所需的静风梯度(3.16%)。
- 将机场温度/高度和越障所需的静风全梯度(3.16%，步骤 7(a))输入起飞爬升图表中(P75)，读出越障限制的起飞全重(204,000 磅)。



障碍物限制的起飞重量分析

例题 3 (续)

注: 由于可用的修正全梯度(2.45%, 步骤 3(b))差值小于越障所需修正全梯度(3.36%, 步骤 6).5%以上, 所以从步骤 1 开始根据障碍物限制全重(204,000 磅, 步骤 7(b))重新分析起飞航径, 可使障碍物限制的全重有较大的增量。因为此重复计算步骤不会介绍新程序, 所以此步骤在此不做赘述。从这一点开始, 越障分析程序将确定是否障碍物 2 会进一步限制起飞全重。分析障碍物 2 时将考虑障碍物 1 对起飞全重所产生的限制。

8. 确定障碍物 2 的基准零

障碍物 2 的基准零与障碍物 1 分析的最后结论的基准零一样, 即距跑道头松刹车点(步骤 6)6450 英尺。

9. 修正障碍物 2 距基准零的距离和高度

将实际可用跑道长度(8000 英尺, 给定)减去实际所需起飞距离(6450 英尺, 步骤 8), 将差值加上从可用跑道长度(25000 英尺, 给定)末端测得的障碍物距离。障碍物高度还必须根据基准零和可用跑道长度标高差值进行修正。

全重=204,000 磅(步骤 7(b))时的障碍物 2 距基准零的距离和高度

距基准零的水平距离=(8000-6450)+25000=26550 英尺

高于基准零的高度=(8000-6450)(.01)+550=565.5 英尺

10. 可用的起飞爬升梯度

根据步骤 6, 修正的可用全梯度(飞越障碍物 1 所需的)为 3.36%。根据步骤 7(a), 静风可用全梯度为 3.16%。



障碍物限制的起飞重量分析

例题 3 (续)

越障

由于障碍物 2 距基准零点 7000 英尺以上，所以使用远距离障碍物分析程序。

11. 第二阶段的越障

- (a) 将高于基准零的障碍物高度(565.5 英尺，步骤 9)和修正的可用全梯度(3.36%，步骤 10)输入远距离越障图表中(P77)，读出距基准零的水平距离(22,800 英尺)。
- (b) 读出越障所需的全高度(785 英尺)。
- (c) 将机场温度/高度和可用静风全梯度(3.16%，步骤 10)输入最大改平高度图表(P79)，读出最大改平高度(1230 英尺)。
- (d) 步骤 11(c)的最大改平高度大于越障所需的全高度(步骤 11(b))，因此，第二阶段可以飞越障碍物。
- (e) 将障碍物距基准零的距离(26550 英尺，步骤 9)和修正的可用全梯度(3.36%，步骤 10)输入远距离越障图表中(P77)，读出高于基准零的可用高度(653 英尺)。
- (f) 由于高于基准零的可用高度(653 英尺，步骤 11(e))大于障碍物高于基准零的高度(565.5 英尺，步骤 9)，所有可以飞越障碍物且障碍物 2 不具有限制性。允许的起飞全重为 204,000 磅(步骤 7(b))。

12. 起飞速度确定(4.7 节)

注：下一步就是确定起飞速度。当起飞受障碍物限制时，使用基本手册 4.7 节中的 V1 确定 程序，修改单发修正的可用起飞距离等于越障限制起飞全重所需的修正跑道长度。



障碍物限制的起飞重量分析

例题 3 (续)

- (a) 将机场温度/高度和允许的起飞全重(204,000 磅, 步骤 11(f))输入跑道长度限制图表(P65), 读出修正的所需跑道长度(6420 英尺)。单发修正的可用起飞距离也是 6420 英尺, 这是由所需越障飞行航径决定的。
- (b) 修正的可用加速—停止距离为 8660 英尺。(步骤 1(b))
- (c) 跑道长度和 V1 修正图表中(P63)
- (1) V1/最小 VR=.0999。基于单发修正的可用起飞距离(6420 英尺, 步骤 12(a))和修正的所需跑道长度(6420 英尺, 步骤 12(a))。
- (2) V1/最大 VR=1.0。基于修正的可用加速停止距离(8660 英尺, 步骤 12(b))和修正的所需跑道长度(6420 英尺, 步骤 12(a)).V1 不能超过 VR(V1/VR ≤1.00。
- (d) 将机场温度/高度、限制全重 204,000 磅(步骤 11(f))、V1/最小 VR 和 V1/最大 VR(步骤 12(c))输入起飞速度表中, 确定起飞速度最接近值为: VR=135kt, V2=143kt, V1 最小=135kt, V1 最大=135kt。

13. 最大刹车能量速度确定(4.7 节)

将机场温度/高度、允许的起飞全重(204,000 磅, 步骤 11(f))以及给定的跑道坡度、风和刹车形态等数据输入刹车能量限制图表中(P71), 读出最大刹车能量速度 VMBE=215kt。VMBE 不具有限制性, 因为步骤 12(d)的整个 V1 范围都小于 215kt。

14. 地面控制最小 V1 的确定(4.7 节)

将机场温度/高度和允许的起飞全重(204,000 磅, 步骤 11(f))输入地面控制最小 V1 图表中(P72), 读出地面控制最小 V1, 即 V1(MCG)=109.4kt。V1(MCG)不具有限制性, 因为步骤 12(d)的整个 V1 都大于 109.4kt。



障碍物限制的起飞重量分析

例题 3 (续)

结果

最大允许的起飞重量(步骤 11(f)): 204,000 磅

起飞速度(步骤 12(d)): $V1=135kt$

$VR=135kt$

$V2=143kt$



远距离障碍物限制的起飞重量分析

例题 4

目的

此例题介绍越障图表的使用。不使用速度增量程序。将示范基本手册 4.9 节中定义的越障分析程序的使用，尤其是有关远距离障碍物程序的分析。将确定最大允许的起飞全重。

给定的

机场条件

机场标高(气压高度)=5000 英尺
起飞重量 200,000 磅够用的跑道长度
跑道坡度=0
障碍物：高 800 英尺，距基准零 55000 英尺

大气条件

机场外界温度=30°C(ISA+24.9°C)
高度 10 米(32.8 英尺)的报告风=-5kt(顺风)

飞机形态

襟翼位置 15
空调 开
防冰 关
所有刹车和防滞工作
安装 225MPH 的轮胎

考虑障碍物前允许的起飞全重是 200,000 磅。

分析

还将确定是否越障将减少 200,000 磅的最大允许起飞重量，此给定的起飞重量将作为分析程序的开始点。此例题的解决办法将基于越障分析程序。(4.9 节)

1. 确定基准零并修正障碍物距基准零的距离和高度

此例题中，可用的跑道长度定义为等于所需的跑道长度。因此，基准零是在跑道头，对障碍物距离或高度不需要做出修正。



远距离障碍物限制的起飞重量分析

例题 4 (续)

2. 可用的起飞爬升梯度

- (a) 将机场温度/高度和步骤 1 中用来确定基准零的全重(200,000 磅)输入起飞爬升图表中(P75), 读出可用的爬升全梯度(2.96%, 静风, 400 英尺)。
- (b) 将可用的全梯度(2.96%, 步骤 2(a))和风输入梯度修正(起飞爬升)表中(P82), 读出修正的可用全梯度(2.78%)。

越障

由于障碍物距离基准零大于 7000 英尺, 所以使用远距离障碍物分析。

3. 第二阶段的越障

- (a) 将障碍物高度(800 英尺)和修正的可用全梯度(2.78%, 步骤 2(b))输入远距离越障图表中(P77), 读出距基准零的水平距离(44150 英尺)。由于未超出延长的第二阶段爬升的末端, 所以继续到步骤 3(b)。
- (b) 将障碍物高度(800 英尺)和修正的可用全梯度(2.78%, 步骤 2(b))输入远距离越障图表中(P77), 读出越障所需的全高度(1185 英尺)。
- (c) 将机场温度/高度和静风可用全梯度(2.96%, 步骤 2(a))输入最大改平高度图表(P79)中, 读出最大改平高度(1132 英尺)。
- (d) 由于最大改平高度(1132 英尺, 步骤 3(c))小于越障所需全高(1185 英尺, 步骤 3(b)), 所以继续到步骤 4。

4. 延长的第二阶段

FAR 要求在起飞航径上高于 400 英尺全高的所有点上都具有最小 1.2% 的全爬升梯度能力。



远距离障碍物限制的起飞重量分析

例题 4 (续)

当速度和襟翼位置最严格的组合时可满足这种要求且推力为最大连续推力而不是复飞推力，那么最大改平高度不再限制以 V2 速度爬升的第二阶段必须终止高度。而第二阶段可以延长到起飞推力时间限制。

- (a) 如远距离越障图表(P77)中所注，以襟翼 15 飞延长的第二阶段最后阶段梯度能力要求为 2.66%。需要有这种梯度能力以确保使用最大连续推力在收襟翼过程中关键形态下有 1.2%的全梯度。
- (b) 将机场温度/高度和步骤 1 用于确定基准零的全重(200,000 磅)输入最后起飞爬升图表中(P81)，读出最后阶段可用全梯度(2.36%)。
- (c) 最后阶段可用全梯度(2.36%，步骤 4(b))小于最后阶段所需全梯度(2.66%，步骤 4(a))，因此，不允许延长的第二阶段爬升，且有必要减少起飞重量。核实下列可能性以达到最小重量减量：
 - (1) 确定满足延长的第二阶段所需的最小最后起飞爬升梯度的全重。参阅延长的第二阶段的最大全重。
 - (2) 确定在第二阶段未达到越障全重所需的全重。参阅第三阶段障碍物(步骤 6)。

5. 延长的第二阶段的最大全重

- (a) 将所需的最后阶段梯度能力(2.66%，步骤 4(a))和机场温度/高度输入最后起飞爬升图表中(P81)，读出延长的第二阶段的最大全重(194,700 磅)。



远距离障碍物限制的起飞重量分析

例题 4 (续)

注: 现在有必要确定在延长的第二阶段以最大全重能否飞越障碍物。如果此重量不能飞越障碍物, 则需使用基本手册 4.9 节中的 7(b)程序减少全重。如果此重量能越过障碍物, 那么延长的第二阶段中障碍物限制的起飞全重就是最大允许的重量。(194,700 磅, 步骤 5(a))。

- (b) 由于跑道坡度=0, 所以障碍物高度总是距基准零 800 英尺。距基准零的障碍物距离总是大于 55000 英尺, 如果起飞全重小于 200,000 磅(给定的)。
- (c) 将机场温度/高度和延长的第二阶段的最大全重(194,700 磅, 步骤 5(a))输入起飞爬升图表中(P75), 读出起飞爬升可用全梯度。(3.30%, 静风, 400 英尺)。
- (d) 将可用全梯度(3.30%, 步骤 5(c))和风输入梯度修正(起飞爬升)图表中(P82), 读出修正的可用全梯度(3.10%)。
- (e) 将障碍物高度(800 英尺)和修正的可用全梯度(3.10%, 步骤 5(d))输入远距离越障图表(P77), 读出越障所需的距基准零的水平距离(37,500 英尺)。
- (f) 由于飞越 800 英尺高的障碍物(3,500 英尺, 步骤 5(e))所需的水平距离小于 55000 英尺(步骤 5(b)), 所以可以飞越障碍物且延长的第二阶段障碍物限制的起飞全重是最大允许的重量。(194,700 磅, 步骤 5(a))。

6. 第三阶段的障碍物

第三阶段障碍物是计算的飞行航径平飞加速和收襟翼阶段可飞越的障碍物, 因此, 必须在第二阶段末或以前达到所需越障高度。最大改平高度图表上标出第二阶段的最大全高, 除非还满足其他要求。



远距离障碍物限制的起飞重量分析

例题 4 (续)

从修正的可用全梯度开始(步骤 2(b)获得的),可在远距越障图表上用下列程序在线上的每个点画一条最大改平高度线。最大改平高度线和障碍物高度的交叉点就是越障所需修正的全梯度。

最大改平高度线

- (a) 假设一个修正的全梯度
- (b) 将修正的全梯度(步骤 6(a))输入梯度修正(起飞爬升)图表中(P82), 确定静风的全梯度。
- (c) 将机场温度/高度和静风全梯度(步骤 6(b))输入最大改平高度表中(P79), 读出最大改平高度。

<u>6(a)</u>	<u>6(b)</u>	<u>6(c)</u>
2.78	2.96	1,132
3.0	3.18	1,230
3.2	3.40	1,333

- (d) 在远距越障图表上(P77)根据修正的全梯度(步骤 6(a))画出最大改平高度(步骤 6(c))。

障碍物限制的起飞全重

- (e) 画好最大改平高度线后, 沿着此线到障碍物高度(800 英尺), 读出越障所需修正的全梯度(2.86%)。
- (f) 将越障所需修正的全梯度(2.86%, 步骤 6(e))输入梯度修正(起飞爬升)图表中(P83), 确定越障所需静风全梯度(3.04%)。



远距离障碍物限制的起飞重量分析

例题 4 (续)

(g) 将机场温度/高度和越障所需静风全梯度(3.04%，步骤 6(f))输入起飞爬升图表中(P75)，读出第三阶段障碍物限制的起飞全重。(198,500 磅)

注： 使用延长的第二阶段程序(194,700 磅，步骤 5(a))和第三阶段障碍物程序(198,800 磅，步骤 6(g))比较所获得的起飞全重能力，很明显第三阶段程序能产生较好的结果。

起飞速度的确定程序与例题 3 一样，在此不再重复。

结果

最大允许的起飞全重(步骤 6(g))=198,500 磅。



最后阶段有障碍物的越障限制起飞全重

例题 5

目的

此例题介绍越障图表的使用。不使用速度增量程序。将示范基本手册 4.9 节中定义的最后阶段有障碍物的越障分析程序的使用。例题将确定以所需的起飞全重能否飞越障碍物。参阅后面的起飞飞行航径图表，它介绍此例题中计算的净和全航径。

给定的

机场条件

机场标高(气压高度)=2000 英尺
障碍物：高 1150 英尺，距基准零 95000 英尺
最低所需改平高度：高于跑道标高 800 英尺
跑道长度足够用于起飞重量 210,000 磅
跑道坡=0

大气条件

机场外界温度=10°C(ISA-1°C)
高度 10 米(32.8 英尺)的报告风=-5kt(顺风)

飞机形态

襟翼位置 15
空调 开
防冰 关
所有刹车和防滞工作
安装 225PMH 轮胎

考虑障碍物前允许的起飞全重为 210,000 磅。

分析

将确定越障是否减小最大允许的起飞重量，此例题中给定的 210,000 磅起飞重量是分析的起点。解决办法将基于越障分析程序(第 4.9 节)。



最后阶段有障碍物的越障限制起飞全重

例题 5 (续)

1. 确定基准零并修正距基准零的障碍物距离和高度

此例题中可用的跑道长度定义为等于所需的跑道长度。因此，基准零在跑道末端，对障碍物距离或高度无需修正。

2. 可用的起飞爬升梯度

- (a) 将机场温度/高度和步骤 1 用于确定基准零的全重(210,000 磅)输入起飞爬升图表(P75)，读出可用的起飞爬升全梯度(3.29%，静风，400 英尺)。
- (b) 将可用的全梯度(3.30%，步骤 2(a))输入梯度修正(起飞爬升)表中(P82)，读出修正的可用全梯度(3.10%)。

越障

由于障碍物距基准零大于 7000 英尺，所以使用远距障碍物分析程序。

3. 第二阶段的越障

- (a) 将障碍物高度(1150 英尺)和修正的可用全梯度(3.10%，步骤 2(b))输入远距越障图表中(P77)。距基准零的水平距离(57600 英尺)超出以襟翼 15 按照 3.10%全梯度爬升 5 分钟到达第二阶段末的距离极限值(56350 英尺)，而且在第二阶段内不可能飞越障碍物。障碍物将作为最后阶段的障碍物来分析。

4. 最后阶段的障碍物

当在第二阶段不能飞越远距障碍物时，有必要用第三阶段距离图表(P80)和最后起飞爬升图表(P81)画出第二阶段以后的飞行航径。

- (a) 选择最小允许的全改平高度。
800 英尺，给定的。



最后阶段有障碍物的越障限制起飞全重

例题 5 (续)

- (b) 将所需全改平高度(800 英尺, 步骤 4(a))和可用的修正全梯度(3.10%, 步骤 2(b))输入远距越障图表中(P77), 读出高于基准零的高度(560 英尺)和距基准零的水平距离(25500 英尺)。这是第二阶段末。
- (c) 将用于步骤 4(b)的同一风修正梯度(3.10%)输入梯度修正(起飞爬升)图表中(P82), 然后进一步修正到选择的全改平高度(800 英尺)。最后修正的全梯度为 3.0%。
- (d) 将机场温度/高度和修正的可用全梯度(3.0%, 步骤 4(c))输入第三阶段距离图表中(P80), 读出: 净第三阶段距离=38250 英尺。全第三阶段距离=32400 英尺。
- (e) 将步骤 4(d)中的净和全第三阶段距离加到第二阶段距离末(25500 英尺, 步骤 4(b))以得出从基准零到第三阶段末的净和全距离。

总的净距离=63750 英尺(25500+38250)

总的全距离=57900 英尺(25500+32400)

- (f) 将机场温度/高度和步骤 1 中用来确定基准零的全重(21,000 磅)输入最后起飞爬升图表(P81), 读出最后阶段可用全梯度。(3.55%)
- (g) 按如下 FAR 要求计算越障所需的全高度:

全高度=障碍物高度*+35+(.008×障碍物距离*)

1,945 英尺=1,150(步骤 1)+35+(.008×95000(步骤 1))

* 距基准零

- (h) 将最后阶段可用的全梯度(3.55%, 步骤 4(f))输入梯度修正(最后起飞爬升)图表中(P82), 然后进行风和全高度(1,945 英尺, 步骤 4(g))修正, 因为越障所需的全高度大于全高度修正刻度上的 1500 英尺基准高度, 最后得出修正的最后阶段可用全梯度。(3.33%)



最后阶段有障碍物的越障限制起飞全重

例题 5 (续)

(i) 将修正的最后阶段可用全梯度(3.33%，步骤 4(h))减去.8%。以获得修正的最后阶段可用净梯度(2.53%，(3.33-.8))。

(j) 从第三阶段末越过 1150 英尺障碍物必须获得的剩余净高度是障碍物高度与高于基准零的第三阶段高度(860 英尺，步骤 4(b))之差。按照修正的最后阶段可用净梯度(2.53%，步骤 4(i))达到此净高度。爬升到此高度的水平距离是：

$$\begin{aligned} \text{最后阶段距离} &= \frac{\text{障碍物高度} - \text{第三阶段高度}}{\text{修正的最后阶段可用净梯度}} \\ 23320 \text{ 英尺} &= \frac{1150 - 56}{.0253} \end{aligned}$$

(k) 将最后阶段距离(23320 英尺，步骤 4(j))加上第三阶段末(63750 英尺，步骤 4(e))到基准零的净距离得出基准零到越障的总净距离(87070 英尺)。

(l) 由于越障所需距离(87070 英尺，步骤 4(k))小于基准零到障碍物的距离，所以起飞重量为 210,000 磅时障碍物不具有限制性。

(m) 起飞航径末的全高度是：

$$\text{全高度} = \text{障碍物高度} + 35 + (.008 \times \text{距基准零的水平距离})$$

$$1,882 \text{ 英尺} = 1150 + 35 + (.008 \times 87070)$$

注： 起飞速度的确定与例题 3 一样，在此不重复。

结果

最大允许的起飞全重(步骤 4(l))=210,000 磅。



改善爬升性能的障碍物限制起飞重量分析

例题 6

目的

此例题介绍越障图表的使用。将示范基本手册 4.9 节定义的改善爬升性能的越障分析程序的使用。确定做越过定义的障碍物起飞的最大允许起飞全重。

给定的

机场条件

机场标高(气压高度)=5000 英尺

实际可用跑道长度=10000 英尺

跑道坡度=1%(上坡)

净空道: 无

停机道: 0 英尺

障碍物: 高 230 英尺, 距可用的实际跑道尾 16000 英尺

大气条件

机场外界温度= -10°C (ISA -15.1°C)

高度 10 米(32.8 英尺)的报告风=20kt(顶风)

飞机形态

襟翼位置 15

组件 开

防冰 关

所有刹车和防滞工作

起飞

起飞全重=221600 磅

修正的可用加速停止距离=11050 英尺

起飞速度增量=3.3 单位

分析

将确定越障是否减小允许的起飞全重(给定 221600 磅)

此例题的解决方法是基于基本手册 4.9 节的越障分析程序。



改善爬升性能的障碍物限制起飞重量分析

例题 6 (续)

1. 确定基准零

这是起飞航径分析的起点，是考虑障碍物位置的基准点。

基准零是跑道上或净空道上所需起飞距离结束处的一个点，可按下列方法确定：

(a) 改善爬升性能程序(4.10 节)修正的所需跑道长度

(1) 零速度增量的起飞全重

将起飞全重和起飞速度增量(221,600 磅和 3.3 单位，此例题给定的)输入改善爬升性能图表的跑道长度/爬升性能部分(P74)，沿着跑道长度限制引导线到零速度增量并读出与零速度增量相关(同一跑道长度)的起飞全重(227,800 磅)。

(2) 将零速度增量相关起飞重量(227,800 磅，步骤 1(a)(1))和机场温度/高度输入相应的跑道长度限制图表(P65)，读出修正的所需跑道长度(8180 英尺)。

(b) 将修正的所需跑道长度(8180 英尺，步骤 1(a)(2))和修正的可用加速—停止距离(11050 英尺，给定的)输入跑道长度和 V1 修正表中，根据 $V1/VR \leq 1.0$ 的限制，读出单发修正的所需起飞距离(8180 英尺)。

(c) 将修正的所需起飞距离(8180 英尺，步骤 1(b))和给定的跑道坡度、风和防冰数据输入单发修正的起飞距离图表(P61)，向后穿过图表，读出单发实际所需起飞距离(8000 英尺)。



改善爬升性能的障碍物限制起飞重量分析

例题 6（续）

- (d) 将修正的所需跑道长度(8180 英尺, 步骤 1(a)(2))和给定的跑道坡度、风和防冰数据输入双发修正的跑道长度表中(P60), 向后穿过图表, 读出双发实际所需起飞距离(7920 英尺)。
- (e) 实际所需起飞距离(8000 英尺)是单发(8000 英尺, 步骤 1(c))或双发(7920 英尺, 步骤 1(d))所需起飞距离中较大者。这是相对跑道头松刹车的基准零位置。

2. 修正相对基准零的障碍物距离和高度

将实际可用跑道长度(10000 英尺, 给定的)减去实际所需起飞距离(8000 英尺, 步骤 1(e)), 将差值加上从可用跑道末(16000 英尺)测得的障碍物距离。在带坡度的跑道上, 障碍物高度还必须修正基准零和可用跑道末的标高差。将跑道坡度(.01, 给定)乘以实际所需起飞距离(8000 英尺, 步骤 1(e))和实际可用跑道长度(10,000 英尺, 给定)的差值, 把结果加上从实际可用跑道长度末(230 英尺, 给定)测得的障碍物高度。参阅基本手册 4.9 节中带坡度跑道对越障的影响。

全重=210,600 磅时基准零距障碍物的距离和高度

距基准零的水平距离=(10,000-8,000)+16,000=18000 英尺

高于基准零的高度=(10,000-8,000)×(.01)+230=250 英尺

3. 可用的起飞爬升梯度

- (a) 将机场温度/高度和步骤 1 用于确定基准零的全重(221,600 磅)输入起飞爬升图表(P75), 读出可用的起飞爬升全梯度=2.16%。



改善爬升性能的障碍物限制起飞重量分析

例题 6 (续)

- (b) 由于使用改善爬升性能技术，将起飞爬升全梯度(2.16%，步骤 3(a))和起飞速度增量(3.3 单位，给定)输入起飞爬升(改善爬升性能)图表中(P73)，读出改善爬升性能的起飞爬升可用全梯度 = 2.30%。
- (c) 将改进爬升的起飞爬升可用全梯度(2.30%，步骤 2(b))输入梯度修正(起飞爬升)图表中(P82)，读出修正的可用全梯度 = 2.45%。

越障

由于障碍物距基准零大于 7000 英尺，所以使用远距离障碍物分析程序。

4. 第二阶段的越障

- (a) 将高于基准零的障碍物高度(250 英尺，步骤 2)和修正的可用全梯度(2.45%，步骤 3(c))输入远距离越障图表中(P77)，读出距基准零的水平距离(15,300 英尺)。由于未超出延长的第二阶段爬升，所以继续分析到步骤 4(b)。
- (b) 将高于基准零的障碍物高度(250 英尺，步骤 2)和修正的可用全梯度(2.45%，步骤 3(c))输入远距离越障图表中(P77)，读出越障所需全高度(405 英尺)。
- (c) 将机场温度/高度和可用全梯度(2.30%，步骤 3(b))输入最大改平高度表(P79)，读出最大改平高度(795 英尺)。
- (d) 步骤 4(c)得出的最大改平高度大于越障所需的全高度(步骤 4(b))，因此，第二阶段可以飞越障碍物。



改善爬升性能的障碍物限制起飞重量分析

例题 6 (续)

- (e) 将障碍物距基准零的水平距离(18000 英尺, 步骤 2)和修正可用的全梯度(2.45%, 步骤 3(c))输入远距离越障图表(P77), 读出高于基准零的可用高度(290 英尺)。
- (f) 由于高于基准零的可用高度(290 英尺, 步骤 4(e))大于高于基准零的障碍物高度(250 英尺, 步骤 2), 所以可以飞越障碍物。以给定的 3.3 速度增量时允许的起飞全重 221,600 磅。



VMC 限制的起飞

例题 7A

适用于 D631N001。例题 7B 适用于 D631002 和 D631N005。

目的

当起飞决断速度 V_1 小于允许的地面控制最小 V_1 , $V_1(MCG)$ 且修正的可用加速—停止距离超过基准 $V_1(MCG)$ 限制的加速—停止距离时此例题介绍总的图表和所需分析程序的使用。

根据所需起飞全重确定起飞速度。

给定的

机场条件

机场标高(气压高度)=0 英尺

修正的加速—停止距离=10,000 英尺

单发修正的起飞距离=10,000 英尺

跑道坡度=0

障碍物: 无

基准 $V_1(MCG)$ 限制的加速—停止距离=4,400 英尺

大气条件

机场外界温度= -10°C (ISA -25°C)

高度 10 米(32.8 英尺)的报告风=0kt

飞机形态

所需起飞全重=160,000 磅

襟翼位置 15

组件 开

防冰 关

所有刹车工作

防滞开

最大结构起飞重量限制

230,000 磅



VMC 限制的起飞

例题 7A (续)

分析

假设 160,000 磅的所需起飞全重小于基于机场、大气条件和飞机形态限制的最小起飞全重。确定相应的起飞速度后，还必须确定没有违反基本手册 4.7 节注明的起飞速度限制。此例题探讨起飞决断速度 V_1 小于地面控制最小 V_1 , $V_1(MCG)$ 的情况(在给定条件下)。将结合基本手册中(4.8 节)VMC 限制的起飞程序来解决此问题。

使用基本手册 4.7 节的起飞决断速度 V_1 确定程序来计算起飞速度。

1. 起飞速度确定(4.7 节)

- (a) 单发修正的可用起飞距离(10,000 英尺，给定的)
- (b) 将机场温度/高度和所需起飞全重(160,000 磅，给定的)输入跑道长度限制图表(P65)，读出修正的所需跑道长度=3300 英尺。
- (c) 修正的可用加速—停止距离(10,000 英尺，给定的)
- (d) 将下列数据输入跑道长度和 V_1 修正表中(P63)
 - (1) 单发修正的可用起飞距离(10,000 英尺，步骤 1(a))和修正的所需跑道长度(3300 英尺，步骤 1(b))，读出 V_1 /最小 $VR=.62$ 。
 - (2) 修正的可用加速—停止距离(10,000 英尺，步骤 1(c))和修正的所需跑道长度(3,300 英尺，步骤 1(b))，读出 V_1 /最大 $VR=1.0$ 。



VMC 限制的起飞

例题 7A (续)

- (e) 将机场温度/高度、所需起飞全重(160,000 磅, 给定的)、V1/最小 VR(.62, 步骤 1(d)(1))和 V1/最大 VR(1.0, 步骤 1(d)(2))输入起飞速度表中(P70), 读出起飞速度 $VR=114.5kt$, $V2=130.8kt$, $V1$ 最小 $=71.0kt$, $V1$ 最大 $=114.5kt$ 。

2. 最大刹车能量速度确定(4.7 节)

将机场温度/高度, 允许的起飞全重(160,000 磅, 给定)和给定的跑道坡度、风和刹车形态等数据输入刹车能量限制表中(P71), 读出最大刹车能量速度 $VMBE \geq 215kt$ 。VMBE 不具有限制性, 因为步骤 1(e)的所有 V1 都小于 215kt。

3. 地面控制最小 V1 的确定(4.7 节)

将机场温度/高度和所需起飞全重(160,000 磅, 给定的)输入地面控制最小 V1 图中(P72), 读出地面控制最小 V1, 即 $V1(MCG)=115.9kt$ 。V1(MCG)具有限制性, 因为 1(e) 的所有 V1 和 VR 都小于 115.9kt。

4. V1(MCG)限制的起飞(4.8 节)

- (a) 由于修正的可用加速—停止距离(10,000 英尺, 给定)大于基准 V1(MCG)限制的加速—停止距离(4,400 英尺, 给定), 所以 V1 和 VR 可以增加至等于 V1(MCG), 不会影响跑道长度限制的起飞。因为 $VR < V1(MCG)$ 步骤 3, 所以需要增大速度使 $VR=V1(MCG)$ 。

(b) 所需速度增量

将 VR 速度(114.5kt, 步骤 1(e))输入改善爬升性能图表中(P74), 沿引导线到 $VR=V1(MCG)$ (115.9kt, 步骤 3), 读出所需速度增量 $=1.4$ 单位。



VMC 限制的起飞

例题 7A (续)

(c) 确定起飞安全速度 V2

将基本 V2(130.8kt, 步骤 1(e))输入改善爬升性能图表中(P74), 沿着引导线到速度增量(1.4 单位, 步骤 4(b)), 确定起飞安全速度, $V2=132.0\text{kt}$ 。

结果

- (a) $V1=V1(\text{MCG})=115.9\text{kt}$ (步骤 3)
- (b) $V1=V1(\text{MCG})=115.9\text{kt}$ (步骤 3)
- (c) $V2=132.0\text{kt}$, (步骤 4(c))



VMC 限制的起飞

例题 7B

适用于 D631N002 和 D631N005。例题 7A 适用于 D631N001。

目的

当起飞决断速度 V_1 小于允许的地面控制最小 V_1 , $V_1(MCG)$ 且修正的可用加速—停止距离超过基准 $V_1(MCG)$ 限制的加速—停止距离时此例题介绍总的图表和所需分析程序的使用。

根据所需起飞全重确定起飞速度。

给定的

机场条件

机场标高(气压高度)=0 英尺

跑道坡度=0

障碍物: 无

基准 $V_1(MCG)$ 限制的加速—停止距离=4400 英尺

基准 1.05VMCA 限制的修正的跑道长度=4400 英尺

双发修正的可用跑道长度=10,000 英尺

单发修正的可用跑道长度=10,020 英尺

修正的加速—停止距离=10,000 英尺

单发修正的起飞距离=10,000 英尺

大气条件

机场外界温度= -10°C (ISA -25°C)

高度 10 米(32.8 英尺)的报告风=0kt

飞机形态

所需起飞全重=160,000 磅

襟翼位置 15

组件 开

防冰 关

所有刹车工作

防滞开

最大结构起飞重量限制

230,000 磅



VMC 限制的起飞

例题 7B (续)

分析

假设 160,000 磅的所需起飞全重小于基于机场、大气条件和飞机形态限制的最小起飞全重。确定相应的起飞速度后，还必须确定没有违反基本手册 4.7 节注明的起飞速度限制。此例题探讨起飞决断速度 V_1 小于地面控制最小 V_1 , $V_1(MCG)$ 的情况(在给定条件下)。将结合基本手册中(4.8 节)VMC 限制的起飞程序来解决此问题。

使用基本手册 4.7 节的起飞决断速度 V_1 确定程序来计算起飞速度。

1. 起飞速度确定(4.7 节)

- (a) 单发修正的可用起飞距离(10,000 英尺，给定的)
- (b) 将机场温度/高度和所需起飞全重(160,000 磅，给定的)输入跑道长度限制图表(P65)，读出修正的所需跑道长度=3300 英尺。
- (c) 修正的可用加速—停止距离(10,000 英尺，给定的)
- (d) 将下列数据输入跑道长度和 V_1 修正表中(P63)
 - (1) 单发修正的可用起飞距离(10,000 英尺，步骤 1(a))和修正的所需跑道长度(3300 英尺，步骤 1(b))，读出 V_1 /最小 $VR=.62$ 。
 - (2) 修正的可用加速—停止距离(10,000 英尺，步骤 1(c))和修正的所需跑道长度(3,300 英尺，步骤 1(b))，读出 V_1 /最大 $VR=1.0$ 。



VMC 限制的起飞

例题 7B (续)

- (e) 将机场温度/高度、所需起飞全重(160,000 磅, 给定的)、V1/最小 VR(.62, 步骤 1(d)(1))和 V1/最大 VR(1.0, 步骤 1(d)(2))输入起飞速度表中(P70), 读出起飞速度 VR=114.5kt, V2=130.8kt, 最小 V1=71.0kt, 最大 V1=114.5kt。

2. 最大刹车能量速度确定(4.7 节)

将机场温度/高度, 允许的起飞全重(160,000 磅, 给定)和给定的跑道坡度、风和刹车形态等数据输入刹车能量限制表中(P71), 读出最大刹车能量速度 VMBE ≥ 215kt。VMBE 不具有限制性, 因为步骤 1(e)的所有 V1 都小于 215kt。

3. V1(MCG)和 1.05VMCA 的确定(4.7 节)

- (a) 将机场温度/高度和所需的全重(160,000 磅, 给定的)输入地面控制最小 V1 表中(P84), 读出地面控制最小 V1, 即 V1(MCG)=113.7kt。
- (b) 将机场温度/高度和襟翼位置输入空中最小控制速度表(P85), 读出 1.05VMCA=115.9kt。1.05VMCA 具有限制性, 因为步骤 1(e)的 VR 都小于 115.9kt。

4. VMC 限制的起飞(4.8 节)

- (a) 由于修正的可用加速—停止距离(10,000 英尺, 给定)大于基准 V1(MCG)限制的加速—停止距离(4,400 英尺, 给定), 所以 V1 可以增加至等于 V1(MCG), 而不会影响跑道长度限制的起飞。因为双发修正的可用跑道长度(10,000 英尺, 给定)和单发修正的可用跑道长度(10,020 英尺, 给定)两者中较小者大于基准 1.05VMCA 限制的修正跑道长度(4,400 英尺, 给定), 所以 VR 可以增大至等于 1.05VMCA, 而不影响跑道长度限制的起飞。



VMC 限制的起飞

例题 7B (续)

(b) 所需速度增量

将 VR 速度(114.5kt, 步骤 1(e))输入改善爬升性能图表中(P74), 沿引导线到 $VR=V1(MCG)$ (115.9kt, 步骤 3), 读出所需速度增量=1.4 单位。

(c) 确定起飞安全速度 V2

将基本 V2(130.8kt, 步骤 1(e))输入改善爬升性能图表中(P74), 沿着引导线到速度增量(1.4 单位, 步骤 4(b)), 确定起飞安全速度, $V2=132.0kt$ 。

结果

- (a) $V1=V1(MCG)=113.7kt$ (步骤 3(a))
- (b) $V1=1.05V1(MCG)=115.9kt$ (步骤 3(b))
- (c) $V2=132.0kt$, (步骤 4(c))



刹车能量限制起飞重量分析

例题 8

目的

本例题示范了在给定条件下单发判断速度 V_1 超过刹车能量限制的最大速度 VM_{BE} 时应采用的程序。将确定最大允许起飞全重和相应的起飞速度。

给定的

机场条件

机场标高(气压高度)=0 英尺
实际可用跑道长度=9,000 英尺
跑道坡度=-2%(下坡)
净空道: 最大允许
停机道: 0
障碍物: 无

大气条件

机场 $OAT=30^{\circ}C(ISA+15^{\circ}C)$
在 10 米(32.8 英尺)处报告的风=-15kt(顺风)

飞机形态

襟翼位置 5
空调组件开
防冰关
1 个刹车失效
装有 225MPH 轮胎

最大结构起飞重量限制

230,000 磅

分析

最大允许起飞全重为以下重量中最小的一个:

- 1) 最大结构限制起飞重量(第 1 节)
- 2) 跑道长度限制起飞全重(第 4.4 节)
- 3) 爬升限制起飞全重(第 4.5 节)
- 4) 轮速限制起飞全重(第 4.6 节)
- 5) 越障限制起飞全重(第 4.9 节)



刹车能量限制起飞重量分析

例题 8 (续)

最大结构限制起飞重量可在第 1 节中找到。本例中给定为 230,000 磅。

修正的可用跑道长度是根据机场和大气条件以及飞机形态来确定的。修正的可用跑道长度是用来确定跑道长度限制起飞全重的。

爬升和轮速限制起飞全重是根据机场和大气条件以及飞机形态确定的。

例题中给定没有障碍物；所以，起飞全重没有越障限制。

在确定了最小的起飞全重和对应的起飞速度后，还必须确认在手册 4.7 节中给出的起飞速度限制都没有被超过。本例中讨论了这样的情况，即起飞决断速度 V_1 的整个许可范围都超过了刹车能量速度 VM_{BE} ，从而需要按刹车能量限制起飞全重来减小起飞全重。

1. 确定修正的可用跑道长度(第 4.3 节)

- (a) 用实际可用跑道长度(9,000 英尺)和给定的静空道、跑道坡度、风和防冰条件来查双发工作修正跑道长度表(第 60 页)。得出双发工作修正可用跑道长度 = 8,720 英尺。
- (b) 用实际可用跑道长度(9,000 英尺)和给定的静空道、跑道坡度、风和防冰条件来查单发工作修正跑道长度表(第 60 页)。得出单发工作修正可用跑道长度 = 9,160 英尺。
- (c) 实际可用跑道长度(9,000 英尺)加上停止道(0 英尺)得到实际可用加速—停止距离(9,000 英尺)。



刹车能量限制起飞重量分析

例题 8 (续)

- (d) 用实际可用加速—停止距离(9,000 英尺)和给定的跑道坡度、风、防冰和刹车条件查修正加速停止距离表(第 62 页)。得出修正的可用加速停止距离=7,000 英尺。
- (e) 用单发修正起飞距离(9,160 英尺, 步骤 1(b))和修正的可用加速停止距离(7,000 英尺, 步骤 1(d))来查跑道长度和 V1 调整表(第 63 页)。得出修正的可用跑道长度(单发)=8,050 英尺。
- (f) 双发工作修正的可用跑道长度(8,720 英尺, 步骤 1(a))和修正的可用跑道长度(单发)(8,050 英尺, 步骤 1(e))两者中的较小者就是修正的可用跑道长度(8,050 英尺)。修正的可用跑道长度用来确定跑道长度限制起飞全重。

2. 确定跑道长度限制起飞全重(第 4.4 节)

用机场温度/高度和修正的可用跑道长度(8,050 英尺, 步骤 1(f))来查跑道长度限制表。得出跑道长度限制起飞全重=229,500 磅。

3. 确定爬升限制起飞全重(第 4.5 节)

用机场温度/高度和风来查爬升限制表(第 68 页)。得出爬升限制起飞全重 $\geq$ 240,000 磅。

4. 确定轮速限制起飞全重(第 4.6 节)

用机场温度/高度和风来查轮速限制表(第 68 页)。得出轮速限制起飞全重=230,000 磅。

5. 确定最大允许起飞全重

第 2, 3, 4 步中得出的起飞全重限制和最大结构限制起飞重量中的最小者就是最大允许起飞全重(229,500 磅)。



刹车能量限制起飞重量分析

例题 8 (续)

6. 确定起飞速度(第 4.7 节)

注: 起飞速度是用基本手册第 4.7 节中的确定起飞决断速度 V1 程序来计算的。
此程序中的有些步骤先前已经完成了。

- (a) 单发修正可用起飞距离(9,160 英尺, 步骤 1(b))。
- (b) 用机场温度/高度和第 5 步中的允许起飞全重来查跑道长度限制表(第 64 页)。
得出修正的所需跑道长度=8,050 英尺。
- (c) 修正的可用加速停止距离(7,000 英尺, 步骤 1(d))。
- (d) 查跑道长度和 V1 调整表(第 63 页)。
 - (1) 用单发修正可用起飞距离(9,160 英尺, 步骤 1(a))和修正的所需跑道长度(8,050 英尺, 步骤 6(b))来查。得出 V1/最小 VR=.946。
 - (2) 用修正的可用加速停止距离(7,000 英尺, 步骤 6(c))和修正的所需跑道长度(8,050 英尺, 步骤 6(b))来查。得出 V1/最大 VR=.946。
- (e) 用机场温度/高度, 允许起飞全重(229,500 磅, 步骤 5), V1/最小 VR(.946, 步骤 6(d)(1))和 V1/最大 VR(.946, 步骤 6(d)(2))来查起飞速度表。得出起飞速度 VR=153kt, V2=161kt, 最小 V1=145kt, 最大 V1=145kt。

注: 此例中允许的起飞决断速度 V1 范围限制为单一值(V1=145kt)。

7. 确定地面控制最小 V1(第 4.7 节)

用机场温度/高度和允许起飞全重(229,500 磅, 步骤 5)来查地面控制最小 V1 表(第 72 页)。得出地面控制最小 V1, 即 V1(MCG)=113.9kt。V1(MCG)不存在限制, 因为步骤 6(e)中的整个 V1 范围都大于 113.9kt。



刹车能量限制起飞重量分析

例题 8 (续)

8. 确定最大刹车能量速度(第 4.7 节)

- (a) 用机场温度/高度, 允许起飞全重(229,500 磅, 步骤 5)和给定的跑道坡度、风和刹车形态条件来查刹车能量限制表。得出最大刹车能量速度 V_{MBE} = 139.7kt。
- (b) 步骤 6(e)中的整个 V₁ 范围都大于 V_{MBE}, 使得飞机受 V_{MBE} 限制。必须减小起飞全重直至使 V₁ 等于 V_{MBE}。要找出此全重, 构造下表, 并用得出的 V₁/V_R 比值和相应的修正跑道长度在跑道长度和 V₁ 调整表上标出 V_{MBE} 限制。

全重	VR	V _{MBE}	$\frac{V_1}{V_R} = \frac{V_{MBE}}{V_R}$	修正的跑道长度
磅	kt	kt		英尺
	(第 69 页)	(第 71 页)		(第 64 页)
220,000	148.0	143.8	.9716	7,300
225,000	150.7	141.7	.9403	7,700
230,000	153.2	139.5	.9106	8,100
235,000	155.7	137.3	.8818	8,500

- (c) 从跑道长度和 V₁ 调整表(第 63 页)中, 可以得到本例题的结果。结果必须满足 V_{MBE} 限制, 这样单发修正的所需起飞距离不大于可用距离(9,160 英尺, 步骤 1(b)), 且修正的所需加速停止距离不大于可用距离(7,000 英尺, 步骤 1(d))。对于本例题而言可以用修正跑道长度 7,820 英尺和 V₁/V_R = .930。



刹车能量限制起飞重量分析

例题 8 (续)

(d) 用机场高度/温度和修正跑道长度 7,820 英尺(步骤 8(c))来查跑道长度限制表并确定 VMBE 限制的最大允许起飞全重为 226,500 磅。

(e) 用机场温度/高度、限制全重 226,500 磅(步骤 8(d))和 $V_1/VR.930$ (步骤 8(c))来查起飞速度表(第 69 页)并确定精确到个位的起飞速度为:

$VR=151kt$, $V_1=141kt$, $V_2=160kt$

结果

最大允许起飞全重(步骤 8(d)): 226,500 磅

起飞速度(步骤 8(e)): $V_1=141kt$

$VR=151kt$

$V_2=160kt$



查表插值

例题 9

目的

本例题示范了从飞行手册表格中获取数据时的插值程序。示范的程序为线性插值并且不是强制性的。可以使用更复杂的程序。将确定各种条件下的跑道长度限制。

给定的

固定条件

襟翼位置 5
空调组件开
修正跑道长度=7,000 英尺

可变条件

举例	1	2	3	4
机场标高(英尺)	9,200	9,800	9,200	9,800
机场 OAT(°C)	0	30	15.1	15.1

分析

在给定的条件正好处在飞行手册中的两行之间时，线性插值是一个可以满足这种要求的程序。当所需的数据正好处于线上的转折区域时，则需要对线性插值程序作出修改。以下示范了不同条件下使用的程序。

不同条件下的跑道长度限制可以从跑道长度限制表(第 64 页)中确定。

第 1 例

用机场温度 0°C 查表，在 9,000 英尺和 10,000 英尺之间的线性插值可以接受，因为 0°C 线与两条线的交点都落在其转折温度的左边。用机场高度(9,200 英尺，给定)和修正跑道长度(7,000 英尺，给定)，得出起飞全重为 175,800 磅。

第 2 例

用机场温度 30°C 查表，在 9,000 英尺和 10,000 英尺之间的线性插值可以接受，因为 30°C 线与两条线的交点都在其转折温度的右边。用机场高度(9,800 英尺，给定)和修正跑道长度(7,000 英尺，给定)，得出起飞全重为 151,800 磅。



查表插值

例题 9（续）

第 3 例

用机场温度 15.1°C 查表，在 9,000 英尺和 10,000 英尺之间的线性插值不可接受，因为 15.1°C 线与 9,000 英尺线的交点在其转折温度(19°C)的左边，而与 10,000 英尺线的交点在其转折温度(13.5°C)的右边。这时的程序是先确定转折温度 15.1°C 所对应的高度。此高度是在，两个高度的转折温度连线上对应 15.1°C 的 9,000 英尺与 10,000 英尺之间线性插值那个高度。本例中，对应 15.1°C 的高度为 9,700 英尺。如果高度大于 9,700 英尺，则在转折线(9,700 英尺)和 10,000 英尺之间的线性插值可以给出所需的结果；如果高度小于 9,700 英尺，则在转折线(9,700 英尺)和 9,000 英尺之间的线性插值可以给出所需的结果。因为第 3 例中的机场标高为 9,200 英尺，低于 9,700 英尺，所以需要在转折线(9,700 英尺)和 9,000 英尺之间线性插值。用此插值点和修正的跑道长度(7,000 英尺，给定)，得出起飞全重=171,500 磅。

第 4 例

第 4 例中的机场温度与第 3 例中一样(15.1°C)，转折温度 15.1°C 对应的高度为 9,700 英尺。由于第 4 例中的机场标高为 9,800 英尺，高于 9,700 英尺，所以要在转折线(9,700 英尺)与 10,000 英尺之间线性插值。用此插值点和修正的跑道长度(7,000 英尺，给定)，得出起飞全重=166,000 磅。



中国南方航空
CHINA SOUTHERN

波音 757-21B
飞机飞行手册

附录 4

备用推力调置方法
(% N1 RPM)
(RB211-535E4 发动机)



目 录

页

第 1 节—取证限制

概述 ····· 1

第 2 节—紧急程序 ····· 1

第 3 节—操作程序 ····· 1

第 4 节—性能

性能调整 ····· 1

第 4.1 节—概述

重量减量的使用 ····· 1

起飞重量确定程序 ····· 1

起飞重量确定程序 ····· 2

重量减量 ····· 3

起飞速度 ····· 4

刹车能量 ····· 4

第 4.2 节—发动机数据

推力调置 ····· 1

起飞 N1 功率调定 ····· 2

复飞 N1 功率调定 ····· 3

空中 N1 功率调定(最大连续) ····· 4

黑体字标题为图表。
宋体字标题为文字。



第 1 节—取证限制

法律要求必须遵守本附录第 1 节中的限制

概述

本附录包含在 RB211-535E4 发动机上使用 N1 作为备用方法来调置推力从而控制飞行时的额外限制、程序和性能。

基本飞机飞行手册中第 1 节的限制，第 2 节和第 3 节的程序和第 4 节的性能都是适用的，除了在此处补充或修订的以外。

不允许使用改善爬升性能程序。

不允许使用假设温度方法来进行减推力操作。

不允许减推力 1 和减推力 2 操作。

这种情况下两台发动机上的电子发动机控制（EEC）都必须被抑制。



第 2 节—紧急程序

紧急程序不变。



第 3 节—操作程序

操作程序不变。



第 4 节—性能

性能调整

本附录中的性能调整适用于装 RB211-535E4 发动机的 757。



第 4.1 节—概述

重量减量的使用

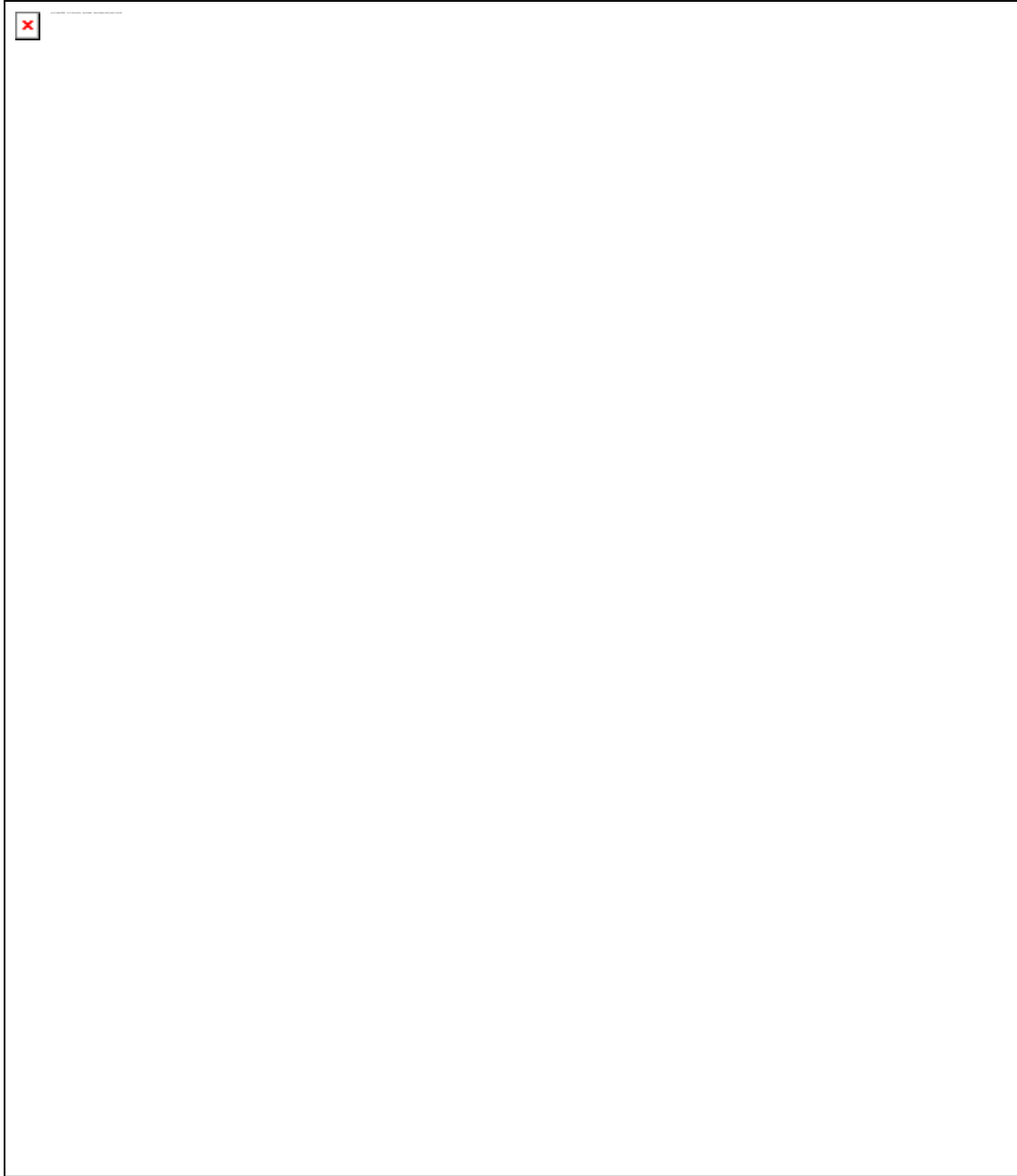
本附录中的重量减量提供了使用 N1 推力调置方法时所需的性能信息。本附录中只包括了与基本手册中不同的性能信息。

起飞重量确定程序

在确定使用 N1 推力调置的性能时要修改基本手册里给出的起飞重量确定程序。流程图(在下一页上)简要说明了对于给定的飞机、机场和大气条件如何确定起飞全重和相应速度的修改后的程序。更详细的程序见基本手册里的相应章节。



起飞重量确定程序





重量减量

重量限制不变，除了在相应的性能限制重量上要减去下列重量减量。

性能段

重量限制

重量减量

	襟翼 1	襟翼 5	襟翼 15	襟翼 20
起飞跑道长度限制	9,200 磅 (4,180 公斤)	9,200 磅 (4,180 公斤)	9,100 磅 (4,130 公斤)	9,100 磅 (4,130 公斤)
轮速重量限制 (210mph 或 225mph 轮胎)	1,100 磅 (500 公斤)	1,100 磅 (500 公斤)	1,100 磅 (500 公斤)	1,100 磅 (500 公斤)
起飞爬升限制	17,900 磅 (8,120 公斤)	17,300 磅 (7,850 公斤)	16,500 磅 (7,490 公斤)	15,300 磅 (6,940 公斤)
越障限制	17,900 磅 (8,120 公斤)	17,300 磅 (7,850 公斤)	16,500 磅 (7,490 公斤)	15,300 磅 (6,940 公斤)

襟翼收上

越障限制	15,100 磅 (6,850 公斤)
航路爬升限制	15,100 磅 (6,850 公斤)

襟翼 15/25

襟翼 20/30

进近—着陆爬升限制	16,200 磅 (7,350 公斤)	16,200 磅 (7,350 公斤)
-----------	------------------------	------------------------



起飞速度

在用 N1 调置推力时确定起飞速度：

1. 用相应的重量减量调整基本手册中的性能限制重量。
2. 用第 1 步中得出的重量和相应的起飞襟翼查基本手册第 4.7 节中的起飞速度表，得出 V1，VR 和 V2。
3. 如下所述调整第 2 步中确定的速度，以确定本情况下的起飞速度。

V1 加上 2 海里。

V2 减去 1 海里。

刹车能量

用调整后的起飞速度检查刹车能量限制。

越障

使用延长第二段爬升程序时，如下所述调整 5 分钟限制时的距离和高度：

- 1) 把假设梯度下 5 分钟限制时的水平距离减去 1900 英尺。
- 2) 用第 1 步中得出的调整距离查出假设梯度下新的 5 分钟限制高度。



第 4.2 节—发动机数据

本节中包含了 RB211-535E4 发动机用 N1 转速代替 EPR 来作为备用推力调置方法时 757 飞机的推力调置表。这种情况下两台发动机的电子发动机控制（EEC）都必须被抑制。

推力调置

只要遵守了第 4.1 节中重量减量的规定，就可以用本附录中的 N1 推力调置表来代替 EPR 调置表。提供了起飞，复飞和最大连续推力的推力调置表。



修订要点

D631N005 附录 10 修订 5 2002 年 09 月 25 日

飞机飞行手册 (AFM) 修订所制订的工程和提供的 FAA 许可只适用于波音最初交机形态并按波音服务通告改装的飞机。对于其它的飞机, 应由运营者负责从相应的规章制定机构取得对此 AFM 修订所提供数据适应性的批准。

本次修订的主要原因是增加了注释, 提供了波音服务通告 757-57-0058 所增加的涡流发生器或等效产品所带来的 0.04% 着陆爬升全梯度损失。也作了其它改动以更新附录。

本次修订包括以下修改:

<u>页码</u>	<u>代码</u>	<u>原因</u>
-----------	-----------	-----------

修订批准

1	023214	此页确认了本修订的批准权限和参考号。
---	--------	--------------------

页面记录

1, 2		进行了修订以反映本次修订的页面。
------	--	------------------

4.12 节

5	5110	替换了代码为 5100 的页面。增加了注释, 提供了波音服务通告 757-57-0058 所增加的涡流发生器或等效产品所带来的 0.04% 着陆爬升全梯度损失。
---	------	--



附录 10
在气压高度 14,000 或
14,500 英尺以下的机场的运行
757-200



目 录

页

介绍

介绍 1

第 1 节—取证限制

综合限制 1

运行限制

 发动机推力 1

 自动驾驶—飞行指引仪 1

第 2 节—紧急程序 1

第 3 节—操作程序

自动驾驶—飞行指引仪系统 1

第 4 节—性能

性能调整 1

概述 1

小节

概述 4.1

跑道长度修正 4.3

跑道长度限制 4.4

起飞爬升限制 4.5

轮速限制 4.6

起飞速度 4.7

越障 4.9

改善的爬升性能 4.10

进近和着陆爬升 4.12

着陆跑道长度和速度 4.13

以上所列大标题的分节见右边和此目录小节中的小节目录。



介绍

本附录中包括在气压高度 10,000 英尺和 14,500 英尺之间的机场装有 RB211-535E4 或 RB211-535E4-B 发动机的 757-200 飞机运行的取证限制、程序和性能。本附录是与基本飞行手册的第 1, 2, 3, 4 节和相应的附录共同使用的。



第 1 节—取证限制

法律要求遵守本附录第 1 节中的限制

基本飞机飞行手册第 1 节中的限制都适用，除了在此处补充或修改的以外。

一般限制

只要遵守本附录中附加的限制、程序和性能信息，就可以计划在气压高度达 14,500 英尺的机场的运行。在气压高度 10,000 英尺和 10,000 英尺以下的机场的运行是按照基本飞行手册中的程序和性能来进行的。如果机场气压高度正好是 10,000 英尺，那么用基本飞机飞行手册和本附录中确定的最大重量来计划运行都是满足联邦航空局的要求的。基本飞行手册中的页面如果没有被本附录中的页面所替换且没有被本附录中的限制所排除，那么都可以用来计划在 10,000 英尺和 14,500 英尺气压高度之间的机场的运行。

在气压高度 10,000 英尺和 14,500 英尺之间的机场运行时，只能使用襟翼 5 起飞，襟翼 15 进近，襟翼 25 着陆。

本附录中的性能适用于 RB211-535E4 和 RB211-535E4-B 发动机。

运行限制

运行限制不变，除了：

最大起飞和着陆高度 - 14,000(14,500*)英尺气压高度。

* 在 14,500 英尺高度起飞和着陆只适用于完成了波音服务通告 757-21-0071 或 757-21-0097 的飞机。

起飞、着陆和航路温度限制 - 使用本附录 4.1 节第 19 页上的环境包线图表。

发动机推力

在基本飞机飞行手册第 4.2 节中的推力调置表里列出了起飞和最大连续推力的 EPR 值。

自动驾驶—飞行指引仪

在气压高度高于 8,400 英尺的机场，100 英尺无线电高度以下不得使用自动驾驶。



第 2 节—紧急程序

基本飞机飞行手册第 2 节中的紧急程序不变。



第 3 节—操作程序

基本飞机飞行手册第 3 节中的操作程序不变，除了：

自动驾驶—飞行指引仪系统

在气压高度高于 8,400 英尺的机场，100 英尺无线电高度以下不得使用自动驾驶。



第 4 节—性能

性能调整

基本飞机飞行手册第 4 节中的 RB211-535E4/RB211-535E4-B 性能数据不变，除了在此处修改的以外。

概述

本节中包含了在气压高度 10,000 英尺和 14,500 英尺之间的机场计划起飞和着陆运行所需的特殊表格和资料。在气压高度 10,000 英尺和 10,000 英尺以下的机场的运行是按照基本飞行手册的程序和性能来进行的。如果机场气压高度正好是 10,000 英尺，那么用基本飞机飞行手册和本附录中确定的最大重量来计划运行都是满足联邦航空局的要求的。基本飞行手册中的页面如果没有被本附录中的页面所替换且没有被本附录中的限制所排除，那么都可以用来计划在 10,000 英尺和 14,500 英尺气压高度之间的机场的运行。

在气压高度 10,000 英尺和 14,500 英尺之间的机场的运行时，只能使用襟翼 5 起飞，襟翼 15 进近，襟翼 25 着陆。



第 4.1 节—概述

目录

	页
目录	1
图表使用	2
标准性能条件	2
环境包线	19

黑体字标题为图表。
宋体字标题为文字。



第 4.1 节—概述

图表使用

本附录中的图表提供了在气压高度 10,000 英尺和 14,500 英尺之间的机场运行所需的性能资料。本附录中只包括与基本手册不同的性能资料。

标准性能条件

本节中的所有性能都是基于基本手册中的标准性能条件，除了：

后缘襟翼位置如下：

后缘襟翼

起飞	5
进近	15
着陆	25



第 4.3 节—跑道长度修正

目录

	页
目录	1
概述	2
双发工作修正跑道长度	5
单发修正起飞距离	6
修正加速停止距离	7
跑道长度和 V1 调整(高度—温度区域)	8
跑道长度和 V1 调整(区域 A)(襟翼 5)	11
跑道长度和 V1 调整(区域 A)(襟翼 5)(扩大的)	12
跑道长度和 V1 调整(区域 B)(襟翼 5)	17
跑道长度和 V1 调整(区域 B)(襟翼 5)(扩大的)	18

黑体字标题为图表。

宋体字标题为文字。



第 4.3 节—跑道长度修正

概述

本附录中的图表提供了在气压高度 10,000 英尺和 14,500 英尺之间的机场运行所需的性能资料。只包含了与基本手册中不同的性能资料。



第 4.4 节—跑道长度限制

目录

	页
目录	1
概述	2
跑道长度限制(空调开)(襟翼 5)	8
跑道长度限制(空调关)(襟翼 5)	10

黑体字标题为图表。
宋体字标题为文字。



第 4.4 节—跑道长度限制

概述

本附录中的图表提供了在气压高度 10,000 英尺和 14,500 英尺之间的机场运行所需的性能资料。只包含了与基本手册中不同的性能资料。



第 4.5 节—起飞爬升限制

目录

	页
目录	1
概述	2
起飞爬升限制(空调开)(襟翼 5)	5
起飞爬升限制(空调关)(襟翼 5)	6

黑体字标题为图表。
宋体字标题为文字。



第 4.5 节—起飞爬升限制

概述

本附录中的图表提供了在气压高度 10,000 英尺和 14,500 英尺之间的机场运行所需的性能资料。只包含了与基本手册中不同的性能资料。



第 4.6 节—轮速限制

目录

	页
目录	1
概述	2
轮速限制(210MPH 轮胎)	4
轮速限制(225MPH 轮胎)	8

黑体字标题为图表。
宋体字标题为文字。



第 4.6 节—轮速限制

概述

本附录中的图表提供了在气压高度 10,000 英尺和 14,500 英尺之间的机场运行所需的性能资料。只包含了与基本手册中不同的性能资料。



第 4.7 节—起飞速度

目录

	页
目录	1
概述	2
起飞速度(襟翼 5)	9
刹车能量限制(襟翼 5)	13
地面控制最小 V1	16
空中最小控制速度	17
参考速度	19

黑体字标题为图表。

宋体字标题为文字。



第 4.7 节—起飞速度

概述

本附录中的图表提供了在气压高度 10,000 英尺和 14,500 英尺之间的机场运行所需的性能资料。只包含了与基本手册中不同的性能资料。



第 4.9 节—越障

目录

	页
目录	1
概述	2
起飞爬升(空调开)(襟翼 5)	27
起飞爬升(空调关)(襟翼 5)	28
近处越障	
无改善爬升	33
有改善爬升	34
远处越障	35
障碍物距离换算线	36
最大改平高度(襟翼 5)	38
第三段距离(襟翼 5)	42
最终起飞爬升(空调开)	45
最终起飞爬升(空调关)	46
梯度修正(起飞爬升)	47
梯度修正(最终起飞爬升)	48

黑体字标题为图表。

宋体字标题为文字。



第 4.9 节—越障

概述

本附录中的图表提供了在气压高度 10,000 英尺和 14,500 英尺之间的机场运行所需的性能资料。只包含了与基本手册中不同的性能资料。



第 4.10 节—改善爬升性能

目录

	页
目录	1
概述	2
改善爬升性能(襟翼 5)	
起飞重量限制	6
起飞速度	6A
起飞爬升(改善的爬升)	8

黑体字标题为图表。

宋体字标题为文字。



第 4.10 节—改善爬升性能

概述

本附录中的图表提供了在气压高度 10,000 英尺和 14,500 英尺之间的机场运行所需的性能资料。只包含了与基本手册中不同的性能资料。



第 4.12 节—进近和着陆爬升

目录

	页
目录	1
内容	2
进近爬升(襟翼 15)	3
着陆爬升(襟翼 25)	5
最大着陆重量(爬升限制)(进近 15/着陆 25)	7

黑体字标题为图表。

宋体字标题为文字。



第 4.12 节—进近和着陆爬升

概述

本附录中的图表提供了在气压高度 10,000 英尺和 14,000(14,500*)英尺之间的机场运行所需的性能资料。只包含了与基本手册中不同的性能资料。



第 4.13 节—着陆跑道长度和速度

目录

	页
目录	1
概述	2
着陆距离	4
着陆跑道长度	
防滞工作(襟翼 25)	5
防滞不工作(襟翼 25)	6
最大快速过站重量(襟翼 25)	9
带自动轮刹的停止距离	11

黑体字标题为图表。

宋体字标题为文字。



第 4.13 节—着陆跑道长度和速度

概述

本附录中的图表提供了在气压高度 10,000 英尺和 14,500 英尺之间的机场运行所需的性能资料。只包含了与基本手册中不同的性能资料。



附录 15C

在气压高度 14,000 英尺以下的
机场的 10 分钟起飞推力操作

(RB211-535E4)

757-200



目 录

页号

介绍

介绍 ····· 1

第 1 节—取证限制

综合限制 ····· 1

操作限制

 发动机推力 ····· 1

 自动驾驶—飞行指引仪 ····· 1

第 2 节—紧急程序 ····· 1

第 3 节—操作程序 ····· 1

自动驾驶—飞行指引仪系统 ····· 1

第 4 节—性能

性能调整 ····· 1

概述 ····· 1

小节

越障 ····· 4.9

以上所列大标题的分节见右边和此目录小节中的小节目录。



介绍

在使用附录 10 “在气压高度高达 14,000 英尺的机场运行”时，本附录包含了在起飞单发时最多可以使用 10 分钟起飞推力调置所需的附加取证限制一程序和性能资料。本附录和附录 10 是与基本飞机飞行手册中的第 1，2，3，4 节和其它相应附录共同使用的。

本附录不满足美国联邦航空管理局的要求，但是按照外国民航局的要求由 FAA 批准的。



第 1 节—取证限制

法律要求遵守本附录第一节中的限制

基本飞机飞行手册第 1 节和附录 10 中的限制都适用，除了在此处补充或修订的以外。

一般限制

只要遵守本附录中附加的限制值、程序和性能，就可以计划在气压高度 10,000 英尺到 14,000 英尺的机场使用 10 分钟起飞推力的运行。在基本飞机飞行手册中的页面，如果没有被本附录 10 中的页面替换，并且没有因为限制而被排除，则可以用计划的气压高度 10,000 英尺到 14,000 英尺的机场运行。

本附录是基于安装了两台 RB211-535E4 发动机的性能的。

操作限制

操作限制不变，除了：

附录 10, 第 4.1 节, 第 19 页上的环境包线所示的起飞和着陆高度限制放宽到 14,000 英尺。

发动机推力

起飞和最大连续推力的 N1 值在其飞机飞行手册第 4.2 节的推力调置表上。

自动驾驶—飞行指引仪

在气压高度 8,400 英尺以上的机场，100 英尺无线电高度以下不得使用自动驾驶。



第 2 节—紧急程序

基本飞机飞行手册第 2 节中所给的紧急程序不变。



第 3 节—操作程序

基本飞机飞行手册第 3 节中所给的操作程序不变，除了：

自动驾驶—飞行指引仪系统

在气压高度 8,400 英尺以上的机场，100 英尺无线电高度以下不得使用自动驾驶。



第 4 节—性能

性能调整

基本飞机飞行手册第 4 节中给出的 RB211-535E4 性能数据不变，除了在此处和附录 10 中修订的以外。

概述

本节与附录 10 的第 4 节一起使用，包含了在气压高度 10,000 英尺到 14,000 英尺之间的机场使用 10 分钟起飞推力运行的特殊表格和资料。在基本飞机飞行手册中的页面，如果没有被本附录 10 中的页面所替换，并且没有因为限制而被排除，则可以用于计划在气压高度 10,000 英尺和 14,000 英尺之间的机场的运行。

在气压高度 10,000 英尺和 14,000 英尺之间的机场的运行时，只能使用襟翼 5 起飞。



第 4.9 节—越障

目录

	页
目录	1
概述	2
远距越障	35
最大改平高度(襟翼 5)	38
梯度修正(起飞爬升)	47

黑体字标题为图表。
宋体字标题为文字。



第 4.9 节—越障

概述

本节与附录 10 的 4.9 节一起使用, 包含在气压高度 10,000 英尺到 14,000 英尺之间的机场使用 10 分钟起飞推力的特殊表格和资料。只包含了与基本手册和附录 10 中不同的性能资料。