E-C231FA008　版本: C
密级: 内部

# 中国商用飞机有限责任公司文件

# C919飞机显示和机组告警系统
# 描述文档

206628 2020-06-23 08:59:43

## 中国商用飞机有限责任公司

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其他文件中，用于制造或其他目的。

编制： 张博 191114

审核： 费益 191114

适航内审： 丁腾跃 191114

批准： 周贵荣 191114

批准：

批准：

206628 2020-06-23 08:59:43

**局方审批状态：C919-AAC209-EE10597**

**文档状态: 已发布**

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其他文件中，用于制造或其他目的。

# 更改记录

| 版本 | 更改说明 | 日期 |
|---|---|---|
| A | 新发 | 140321 |
| B | 根据局方型号资料审查意见C919-AAC209-EE0061，结合当前C919飞机显示和机组告警系统设计进展，对E-C231FA008做如下修改：<br>a) 增加系统人机界面的描述，包括显示界面和控制界面；<br>b) 更新引用文件及缩略语；<br>c) 细化系统描述及部件描述；<br>d) 增加系统架构描述；<br>e) 增加验证条款和对应章节索引。 | 190705 |
| C | 根据局方型号资料审查表C919-AAC209-EE10553，更新以下内容：<br>a) 更新引用文件；<br>b) 5.1节概述中增加C919飞机DCAS系统三种取证构型描述；修改HUD系统描述，删除接收接口系统信息，与HDDCS描述保持一致；修改初始上电显示格式描述，增加主视野范围与显示器相对位置的描述；<br>c) 5.1.3节增加光标移动跨屏时的位置示意图及相关描述；<br>d) 5.1.4.2节增加半屏PFD/HSI只能手选的相关描述；<br>e) 5.1.4.5节增加全屏MAP需在同一台IDU两个MFW上选择MAP格式的相关描述；<br>f) 5.1.4.12.3节增加同一ATA章节号同一级别内按字母升序排列的描述；<br>g) 更新5.3节架构图，明确DCAS系统软件驻留的GPM信息；<br>h) 5.3.3.2节增加FDAS打分机制的详细描述；<br>i) 5.3.3.2.1节增加飞行阶段剖面图；<br>j) 5.3.3.2.2节增加其它系统与FDAS接口描述；<br>k) 5.3.4.1增加AUX页面环境信息描述；<br>l) 5.6.1节增加系统延迟指标，删除当前性能指标；<br>m) 新增5.10节，增加预装的非TC构型软硬件；<br>n)新增软件构型项：OGLX (DAL A)、GPM1_DATA_LOAD_AGENT_ASSISTANT (DAL B)和GPM2_DATA_LOAD_AGENT_ASSISTANT (DAL B)；<br>o) 修改软件等级：IO_PFD由IDALB改为IDAL A，IOM_DATA_LOAD_DEAMON由IDAL A改为IDAL B；<br>p) 修改IDU安全设计特征，增加应用层CRC校验，修改关键图像内容监控方案。 | 191114 |

2066 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其他文件中，用于制造或其他目的。

# 目 次

1 范围 ..... 2
2 引用文件 ..... 2
3 缩略语 ..... 2
4 相关条款 ..... 4
5 系统描述 ..... 9
5.1 概述 ..... 9
5.2 功能 ..... 58
5.3 系统页面显示、架构和设备组成 ..... 75
5.4 系统运行描述 ..... 287
5.5 系统安全保证特征 ..... 288
5.6 系统关键指标 ..... 296
5.7 设备环境 ..... 300
5.8 接口 ..... 303
5.9 依赖性 ..... 310
5.10 预装的非TC构型软硬件 ..... 311
6 部件描述 ..... 311
6.1 部件级架构 ..... 311
6.2 设备安装特性 ..... 319

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

## 1 范围

本文件描述了 C919 飞机显示和机组告警系统（Display and Crew Alerting System, DCAS）的功能、性能、架构、在飞机上的安装及工作方式等。

本文件适用于 C919 飞机。

## 2 引用文件

下列文件对于本文件的应用是必不可少的。凡是注版本的引用文件，仅该版本文件适用于本文件。凡是不注版本的引用文件，其最新版本（包括所有的修改单）适用于本文件。

| | |
|---|---|
| E-C110JY004 | C919飞机级功能定义 |
| E-C135DG002 | C919飞机机载设备机械环境技术大纲 |
| E-C223FA005 | C919 飞机通信系统描述文档 |
| E-C234FA006 | C919 飞机飞行管理系统描述文档 |
| E-C224FA011 | C919 飞机电源系统描述文档(SDD) |
| E-C231JB011 | C919 飞机指示/记录系统初始主最低设备清单 |

## 3 缩略语

| | | |
|---|---|---|
| ABCU | Alternate Braking Control Unit | 备用刹车控制组件 |
| ADF | Automatic Direction Finder | 自动定向机 |
| ADI | Attitude Display Indicator | 姿态指引仪 |
| ADS | Air Data System | 大气数据系统 |
| ADS-B | Automatic Dependent Surveillance-Broadcast | 广播式自动相关监视 |
| AFCS | Automatic Flight Control System | 自动飞行控制系统 |
| AGCU | APU Generator Control Unit | 辅助发电机控制器 |
| ANP | Actual Navigation Performance | 实际导航性能 |
| AOC | Airport Operational Communications | 机场运行通信 |
| APU | Auxiliary Power Unit | 辅助动力装置 |
| ATS | Air Traffic Service | 空中交通服务 |
| CAS | Crew Alerting System | 机组告警系统 |
| CCD | Cursor Control Device | 光标控制装置 |
| COTS | Commercial Off the Shelf | 商业货架产品 |
| CPA | Control Panel Assembly | 控制板组件 |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| | | |
|---|---|---|
| CPDLC | Controller Pilot Data Link Communication | 管制员-驾驶员数据链通信 |
| DCP | Display Control Panel | 显示控制板 |
| DME | Distance Measuring Equipment | 测距器 |
| ECL | Electronic Checklist | 电子检查单 |
| ECU | Electronic Control Unit | 电子控制装置 |
| EGT | Exhaust Gas Temperature | 排气温度 |
| EICAS | Engine Indicating and Crew Alerting System | 发动机指示和机组告警系统 |
| FD | Flight Director | 飞行指引仪 |
| FMS | Flight Management System | 飞行管理系统 |
| FPV | Flight Path Vector | 飞行航迹矢量 |
| FSECU | Flap Slat Electronic Control Unit | 襟/缝翼电子控制单元 |
| GLS | GPS Landing System | 全球定位系统着陆系统 |
| GPM | General Processing Module | 通用处理模块 |
| HSI | Horizontal Situation Indicator | 水平位置指示 |
| IBIT | Initiated Build-In Test | 初始机内自检测 |
| ILS | Instrument Landing System | 仪表着陆系统 |
| IMA | Integrated Modular Avionics | 综合模块化航电 |
| IRS | Inertial Reference System | 惯性基准系统 |
| ISS | Integrated Surveillance System | 综合监视系统 |
| LNAV | Lateral Navigation | 横向导航 |
| LOC | Localizer | 航向道 |
| MB | Marker Beacon | 指点信标 |
| MFW | Multi-Function Window | 多功能窗口 |
| MKB | Multi-Function Keyboard | 多功能键盘 |
| MOC | Means of Compliance | 符合性方法 |
| MTBF | Mean Time Between Failure | 平均失效间隔时间 |
| MTTR | Mean Time To Repair | 平均修复时间 |
| NAI | Nacelle Anti-Ice | 短舱防冰 |
| OMS | Onboard Maintenance System | 机载维护系统 |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| | | |
|---|---|---|
| PBA | Push Button Annunciator | 带指示灯的按压式开关 |
| PIT | Pilot Initiated Test | 飞行员初始测试 |
| PMMEL | Preliminary Master Minimum Equipment List | 初始主最低设备清单 |
| PSEU | Proximity Sensor Electronics Unit | 接近传感器电子组件 |
| PTU | Power Transfer Unit | 能源转换装置 |
| RAT | Ram Air Turbine | 冲压空气涡轮 |
| RDIU | Remote Data Interface Unit | 远程数据接口装置 |
| RIU | Radio Interface Unit | 无线电接口装置 |
| RLS | Remote Light Sensor | 远距离亮度传感器 |
| RNP | Required Navigation Performance | 所需导航性能 |
| SAT | Static Air Temperature | 大气静温 |
| SDD | System Description Document | 系统描述文件 |
| TAT | Total Air Temperature | 大气总温 |
| TAWS | Terrain Awareness and Warning System | 地形提示和警告系统 |
| TCAS | Traffic Alert and Collision Avoidance System | 空中交通警戒与防撞系统 |
| TCQ | Throttle Control Quadrant | 油门控制组件 |
| TRU | Transformer Rectifier Unit | 变压整流器 |
| WAI | Wing Anti-Ice | 机翼防冰 |
| WXR | Weather Radar | 气象雷达 |
| VSD | Vertical Situation Display | 垂直位置显示 |

## 4 相关条款

本系统描述文档用于DCAS系统对表 1 中所列条款的符合性，对应关系如 表 1 所示。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

表 1 DCAS 系统 MOC1 适用条款及章节对应表

| 条款号 | 条款内容 | 对应章节 |
|---|---|---|
| 25.562c<br>(5) | 在本条(b)规定的条件下，必须保护每一乘员使头部免受严重伤害。在头部可能触及座椅或其它构件的情况下，必须提供保护措施以使头部伤害判据(HIC)不超过 1,000。头部伤害判据(HIC)由下式确定：<br>$HIC=\{(t_2-t_1)[\frac{1}{t_2-t_1}\int_{t_1}^{t_2}a(t)dt]^{2.5}\}_{max}$<br>式中：<br>t1——积分初始时间(秒)；<br>t2——积分终止时间(秒)；<br>a(t)——头部撞击总加速度对时间的关系曲线(a 用 g 的倍数表示)。 | 6.1 |
| 25.729e<br>(5)(6) | 位置指示器和警告装置 如果采用可收放起落架，必须有起落架位置指示器(以及驱动指示器工作所需的开关)或其它手段来通知驾驶员，起落架已锁定在放下(或收上)位置，该指示和警告手段的设计必须满足下列要求：<br>(5) 用于发生音响警告的系统设计必须避免虚假警告或不当警告。<br>(6) 用于抑制起落架音响警告的系统，其阻止警告系统工作的失效概率必须是不可能的。 | 5.3 |
| 25.903d<br>(1) | (d) 涡轮发动机的安装 对于涡轮发动机的安装有下列规定：<br>(1) 必须采取设计预防措施，能在一旦发动机转子损坏或发动机内起火烧穿发动机机匣时，对飞机的危害减至最小； | 5.1<br>5.3<br>6.2 |
| 25.1309<br>d,e,f | (d) 必须通过分析，必要时通过适当的地面、飞行或模拟器试验，来表明符合本条（b）的规定。这种分析必须考虑下列情况：<br>(1) 可能的失效模式，包括外界原因造成的故障和损坏；<br>(2) 多重失效和失效未被检测出的概率；<br>(3) 在各个飞行阶段和各种运行条件下，对飞机和乘员造成的后果；<br>(4) 对机组的警告信号，所需的纠正动作，以及对故障的检测能力。 | 5.2<br>5.3 |
| 25.1316<br>a | (a) 对于其功能失效会影响或妨碍飞机继续安全飞行和着陆的每种电气、电子系统的设计和安装，必须保证在飞机遭遇闪电环境时，执行这些功能的系统的工作与工作能力不受不利影响。 | 5.7 |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 条款号 | 条款内容 | 对应章节 |
|---|---|---|
| 25.1317<br>a | (a) 除本条（d）规定的以外，对于其功能失效会影响或妨碍飞机继续安全飞行和着陆的每个电气和电子系统必须设计和安装，以符合以下要求：<br>(1) 当飞机暴露于附录 L 中描述的 HIRF 环境 I 时和暴露后，其功能不会受到不利影响；<br>(2) 飞机暴露于附录 L 中描述的 HIRF 环境 I 后，系统及时地自动恢复其功能的正常运行，除非系统的这种功能恢复与该系统其它运行或功能要求相冲突；和<br>(3) 当飞机暴露于附录 L 中描述的 HIRF 环境 II 时和暴露后，系统不会受到不利影响。 | 5.7 |
| 25.1333<br>b | (b) 设备、系统和安装必须设计成，当发生任何单个故障或故障组合后(如未表明其概率极不可能)，无需增加机组成员的动作，仍能保留一组可供驾驶员使用的、由仪表提供的、对飞行安全必不可少的信息显示(包括姿态、航向、空速和高度)； | 5.1<br>5.3 |
| 25.1709 | 每个 EWIS 的设计和安装必须使得：<br>(a) 灾难性失效状态<br>(1) 是极不可能的，和<br>(2) 不会因单个失效而引起。<br>(b) 每个危险失效状况是极小的。 | 5.3 |
| EE-3 | （a）飞行机组告警必须：<br>（1）向飞机机组提供必要的信息，用于：<br>（i）识别非正常工作或飞机系统状态，以及，<br>（ii）必要时，确定采取适当的动作。<br>（2）在所有可预期的运行条件下，包括同时提供多个告警的条件下，可被飞行机组快速容易地察觉并理解；<br>（3）当告警条件不再存在时解除告警。<br>（b）根据告警需要飞行机组感知和响应的紧迫性，告警必须符合以下优先等级：<br>（1）警告：需要飞行机组立即感知和立即响应的情况；<br>（2）戒备：需要飞行机组立即感知并随后响应的情况；<br>（3）提示：需要飞行机组感知并可能要求随后响应的情况。<br>（c）警告和戒备告警必须：<br>（1）必要时，在每一级别内区分优先；<br>（2）至少通过听觉、视觉或触觉中两种不同感官形式的组合提供及时的、吸引飞行机 | 5.3 |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 条款号 | 条款内容 | 对应章节 |
| --- | --- | --- |
| | 组注意的指示；<br>（3）除非要求是连续的之外，允许本条(c)(2)中的吸引注意的指示可在每次触发后被确认和抑制。<br>（d）告警功能的设计必须能最大程度地减小错误告警和扰人告警的影响。特别是必须设计成：<br>（1）防止出现不正确或不必要的告警；<br>（2）当告警功能失效所导致的告警会干扰飞行机组安全操作飞机的能力时，应提供抑制告警中吸引注意力分量的手段。该手段不得被飞行机组方便操作，以防止无意的操作或由习惯性反应动作引起的操作。当告警被抑制时，必须向飞行机组提供清晰无误的通告表明告警已被抑制。<br>（e）视觉告警指示必须：<br>（1）符合下列颜色规定：<br>（i）红色，用于警告的告警指示；<br>（ii）琥珀色或黄色，用于戒备的告警指示；<br>（iii）除红色或绿色以外的任何颜色，用于提示的告警指示。<br>（2）如果在单色显示器上显示告警指示，不能符合本条（e）（1）款的颜色规定，则视觉编码技术应与驾驶舱内其它告警方式共同使用，以区分警告、戒备和提示的告警指示。<br>（f）必须对驾驶舱内除飞行机组告警功能以外的红色、琥珀色和黄色的使用加以限制，且这些颜色的使用不能对飞行机组告警造成不利影响。 | |
| EE-5 | 申请人应根据 C919 飞机仪表系统的设计方案，通过架构设计的等效安全性说明和安全性指标分析来表明仪表系统的完整性和可用性达到以下要求：<br>1、同时丢失正/副驾驶两侧显示和备用仪表显示的姿态、空速或高度信息的概率应小于 1*E-9/FH；同时丢失正/副驾驶两侧显示、备用仪表显示以及备用磁罗盘显示的航向信息的概率应小于 1*E-9/FH；同时丢失正/副驾驶两侧显示和备用仪表显示的垂直速度或侧滑信息的概率应小于 1*E-5/FH；<br>2、正/副驾驶两侧显示同时发生姿态或高度信息误指的概率应小于 1*E-9/FH；在丧失超速告警或失速告警的情况下，正/副驾驶两侧显示同时发生空速信息误指的概率应小 | 5.3<br>5.5 |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 条款号 | 条款内容 | 对应章节 |
| --- | --- | --- |
| | 于 1*E-9/FH；正/副驾驶两侧显示同时发生航向信息误指的概率应小于 1*E-7/FH；正/副驾驶两侧显示同时发生垂直速度或侧滑指示信息误指的概率应小于 1*E-5/FH；<br>3、同时丢失正/副驾驶两侧显示的姿态、空速或高度信息的概率应小于 1*E-7/FH；同时丢失正/副驾驶两侧以及备用仪表显示的航向信息的概率应小于 1*E-5/FH；<br>4、正/副驾驶单侧显示的姿态、空速或高度信息发生误指，同时备用仪表的信息发生误指或丢失的概率应小于 1*E-9/FH；正/副驾驶单侧显示的航向信息发生误指，同时备用仪表的信息发生误指或丢失的概率应小于 1*E-7/FH；<br>5、正/副驾驶单侧显示的姿态、高度发生误指的概率应小于 1*E-7/FH；正/副驾驶单侧显示的空速、航向发生误指的概率应小于 1*E-5/FH；<br>6、丢失正/副驾驶单侧显示的姿态、高度信息的概率应小于 1*E-5/FH； | |
| M-6 | 除以下情况外，本等效安全条款的要求，加上 CCAR 25 部其它特定要求，适用于飞机上安装的所有的设备、系统及安装。尽管本条款不适用于 CCAR 25 B 分部中的性能和飞行品质的要求以及 C、D 分部中的结构要求，但是适用于为符合这些要求所依赖的任何系统。由 CCAR25.671(c)(3)所覆盖的卡阻不在本条款(b)(1)(ii)所覆盖范围之内，25.735(b)(1)所覆盖的单个失效、25.810(a)(1)(v)和 25.812 所覆盖的失效影响不在本条(b)款所覆盖范围之内。本条(b)款适用于 25.901(c)所覆盖的动力装置安装。<br>(a) 飞机的设备和系统必须设计及安装成：<br>(1) 那些型号合格审定或运行规则所要求的，或者其功能不正常将降低安全性的系统或设备能在飞机运行和环境条件下执行预定功能；<br>(2) 其它设备和系统自身应不是危险源，且不会对飞机或其乘员，或者对(a)(1)中所覆盖系统或设备的正常工作造成不利的安全性影响。<br>(b) 飞机系统与有关部件的设计，在单独考虑以及与其它系统一同考虑的情况下，必须同时符合下列规定：<br>(1) 每个灾难性的失效状态<br>(i) 是极不可能的；<br>(ii) 不会因单个失效而引起；<br>(2) 每个危险的失效状态是极小的；<br>(3) 每个重大的失效状态是很小的。 | 5.1<br>5.2 |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 条款号 | 条款内容 | 对应章节 |
|---|---|---|
| | (c) 必须提供机组有关系统不安全工作情况的信息，并能使机组采取适当的纠正动作。如果需要立即采取纠正动作的，则必须提供警告指示。包括指示和通告在内的系统和控制器件的设计，必须尽量减少可能导致增加危险的机组失误。 | |

# 5 系统描述

## 5.1 概述

C919 飞机 DCAS 系统包括下视显示及控制系统（Head-Down Display and Control System，HDDCS）、飞行机组告警系统（Flight Deck Alerting System，FDAS）和平视显示系统（Head Up Display，HUD），其中 HUD 为选装系统。C919 飞机的取证构型为基本型（不含 HUD）、基本型+选装左侧 HUD、基本型+选装双侧 HUD。

HDDCS 系统采用 5 个 15.4 寸的综合显示器（Integrated Display Unit，IDU）为机组提供时间、飞行和导航数据、发动机参数、飞机系统状态等信息显示。5 个 IDU 可以通过驻留在 IMA 中的显示管理（Display Management in IMA，DMI）软件进行灵活配置，在任何一个或多个 IDU 失效的情况下可以进行重构，详见第 5.1.2 节。

FDAS 系统无单独的计算机，以驻留功能的形式驻留在 IMA 机柜的通用处理模块中，通过 IMA 网络接收各系统信息，在进行逻辑处理后通过 IMA 网络将视觉告警、音响告警的触发指令发送至主警告/主戒备（Master Warning/Master Caution，MW/MC）、IDU、RIU（驻留音频文件），实现视觉告警、音响告警功能。

HUD 系统由平显投影装置（HUD Projector Unit，HPU）、平显组合仪（HUD Combiner Unit，HCU）、平显符号生成软件（驻留于 IDU）组成，为飞行机组提供主飞行信息、以及传感器故障、风切变等警告和提示信息显示；同时 HUD 系统还接收并显示来自于自动飞行控制系统的导引信息。这些符号信息被投射到飞行员正前方透明的组合仪上，并聚焦在无穷远处，使飞行航迹矢量、姿态（地平线、俯仰和滚转）、航向、飞行导引信息相对于外界场景是对准的。飞行员保持平视姿态通过组合仪既可以读取飞行参数又可以观察外部场景，无须在下显和外部场景之间频繁转换，有效地降低了飞行员视觉疲劳及节省飞行员反应时间。HUD 作为主飞行显示器，可供飞行员在整个飞行阶段使用。

### 5.1.1 总体布局

C919 飞机DCAS系统在驾驶舱内的布局如 图 1 所示。DCAS系统由下列部件组成：

a) 显示部件：5 个 IDU、2 个 HPU、2 个 HCU；

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

b) 控制部件：2 个 DCP，2 个 CCD，2 个 MKB，1 个转换控制板（Reversion Control Panel，RCP），2 个计时按钮（驻留在遮光罩集成控制板），2 个 MW/MC（驻留在遮光罩集成控制板）、5 个显示器亮度/对比度调节旋钮（驻留在左右仪表控制板-IDU1/IDU2/IDU3/IDU4 调光/对比度，防冰、座舱压力和外部照明控制板-IDU5 调光/对比度）、EVS 开关 （驻留在左右侧杆，非 TC 功能）；

c) 其它部件：两个 RLS。

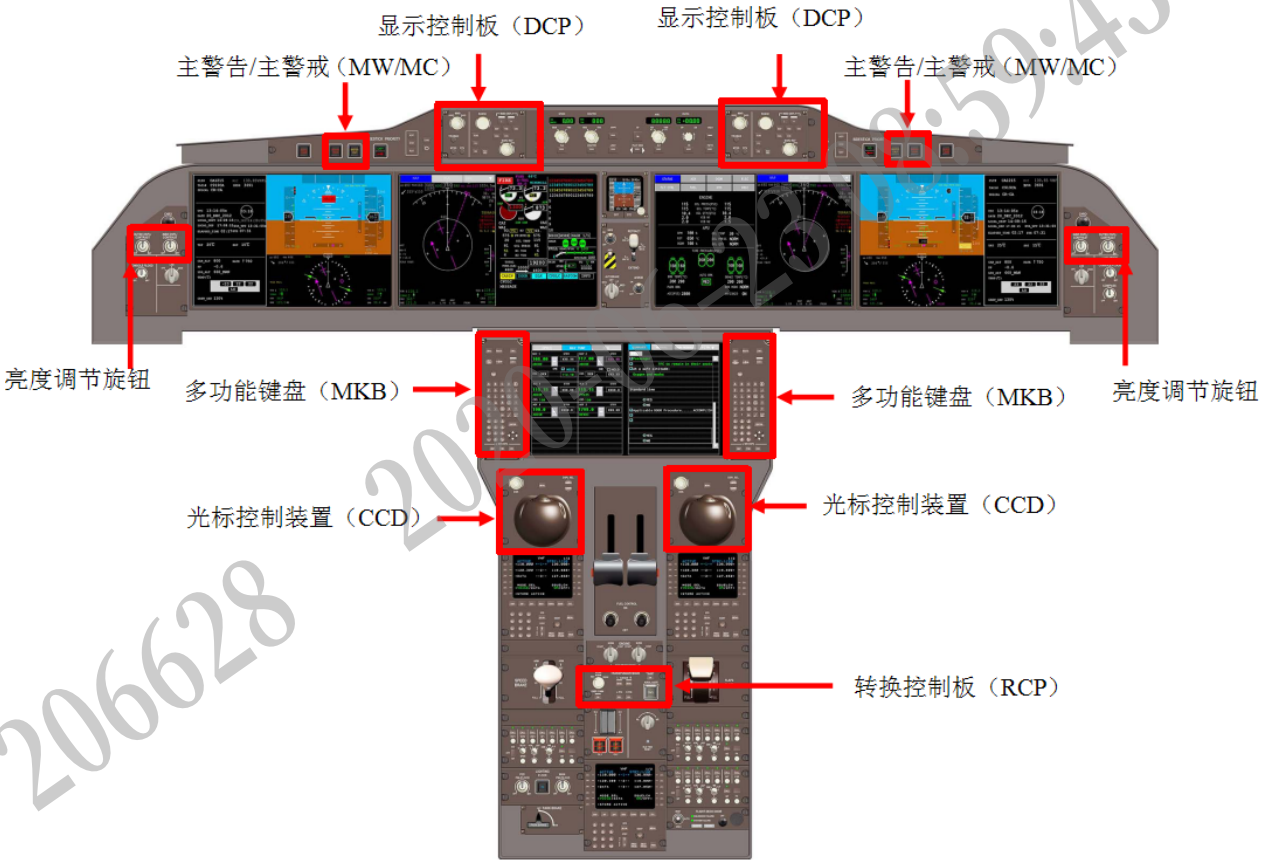



图 1 DCAS 系统设备安装布局

5 台IDU根据驻留在IMA机柜里的DMI软件配置指令显示主飞行显示（Primary Flight Display，PFD）、地图（MAP）、简图页（Synoptic，SYN）、通信导航监视（Communication Navigation Surveillance，CNS）、辅助页面（AUX）、FMS和OMS等页面。系统初始上电后，IDU1 和IDU4 显示PFD+AUX信息，IDU2 显示MAP+EICAS，IDU3 显示SYN+MAP，IDU5 显示FMS+CHKL，如 图 2 所示。

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

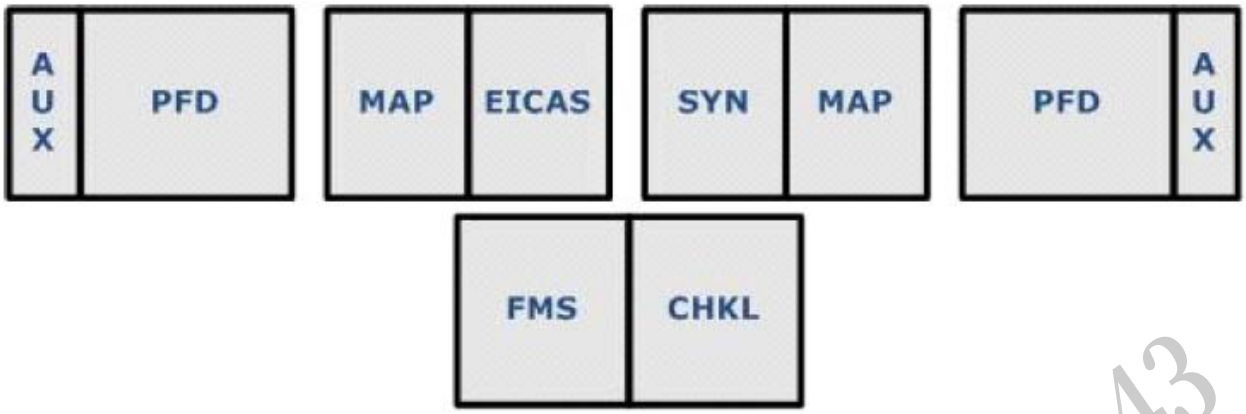



图 2 默认显示构型

PFD上的空速、高度、姿态和航向信息，均在在水平方向上±15°、垂直方向上-17 到-35°以内的主视场范围内。机组主视野范围和显示信息的相对关系如 图 3 所示。图中洋红色区域为飞行员水平视野±15° 以内在主仪表板上的投影，黄色区域为±35° 以内水平视野在主仪表板内侧的投影。灰色半透明区域为DU在主仪表板上的布置情况。上方红线为飞行员水平方向-30° 视野在主仪表板上的投影，下方红线为-35° 视野在主仪表板上的投影。

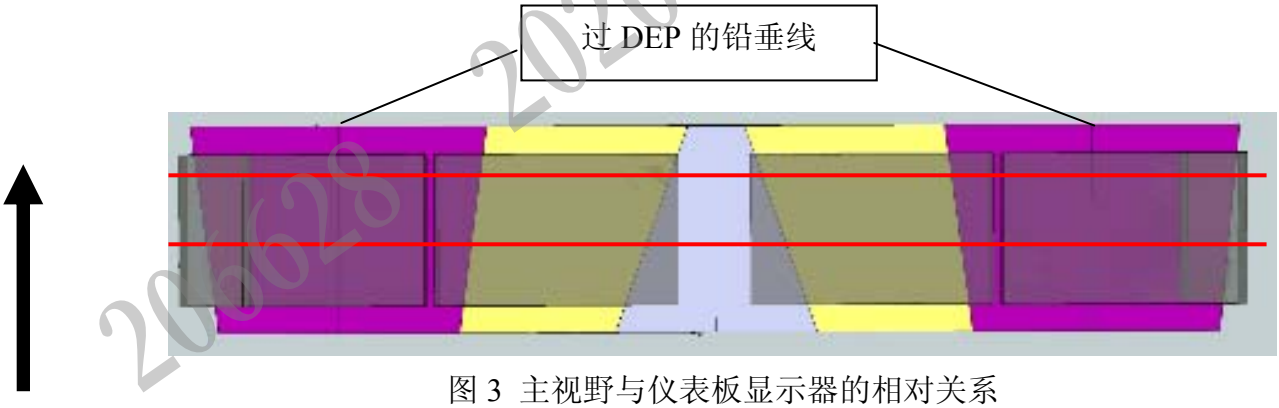



图 3 主视野与仪表板显示器的相对关系

5.1.2 失效重构

DCAS 系统在一个或多个 IDU 失效情况下，会自动进行重构。将 IDU 的亮度/对比度旋钮外侧亮度旋转至 OFF，也会触发 IDU 显示重构。

5.1.2.1 1 个 IDU 失效

1 个IDU失效重构场景如 图 4 所示，允许IDU5 带故障签派。

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

206628 2020-06-23 08:59:43

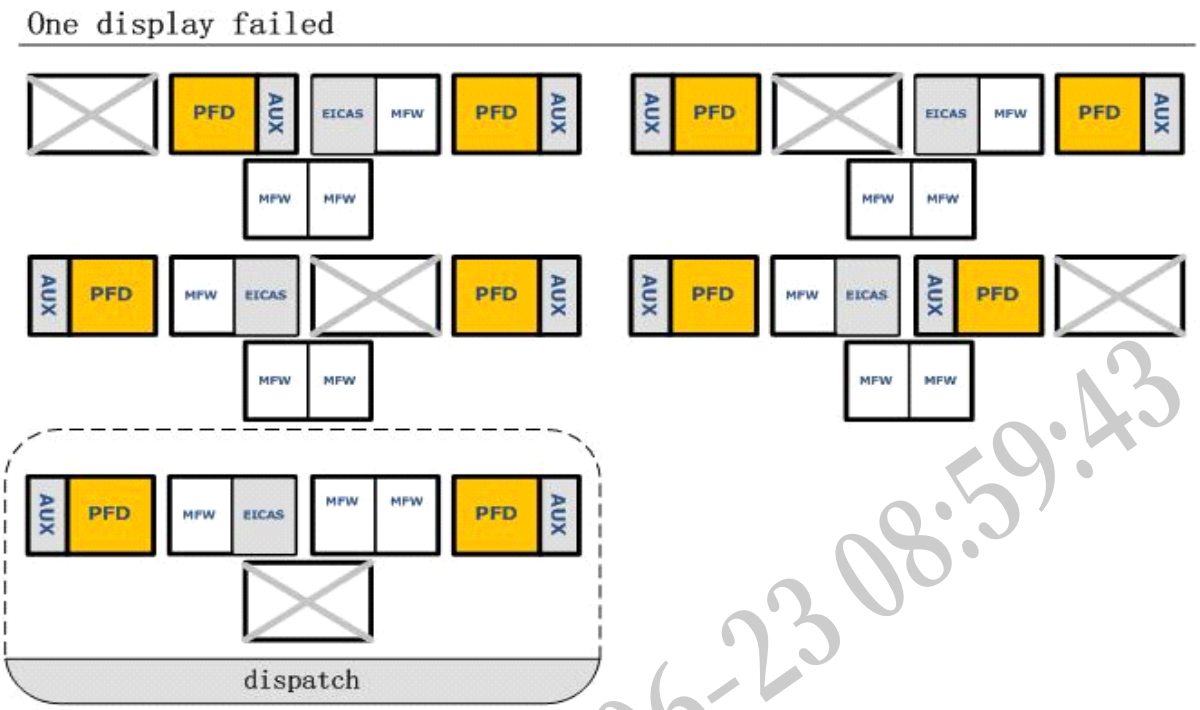



图 4 1 个 IDU 失效重构

5.1.2.2 2 个 IDU 失效

2 个IDU失效重构如所 图 5 所示，图 5 中上部分代表飞机带故障签派（IDU5 失效）的情况下，另外 1 个IDU继续失效，下半部分代表 2 个IDU失效的其它组合情况。CPFD代表半屏PFD/水平位置指示（Horizontal Situation Indicator，HSI）页面。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

图 5 2 个 IDU 失效重构

5.1.2.3 3 个 IDU 失效

3 个IDU失效重构如 图 6 所示，COMP PFD/COMP EICAS代表压缩PFD+压缩EICAS格式。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

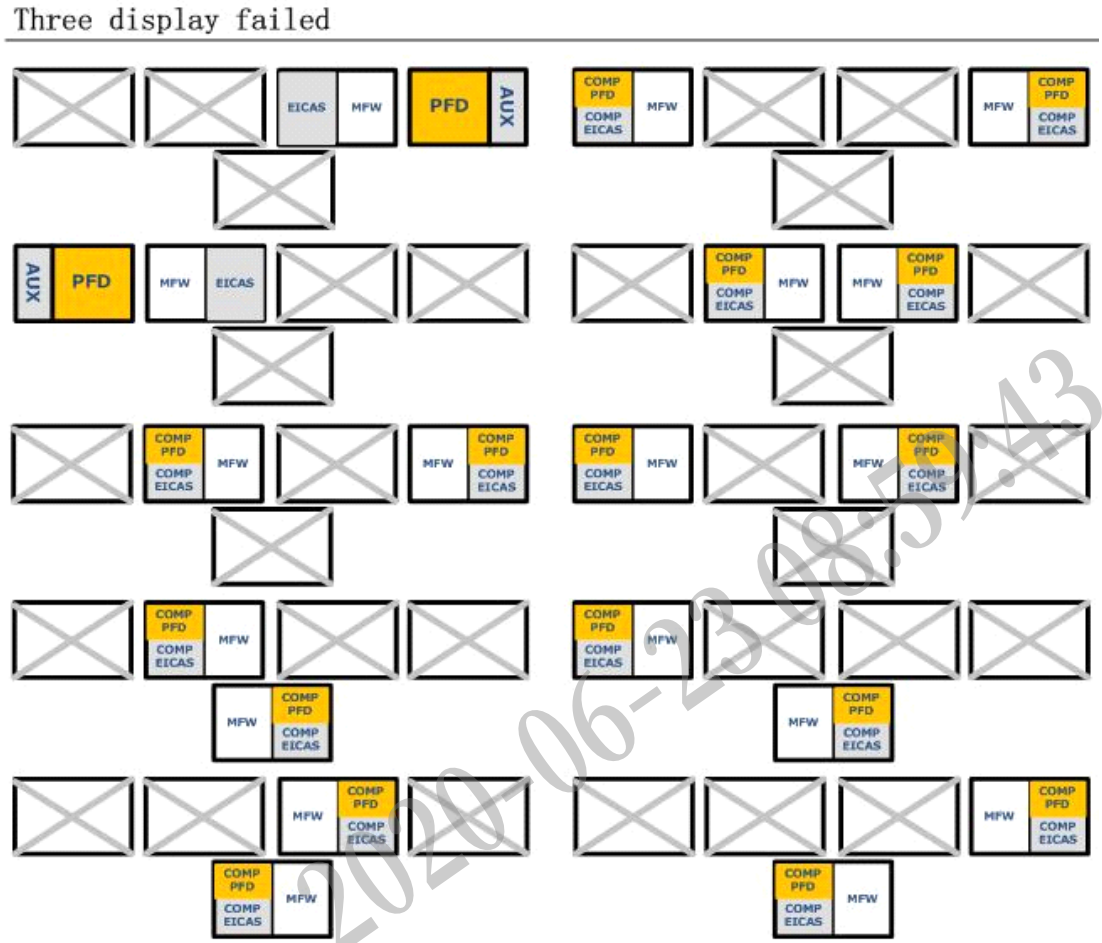



图 6 3 个 IDU 失效重构

5.1.2.4 4 个 IDU 失效

4 个IDU失效重构如 图 7 所示。

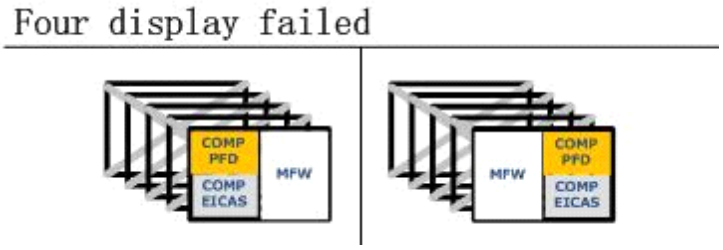



图 7 4 个 IDU 失效重构

5.1.3 光标规则

在 5 台IDU均正常工作时，DCAS系统的光标规则如 图 8 所示，图中黑色区域代表显示PFD+AUX格式的IDU1、IDU4 及显示EICAS格式的IDU2 右半屏或IDU3 左半屏，正副驾驶侧光标均无法到达黑色区域。红色区域代表只正驾驶侧光标可达区域，副驾驶侧的光标无法到达该显示器。蓝色区域代表只副驾驶侧光标可达区域，正驾驶侧的光标无法到达该显示器。紫色区域为两侧光标均可到达的区域。通过CCD上的滚轮移动光标，使其从上部IDU和下部IDU之间穿

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

206628 2020-06-23 08:52:43

越，或在IDU5 的左右半屏之间穿越时，设计有光标减速行为。当光标第一次到达窗口边界时，会被阻挡并停留在边界，只有当 0.7s内第二次滑动光标才会跨屏，跨屏后会踢走该窗口原有的光标。当光标跨屏的移动速度大于 0.3m/s时，会出现减速带。若目标窗口有光标，减速带显示为青色，若无光标则显示为灰色，减速带显示 0.7s后自动移除。

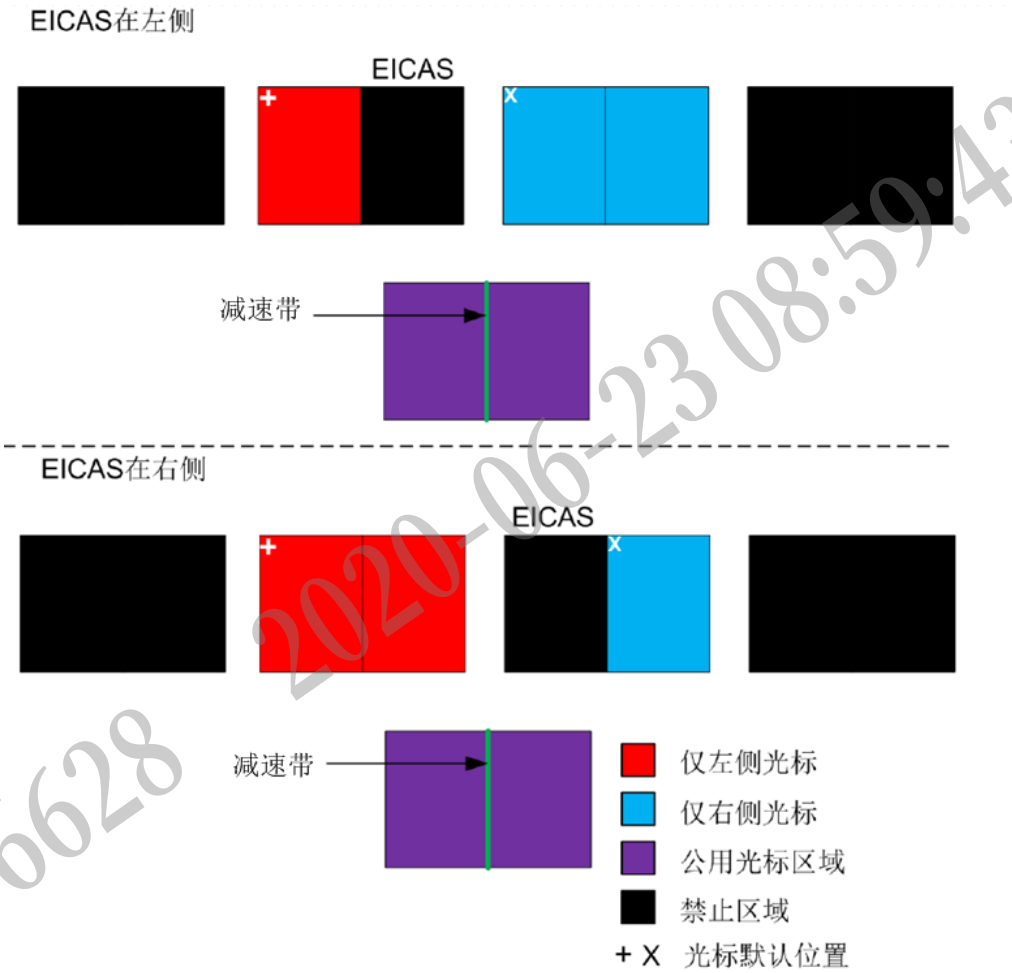



图 8 正常显示构型下的光标规则

当显示器发生失效重构后，光标规则会有相应的变化，可概述为：

a) 光标无法到达显示正常 PFD、正常 EICAS、压缩 PFD+压缩 EICAS、半屏 PFD 的窗口；

b) 正驾驶侧光标无法到达 IDU4，副驾驶侧的光标无法到达 IDU1；

c) 当 IDU3 和 IDU4 上没有 MFW 但 IDU2 上有 MFW 时，副驾驶的光标可指派到 IDU2；

d) 当 IDU1 和 IDU2 上没有 MFW 但 IDU3 上有 MFW 时，正驾驶的光标可指派到 IDU3；

e) 当 IDU1 和 IDU2 上均有 MFW 时，正驾驶侧光标在 IDU1 和 IDU2 之间穿越时设计有与正常显示构型下相同的光标减速行为；

f) 当 IDU3 和 IDU4 上均有 MFW 时，副驾驶侧光标在 IDU3 和 IDU4 之间穿越时设计有与

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

正常显示构型下相同的光标减速行为。

移动光标跨屏时，光标在IDU2 和IDU5、IDU3 和IDU5 之间跨屏后的位置如 图 9 所示。

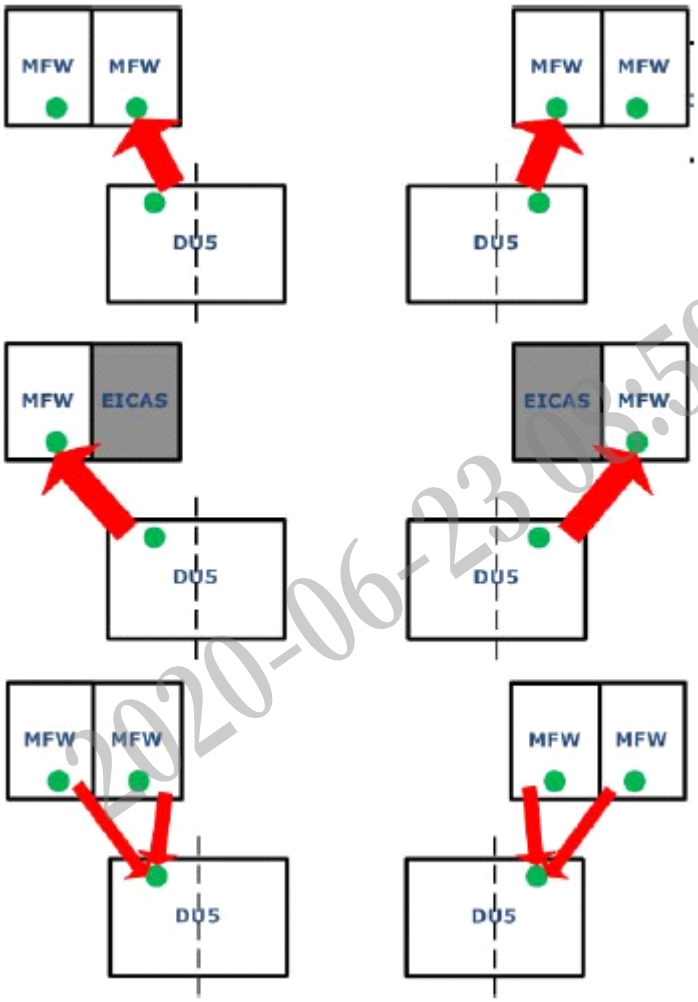



图 9 5 个 IDU 正常工作时光标跨屏后位置示意图

在IDU失效重构，IDU1 和IDU4 上有MFW时，光标在IDU1 和IDU5、IDU4 和IDU5 之间跨屏后的位置如 图 10 所示。

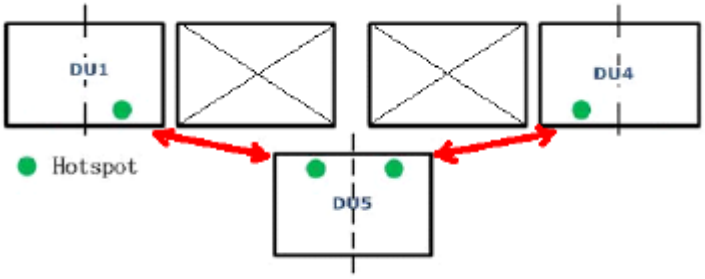



图 10 显示器失效重构时光标跨屏后位置示意图

206628 2020-06-23 03:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

### 5.1.4 显示格式概述

#### 5.1.4.1 正常 PFD/HSI+AUX

正常PFD/HSI+AUX页面分配如 图 11 所示，图 11 中的外边框内为显示器的显示区域，为了防止因显示器边框遮挡，人为定义了 2mm的空格区并在IDU显示相关页面时填充为黑色。AUX和PFD/HSI之间设计有 4mm的间隔（中间有 0.8mm宽的灰线）。

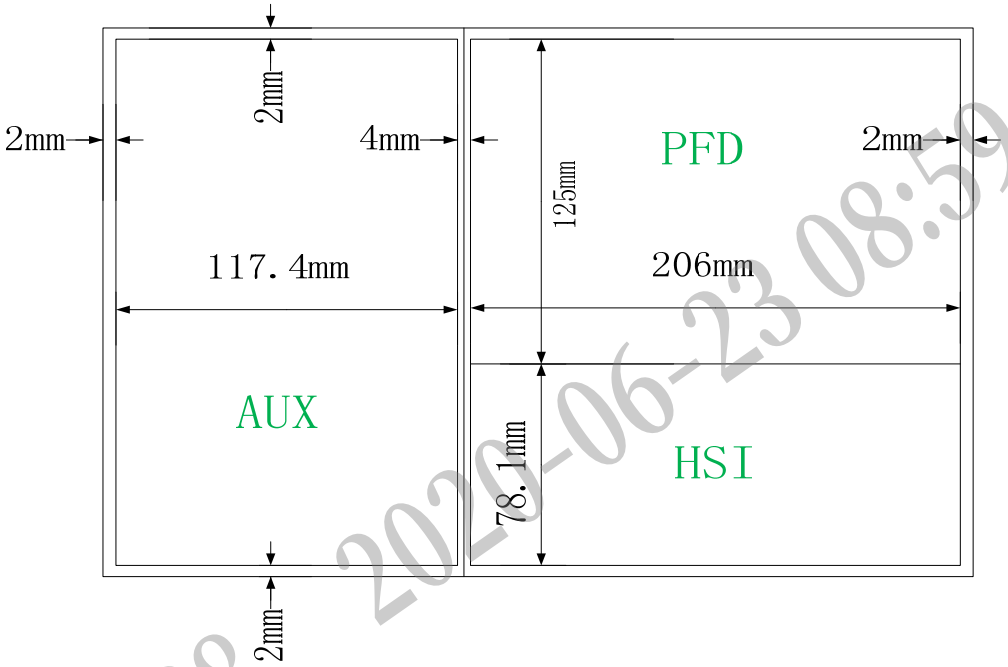



图 11 正常 PFD+AUX 页面布局（正驾驶侧）

AUX页面的显示布局如 图 12 所示，主要分为以下窗口：

①-飞机标识和通信信息窗口；

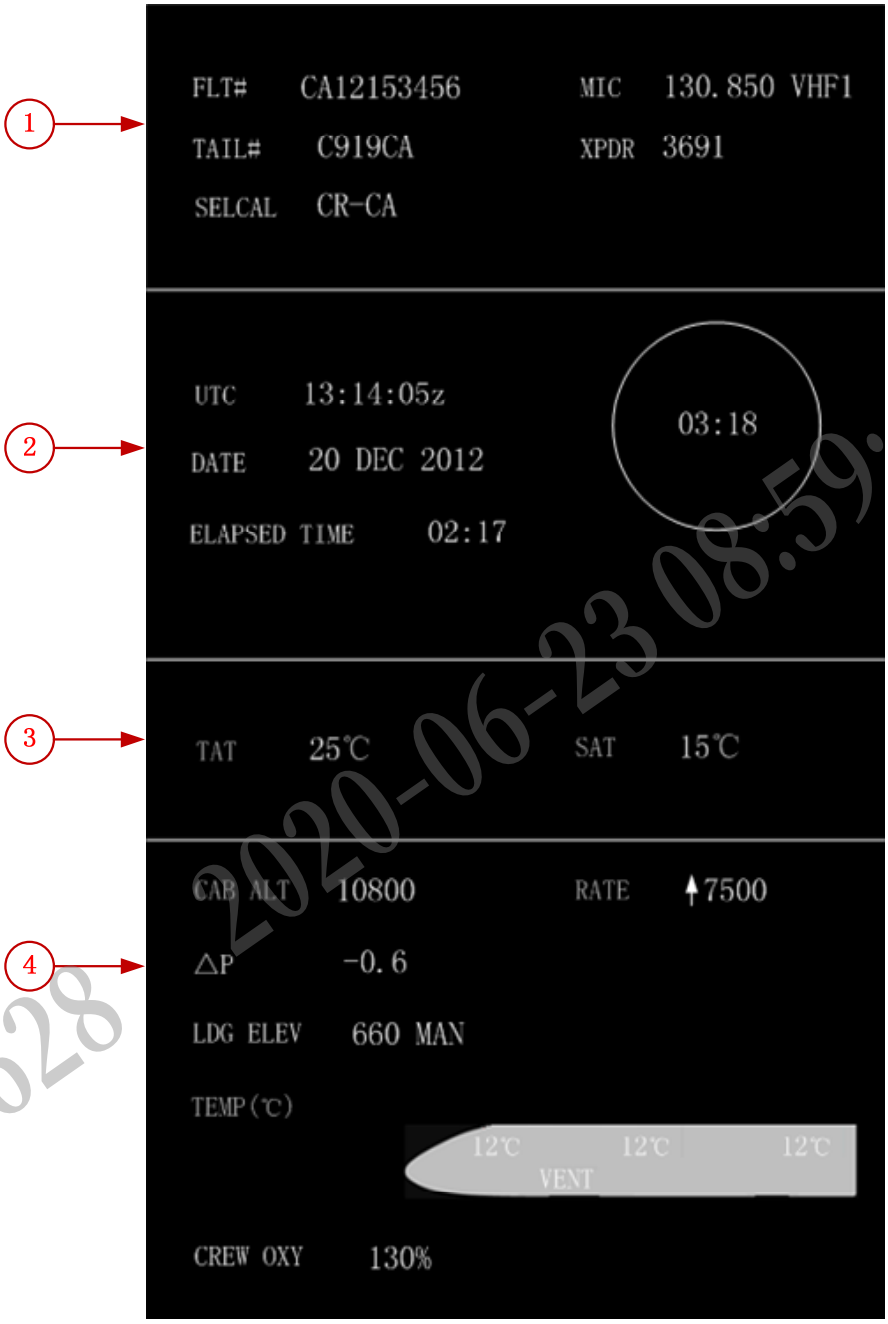
②-时钟窗口；

③-总温/静温窗口；

④-环控、氧气窗口。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。




206628 2020-06-23 08:59:43

图 12 AUX 页面布局

正常PFD/HSI格式遵循基本的T型布局（左空速，右高度，上姿态，下航向），如 图 13 所示，主要分为以下窗口：

①-飞行模式通告窗口；

②-空速窗口；

③-ADI 窗口；

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

④-高度窗口；

⑤-垂速窗口；

⑥-水平及垂直偏差；

⑦-HSI。

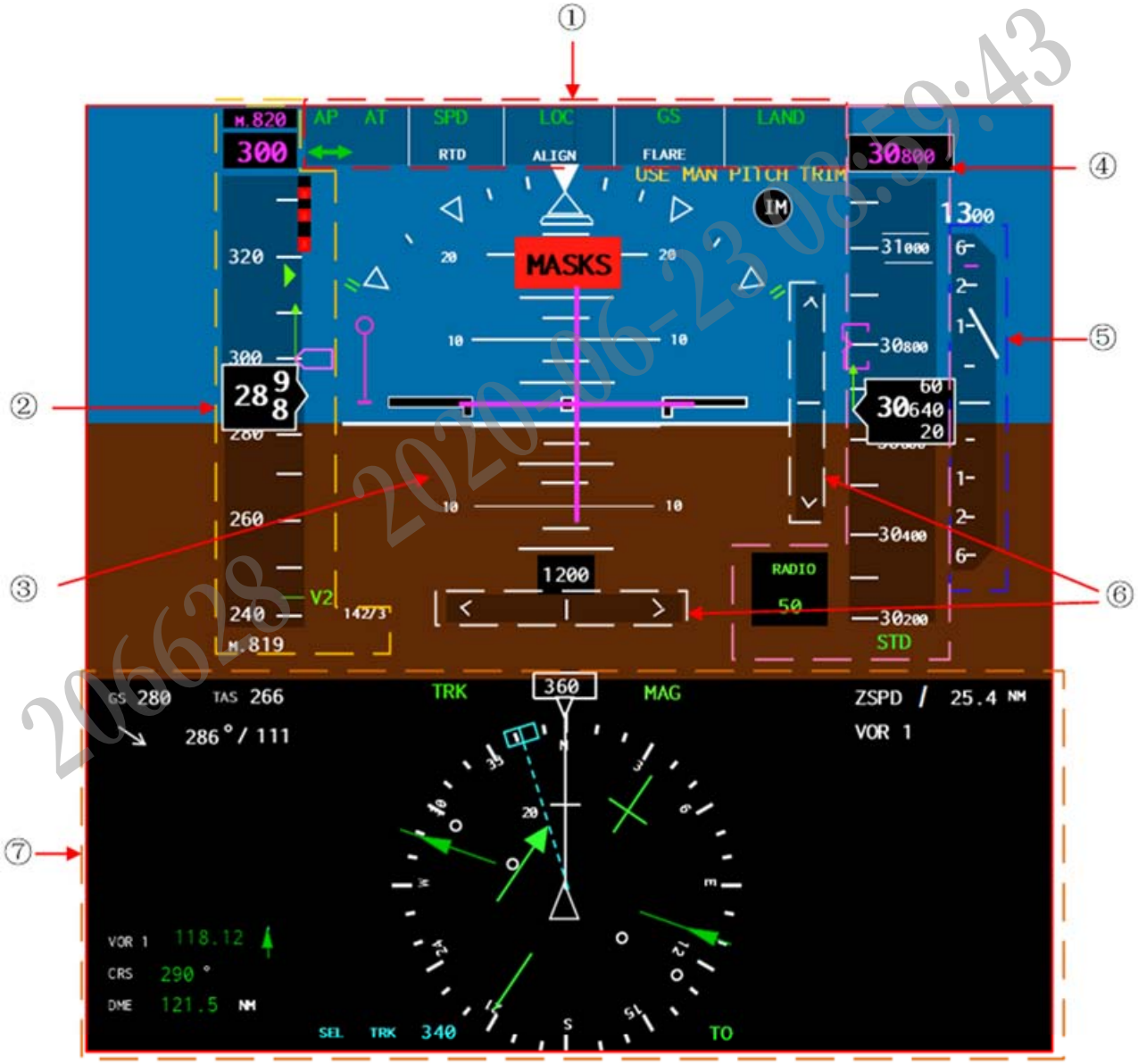



图 13 正常 PFD/HSI 显示格式

5.1.4.2 半屏 PFD/HSI

在 2 个IDU失效时，可显示半屏PFD/HSI，该格式仅由IDU失效重构自动选择，无法通过手动选择。半屏PFD/HSI页面是将正常PFD/HSI页面信息调整至半屏显示，另半屏作为MFW用于机

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

组手动设置显示格式。半屏PFD/HSI格式显示的信息与正常PFD/HSI格式显示的信息相同，如 图 14 所示。

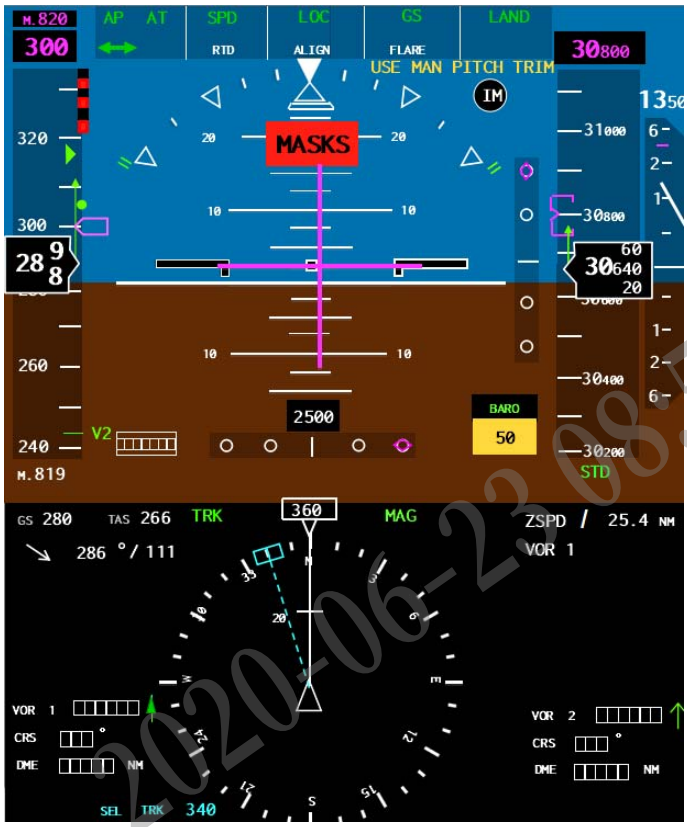



图 14 半屏 PFD/HSI 显示格式

5.1.4.3 压缩 PFD+压缩 EICAS

在 2 个及以上IDU失效后手动将RCP置于REV，或在 3 个或 4 个IDU失效自动重构后，可显示压缩PFD+压缩EICAS格式，该显示格式是将PFD和EICAS页面调整至压缩显示，另半屏作为MFW。压缩PFD的显示布局如 图 15 所示，相比正常的PFD+HSI格式，压缩PFD移除了HSI指示，在ADI的下方增加了条状的航向/航迹指示，用于指示飞机当前的航向、航迹、选择航向、选择航迹、真磁通告、航向/航迹模式通告等。

206628 2020-06-22 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

图 15 压缩 PFD 显示格式

压缩的EICAS如 图 16 所示，与正常EICAS显示格式的差异有：

a) 删除 EGT 模拟指示，仅保留数字指示；

b) 修改 NAI、WAI 和发动机点火指示（Ignition，IGN）的显示位置；

c) 删除通信旗和消息框；

d) CAS 显示行数由 10 行减少为 6 行；

e) 删除襟缝翼模拟指示，仅显示数字式位置指示。

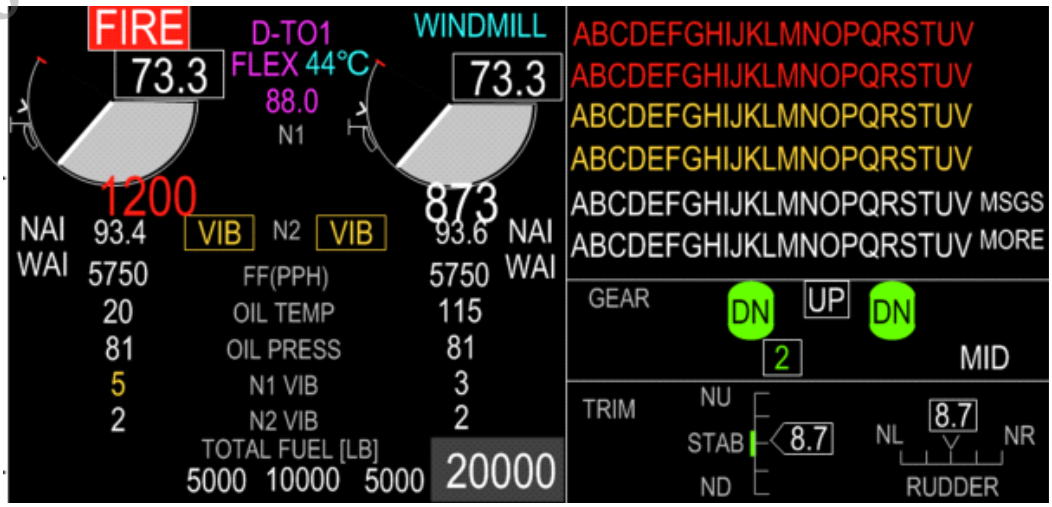



图 16 压缩 EICAS 显示格式

5.1.4.4 正常（半屏）MAP 格式

C919 飞机的正常 MAP 格式主要提供两种模式：MAP 与计划（PLAN）模式。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

5.1.4.4.1 MAP 模式

MAP模式下，正常MAP格式的显示布局如 图 17 所示，分为以下几个窗口：

①-MAP 标签；

②-MAP 页面；

③-VSD；

④-ADS-B IN 窗口。

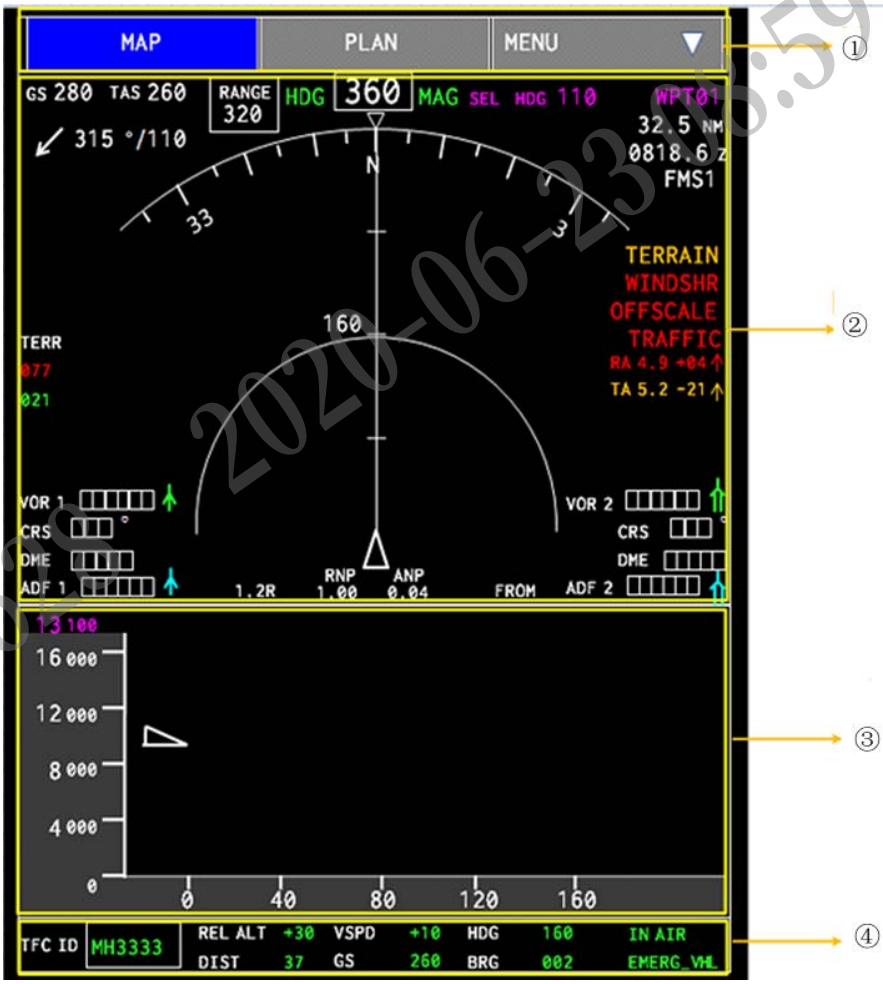



图 17 正常 MAP（含 VSD）-MAP 模式

机组可通过MAP菜单，移除VSD显示，移除后的页面布局如 图 18 所示。

206655 2020-06-23 16:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

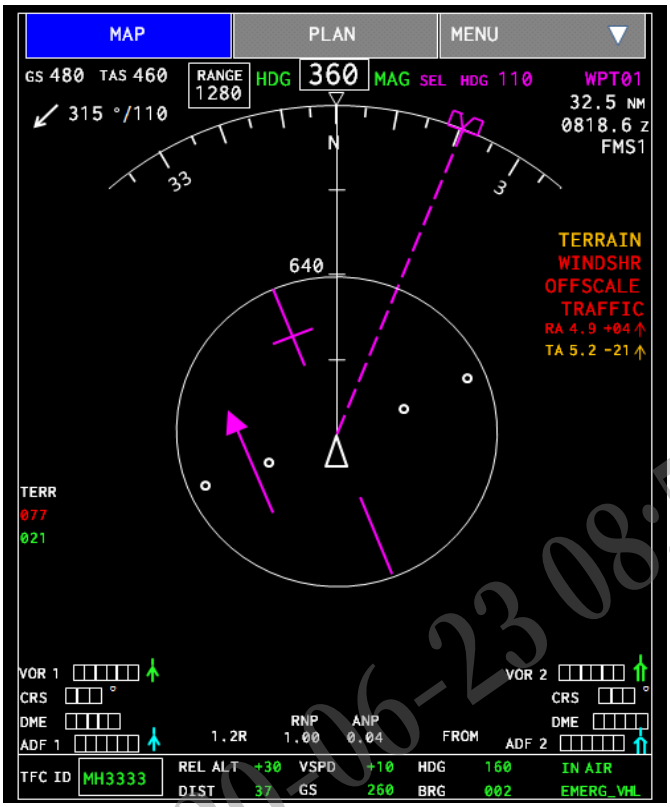


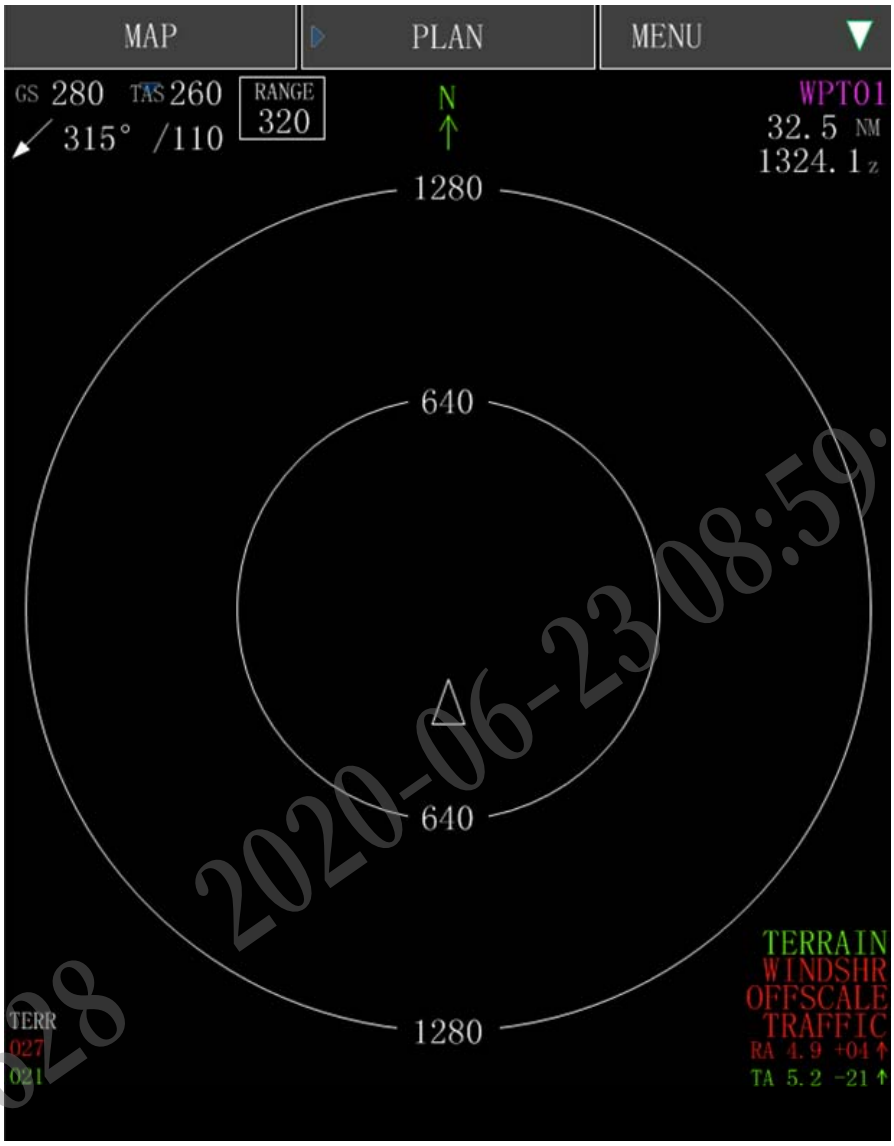

图 18 正常 MAP（不含 VSD）-MAP 模式

5.1.4.4.2 PLAN 模式

PLAN模式下，导航地图页面以真北为参考，显示飞行计划及航路点的信息，距离圈的中心为航路点（默认为下一航路点，飞行员可手动选择飞行计划上的任一航路点作为中心），如 图 19 所示。MAP格式和PLAN模式的参数显示差异如表 2 所示。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。



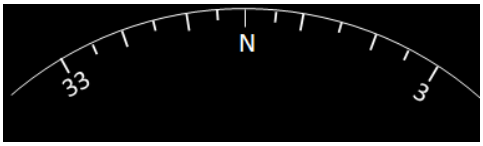
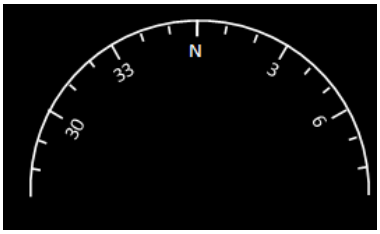
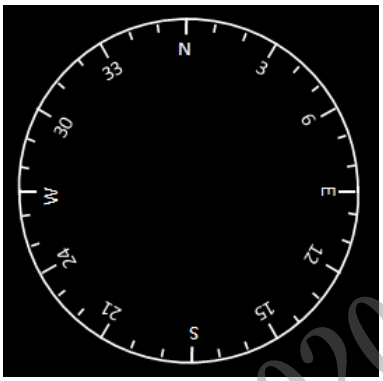
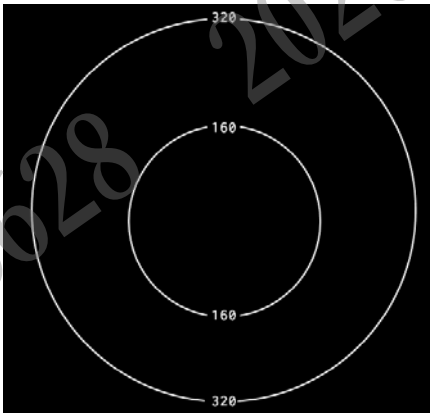

206628 2020-06-23 08:59:43

图 19 正常 MAP-PLAN 模式

表 2 PLAN 模式和 MAP 模式参数显示差异

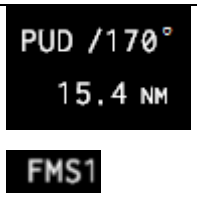
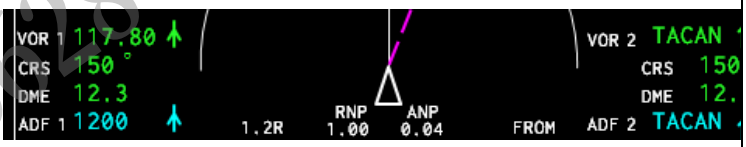
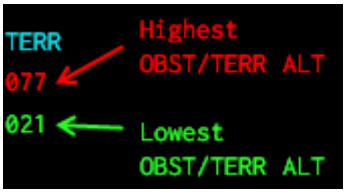
| 符号 | 样式 | MAP 模式 | PLAN 模式 |
|---|---|---|---|
| 地速 | GS 480 | √ | √ |
| 真空速 | TAS 460 | √ | √ |
| 风速/风向 | 315 °/110 | √ | √ |
| 飞机符号 | | √ | √ |

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 符号 | 样式 | MAP 模式 | PLAN 模式 |
|---|---|---|---|
| 距离圈 |     | √ | √ |
| 当前航向/航迹 | | √ | |
| 选择航向/航迹 | | √ | |
| Onroute Waypoint | | √ | 下一航路点信息 |

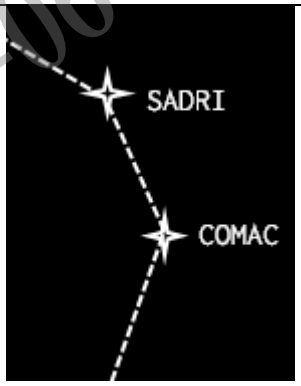
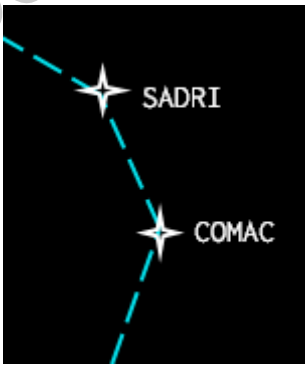
206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 符号 | 样式 | MAP 模式 | PLAN 模式 |
|---|---|---|---|
| | | | |
| Offroute waypoint | | √ | √ |
| 导航源通告 |  | √ | |
| LNAV | | √ | |
| VOR/DME, ADF |  | √ | |
| TCAS | | √ | TCAS Alert message |
| TAWS |  | √ | TAWS Alert message |
| WXR | WXR Mode、WXR Alert | √ | WXR Alert message |

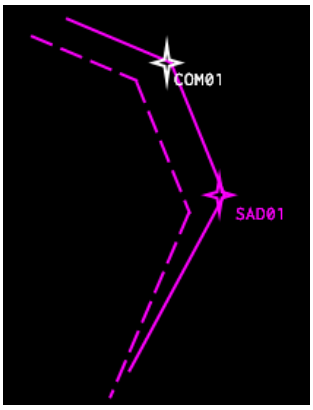
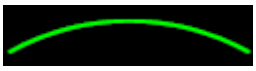
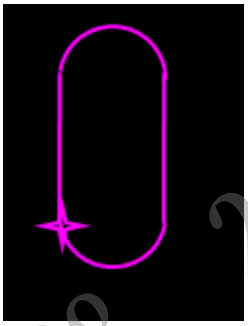
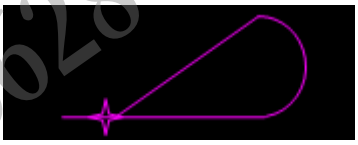
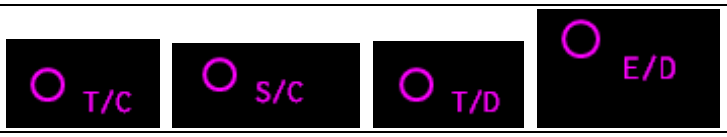
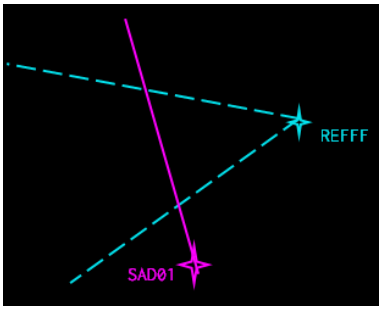
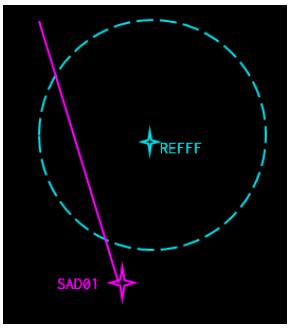
206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 符号 | 样式 | MAP 模式 | PLAN 模式 |
|---|---|---|---|
| 起飞/着陆机场/跑道 | | √ | |
| 备降机场 | | √ | |
| 其它机场 | | √ | |
| 趋势预计 | | √ | |
| Flight plan route |     | √ | √ |

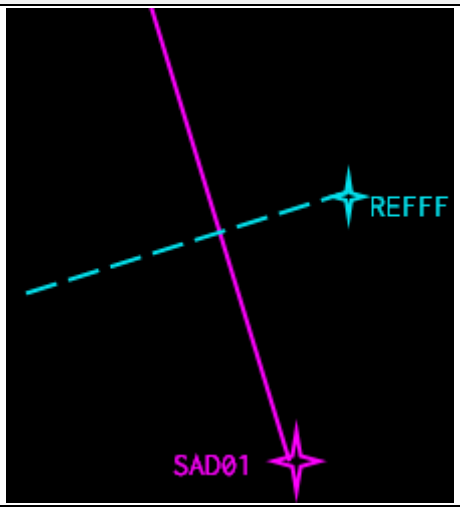
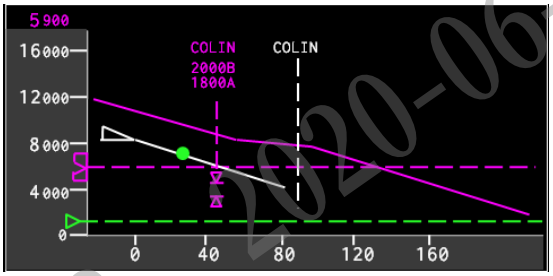
206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 符号 | 样式 | MAP 模式 | PLAN 模式 |
|---|---|---|---|
| Offset path |  | √ | √ |
| Altitude Capture Predictor |  | √ | |
| Holding Pattern symbol |  | √ | √ |
| Procedure Turn Symbol |  | √ | √ |
| Deceleration Point Indicator | | √ | |
| Pseudo waypoints |  | √ | √ |
| Radial crossing, Distance crossing、Beam Crossing |   | √ | |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 符号 | 样式 | MAP 模式 | PLAN 模式 |
|---|---|---|---|
| |  | | |
| 真北箭头 | | | √ |
| VSD |  | √ | |
| ADS-B 窗口 | | √ | |

5.1.4.5 全屏 MAP 格式

当机组在同一个 IDU 上的两个 MFW 上同时选择 MAP 格式时，会显示全屏 MAP 页面，全屏 MAP 页面提供两种模式：MAP 模式和 PLAN 模式。

5.1.4.5.1 MAP 模式

MAP模式下，全屏MAP示意图如 图 20 所示，其窗口布局与正常MAP格式相似，机组可通过MAP菜单移除VSD显示，移除后的窗口布局如 图 21 所示。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

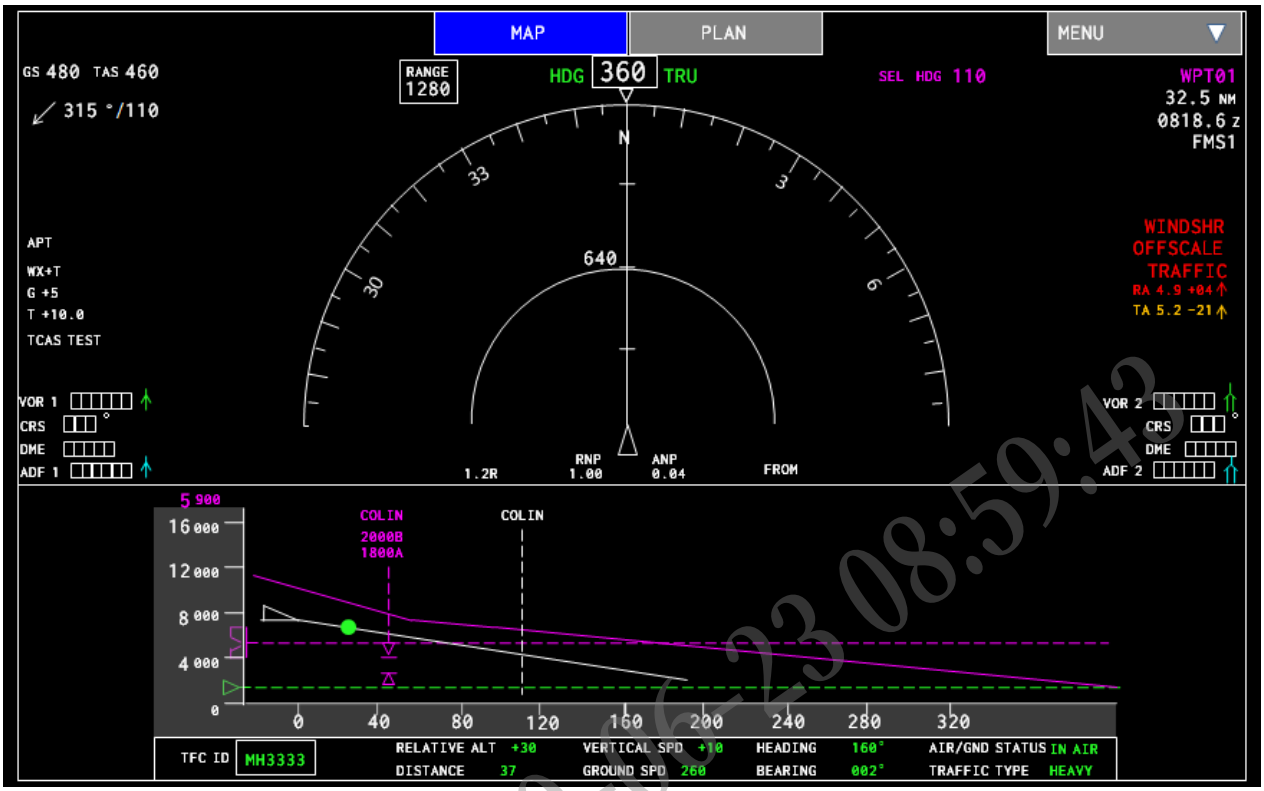



图 20 全屏 MAP（含 VSD）-MAP 模式

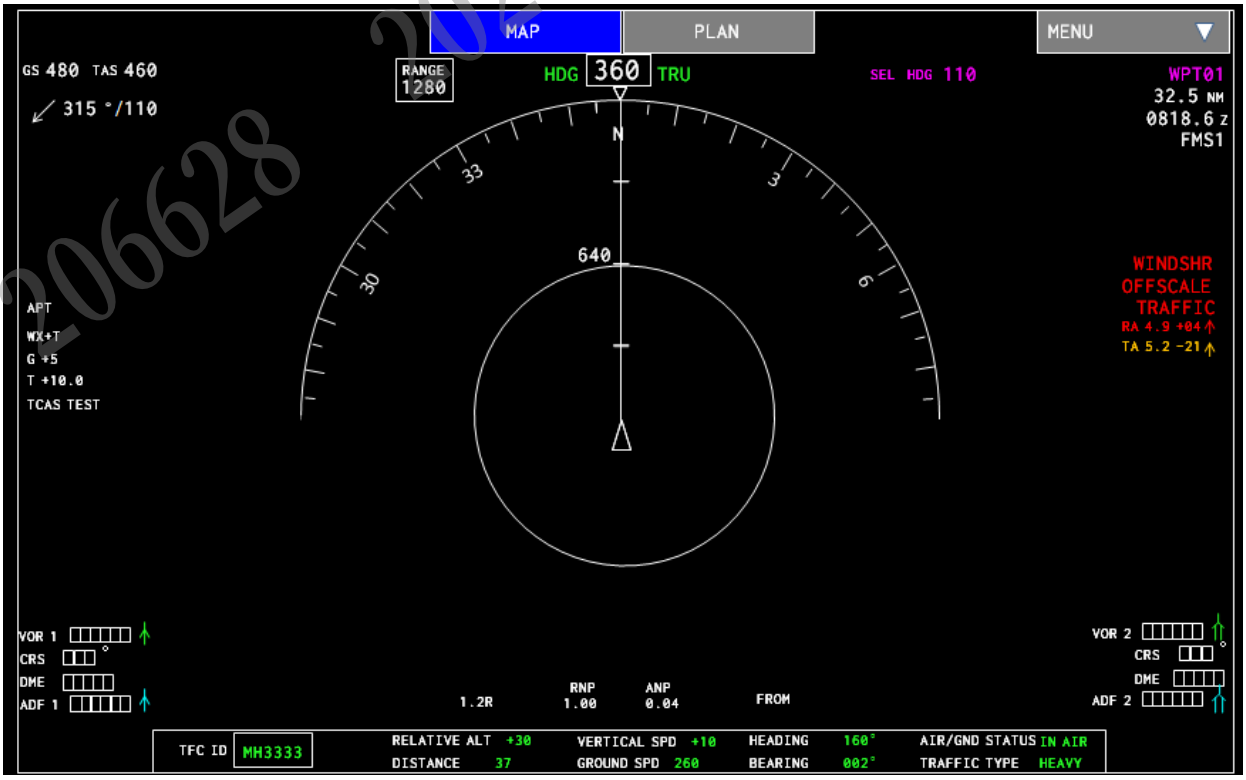



图 21 全屏 MAP（不含 VSD）-MAP 模式

#### 5.1.4.5.2 PLAN 模式

PLAN模式下，全屏MAP的示意图如 图 22 所示，其窗口布局与信息显示PLAN模式下的正

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

常MAP窗口布局相同。

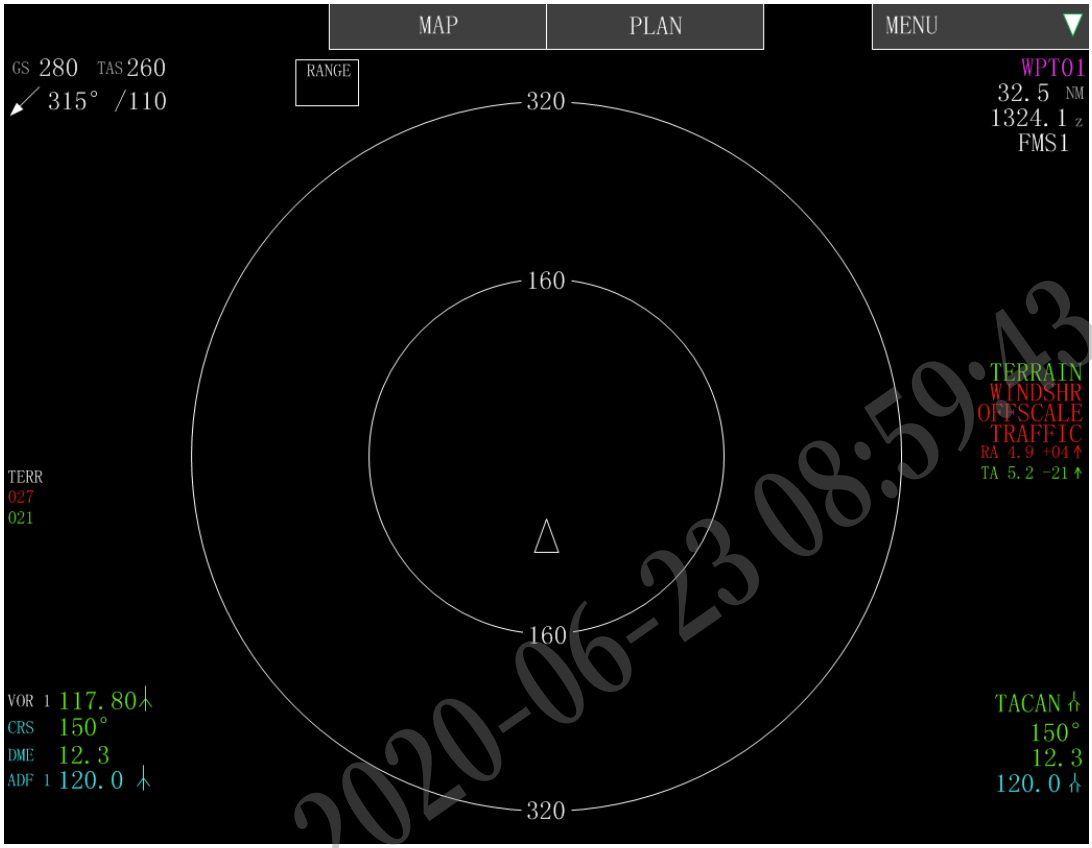



图 22 全屏 MAP-PLAN 模式

206628 2020-06-23 08:59:43

5.1.4.6 MAP 菜单

MAP 菜单通过光标点击 MENU 后弹出，机组可选择相应的控件。

5.1.4.6.1 MAP 模式

MAP模式下的菜单样式如 图 23 所示：

①-VSD 开关；

②-ISS 叠加图层开关：WXR-气象雷达图层，TERR-TAWS 图层，TFC-TCAS 图层（选择 TFC 后默认选择 ASD-B D-CLUT，机组可手动选择 ADS-B ALL 或 ADS-B NONE）；

③-FMS 叠加信息选择：WPT-航路点，APT-机场，STA-导航台，CSTR-空域限制；

④-无线电导航信息开关：控制 MAP 上是否显示无线电导航信息；

⑤-DONE：点击后退出菜单（MAP 菜单无法通过光标点击 IDU 屏幕其它位置移除）。

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

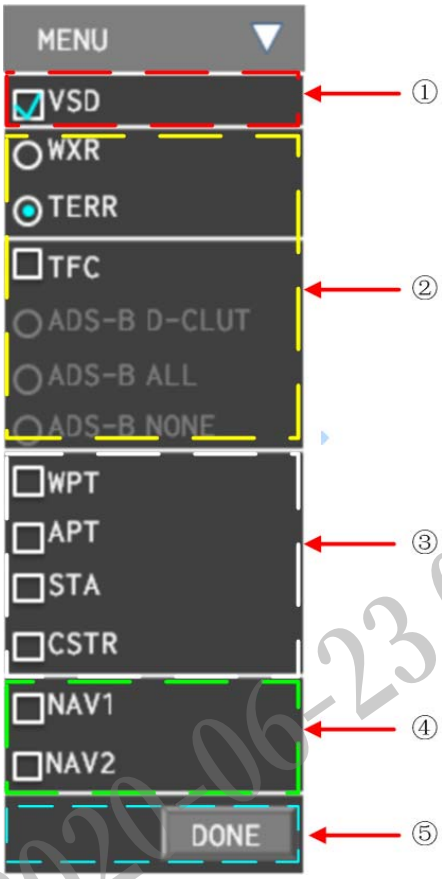



图 23 MAP 菜单-MAP 模式

5.1.4.6.2 PLAN 模式

PLAN模式下的菜单样式如 图 24 所示，机组可选择FMS导航数据库中的机场、航路点、无线电导航台和空域限制信息。

图 24 MAP 菜单-PLAN 模式

5.1.4.7 正常 EICAS 格式

正常EICAS格式窗口布局如 图 25 所示：

①-发动机参数；

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

206628 2020-06-23 08:59:43

②-燃油量；

③-通信状态窗口（示意图）；

④-CAS 窗口；

⑤-起落架位置指示（示意图）；

⑥-襟缝翼位置指示（示意图）；

⑦-配平指示（示意图）。

图 25 正常 EICAS 显示窗口

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

5.1.4.8 MFW+MFW

MFW+MFW格式的窗口布局如 图 26 所示，下列显示格式可在单个MFW中显示：

a) 半屏 PFD/HSI；

b) 压缩 PFD+EICAS；

c) 正常 EICAS；

d) 简图页（含 CBIC+INFO+VCP）；

e) CNS；

f) 飞管状态显示（FMS Status Display，FSD）；

g) ECL。

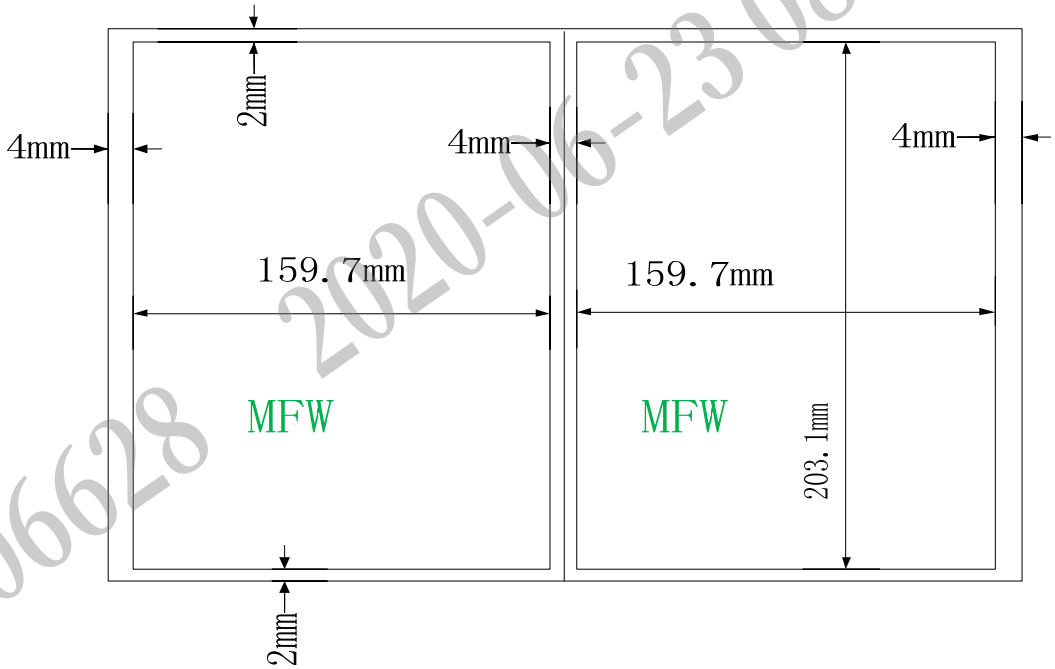



图 26 MFW+MFW 页面布局

5.1.4.9 简图页

简图页的页面布局如 图 27 所示：

①-标题栏：共 7 个页面，分别为 STATUS、AIR、DOOR、ELEC、FLTCTRL、FUEL 和 HYD；

②-页面显示区域。

飞机初始上电时，若无与简图页关联的告警触发，则默认显示“STATUS”页面，按压“SYN”快捷键，按从左至右，从上到下的形式轮转子页面。若有与简图页关联的告警触发，则在调出

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

简图页格式时，显示与最高优先级告警相关的简图页。与告警关联的简图页标题会显示为黄色字体。若当前已显示简图页格式，在满足下列条件时简图页会自动跳转：

a) 飞机在地面，双发关车情况下设置 V1VRV2 会自动跳转至舱门简图页；

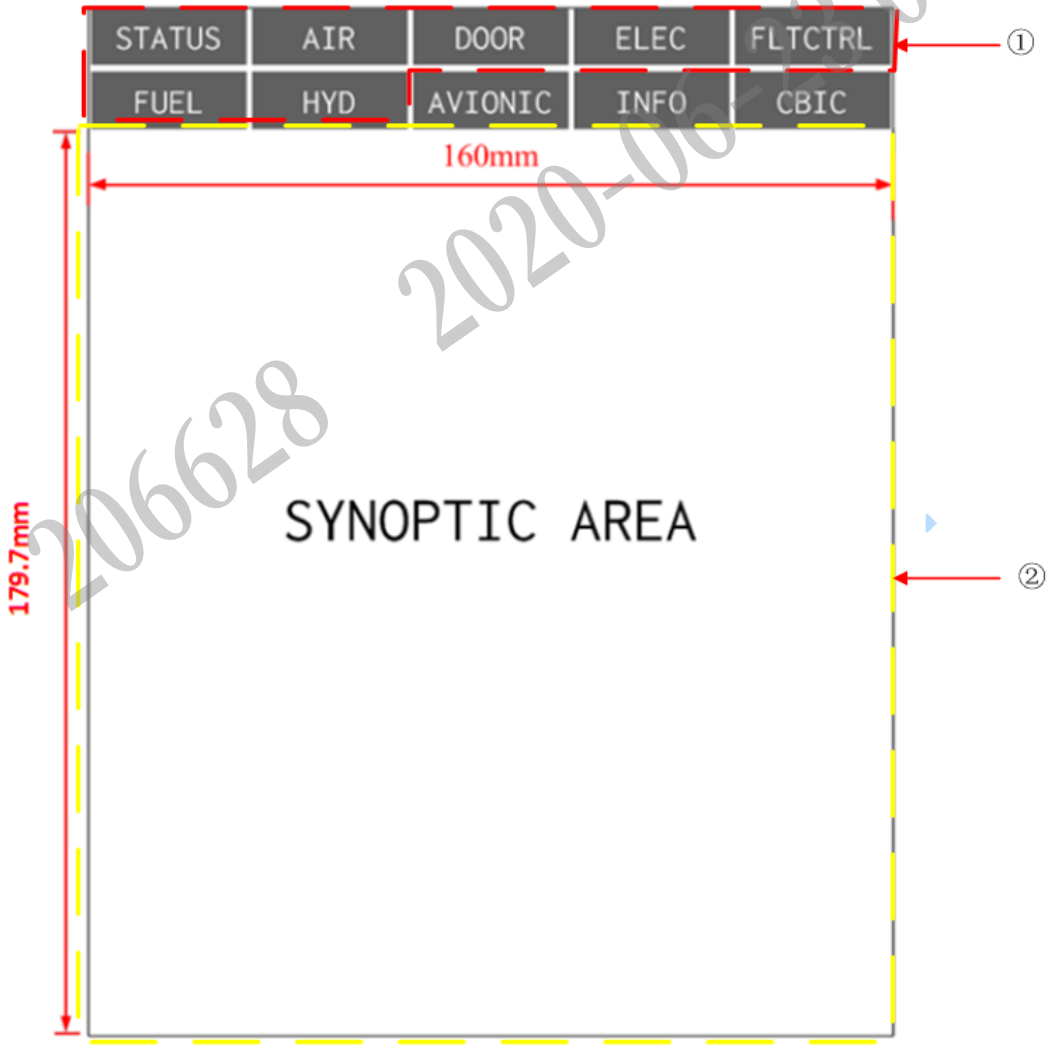
b) 飞机在地面，且至少一发正常运行，且未设定起飞推力时，满足下列任一条件时会自动跳转到飞控简图页并维持显示 20s，在这 20s 内不可切换至其它简图页：

1) 侧杆移动角度>3°；

2) 方向舵偏转角度>1°；

3) 任一多功能扰流板打开角度>1°；

4) 任一地面扰流板打开。




206628 2020-06-23 08:59:43

图 27 简图页页面布局

5.1.4.10 AVIONIC

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

点击简图页标题栏下的“AVIONIC”可进入AVONIC页面激活备份控制功能，其布局如 图 28 所示，共分为三个子标签：CAPT EFIS、PILOT TEST、F/O EFIS：

a) CAPT EFIS：备份控制激活选择框（ENABLE CAPT SOFT EFIS）、MINIMUMS 设置（MINS）、BARO SET 选择（BARO REF）、真磁基准设置（HDG REF）、方位指针开关（BRG PTR）、导航源切换（NAR SRC）、米制高度显示开关（MTRS）、FPV 显示开关（FPV）；

b) F/O EFIS：备份控制激活选择框（ENABLE F/O SOFT EFIS）、MINIMUMS 设置（MINS）、BARO SET 选择（BARO REF）、真磁基准设置（HDG REF）、方位指针开关（BRG PTR）、导航源切换（NAR SRC）、米制高度显示开关（MTRS）、FPV 显示开关（FPV）；

c) PILOT TEST：提供音响告警测试。

备份控制和控制板控制之间的关系为：

a) 控制互斥，选择 ENABLE CAPT(F/O) SOFT EFIS 后，激活备份控制，左（右）侧 DCP 控制功能失效；

b) 初始激活备份控制时，备份控制的选择框、编辑框、下拉菜单的状态同步当前的 PFD、HSI/MAP 状态，若 HSI 和 MAP 不一致，同步 HSI 状态；

c) 反选备份控制时，MINIMUMS 的 BARO/RADIO 状态、BARO SET 的 IN/HPA 状态同步当前 DCP 状态，其它维持备份控制的选择状态。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

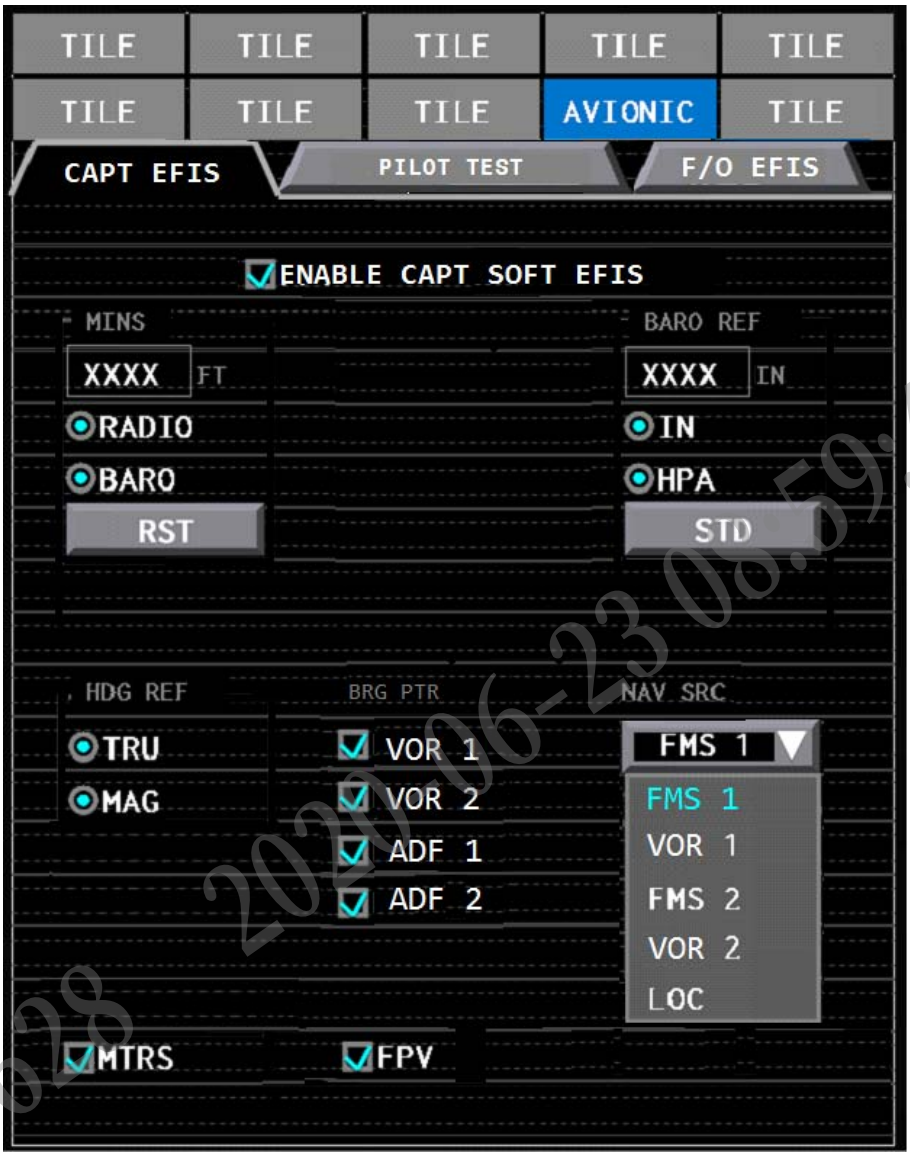



图 28 AVIONIC 页面布局

PILOT TEST页面布局如 图 29 所示，当飞机在地面且地速小于 2kts时“AURAL”可用，点击“AURAL”后可对三套FDAS的音响告警链路进行测试，测试过程中会听到三声完整的单谐音，同时显示测试进程：IN PROG（测试进行中），DONE（测试完成）。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

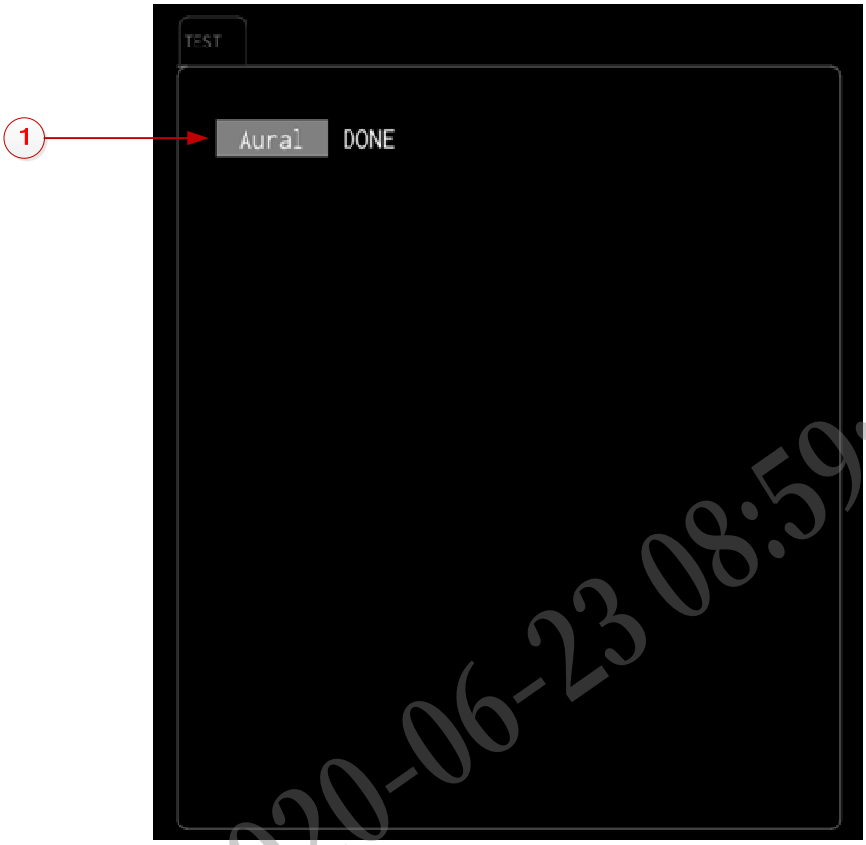



图 29 PILOT TEST 页面布局

2020-06-23 08:59:43

5.1.4.11 INFO

通过点击简图页标题栏下的“INFO”可进入信息（Information，INFO）页面，其布局如 图 30 所示：

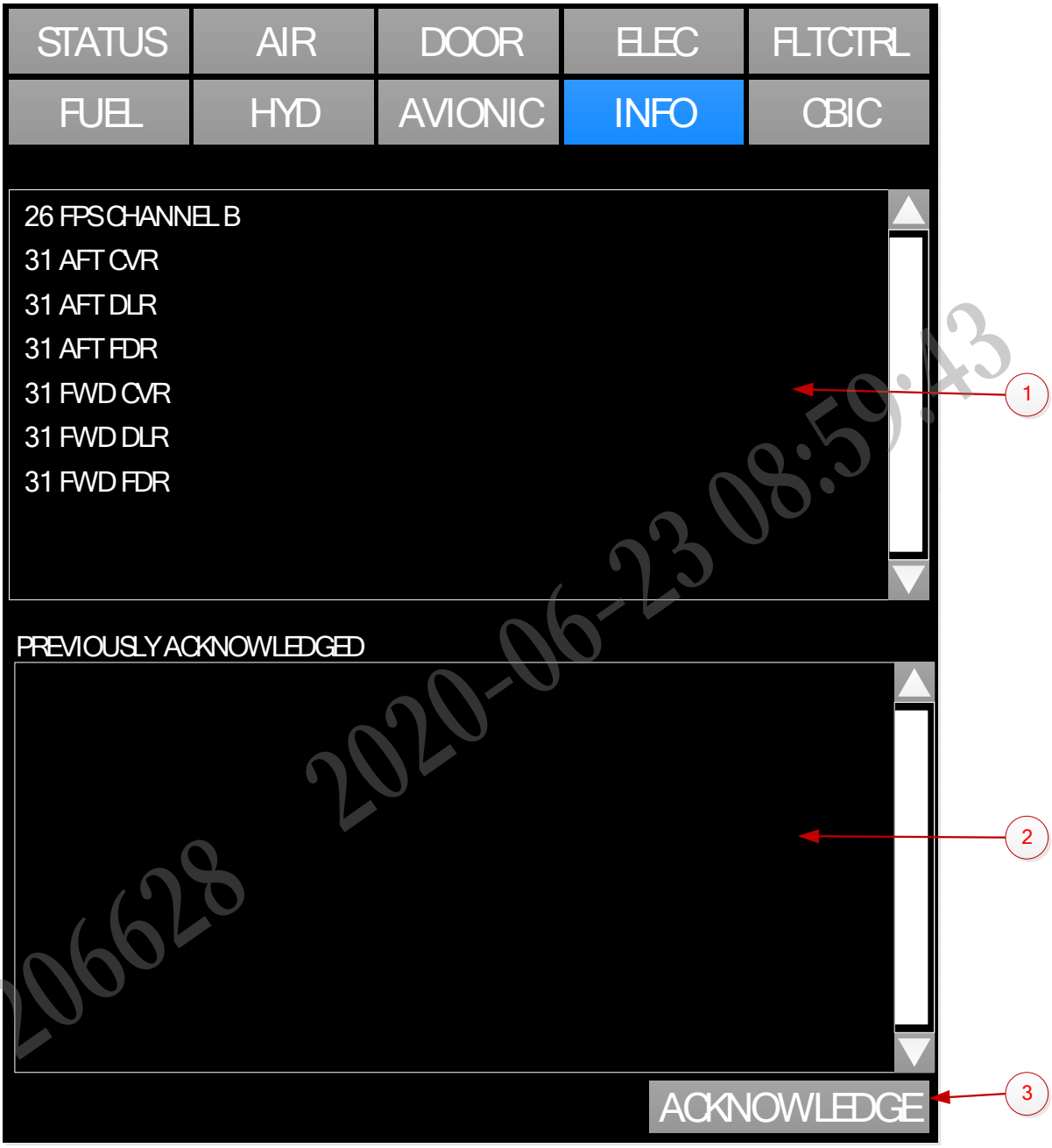
206628

①-未确认的 INFO 信息：最多显示 9 行信息，当多于 9 行时会分页，并在右侧显示滚动条。信息按时间先后进行排序，最新出现的显示在顶端；

②-确认的 INFO 信息：最多显示 8 行信息，当多于 8 行时会分页，并在右侧显示滚动条。信息按 ATA 升序排列，同一 ATA 内的信息按时间先后进行排序，最新出现的显示在顶端；

③-ACKNOWLEDGE：确认键，按压后将未确认区域的信息全部移入确认区域。

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。




206628 2020-06-23 08:59:43

图 30 INFO 页面布局

5.1.4.12 ECL

5.1.4.12.1 SUMMARY 页面

通过按压DCP/MKB上的“CHKL”或通过主菜单选择“CHKL”可在目标MFW显示ECL页面，其SUMMARY页面布局如 图 31 所示：

①-ECL 标题栏；

②-正常检查单状态；

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

③-非正常检查单状态：与 CAS 信息显示顺序一致；

④-ECL 版本信息。

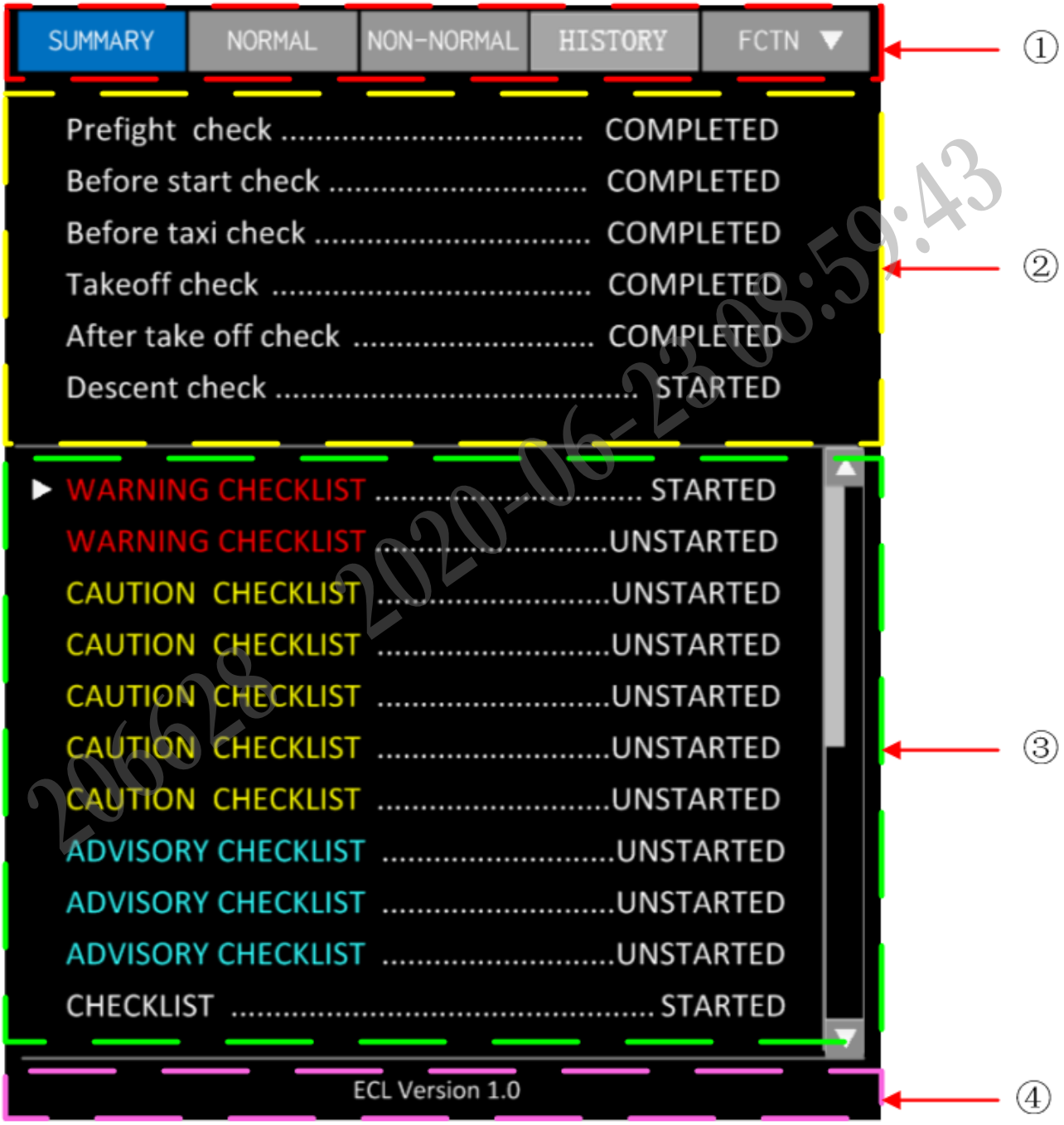



图 31 ECL 页面布局-SUMMARY

5.1.4.12.2 NORMAL

通过选择“NORMAL”可以显示NORMAL页面，该页面可以查看所有的正常检查单及状态，如 图 32 所示。机组可以通过点击进入相应的正常检查单，通过按压RTN返回。正常检查单的状

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

态包含：

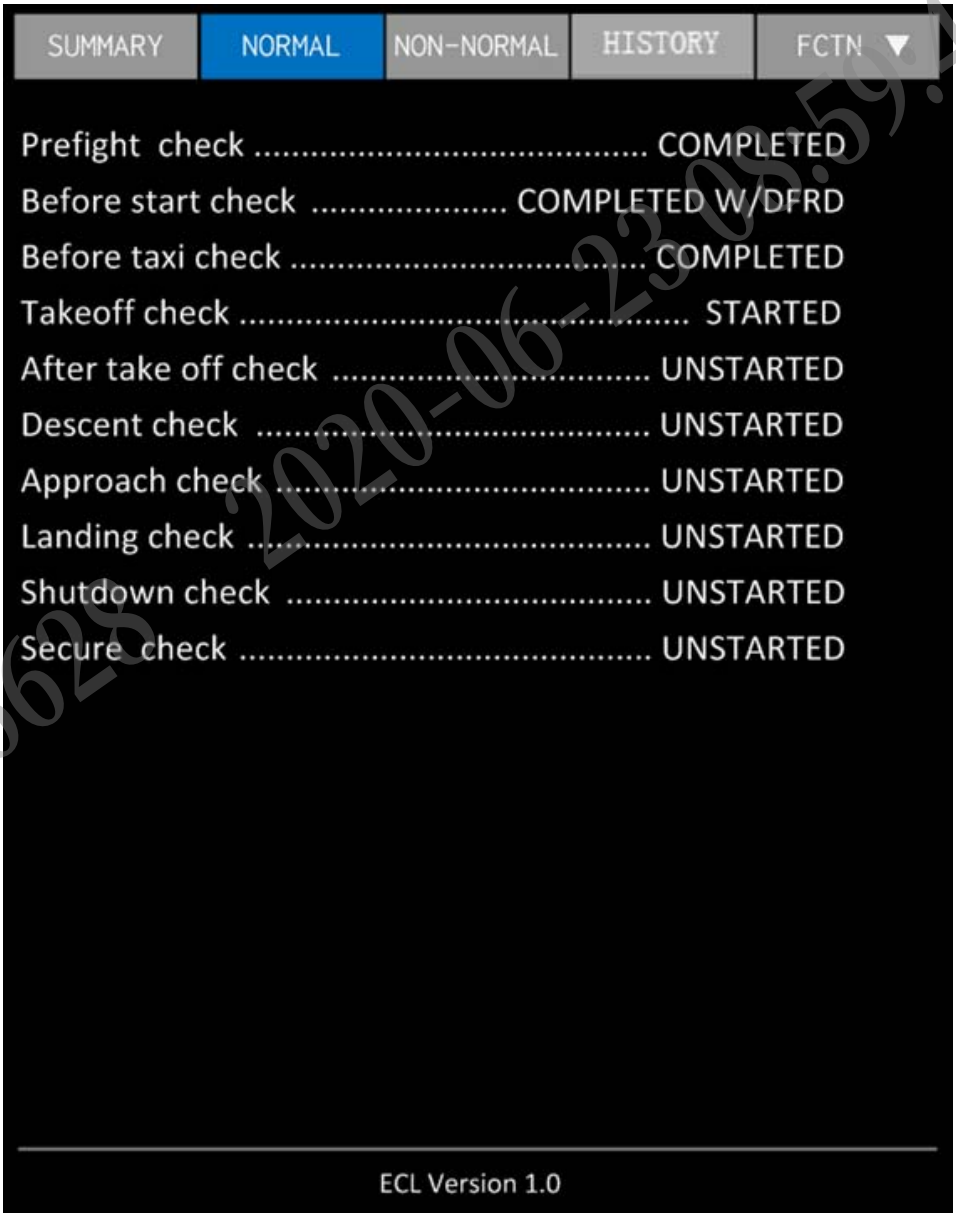
a) COMPLETED：已完成；

b) COMPLETED W/DFRD：完成但带有延迟项；

c) STARTED：开启；

d) UNSTARTED：未开启；

e) OVERRIDEN：超控/忽略。




206628 2020-06-23 08:59:43

图 32 ECL 页面布局-NORMAL

5.1.4.12.3 NON-NORMAL

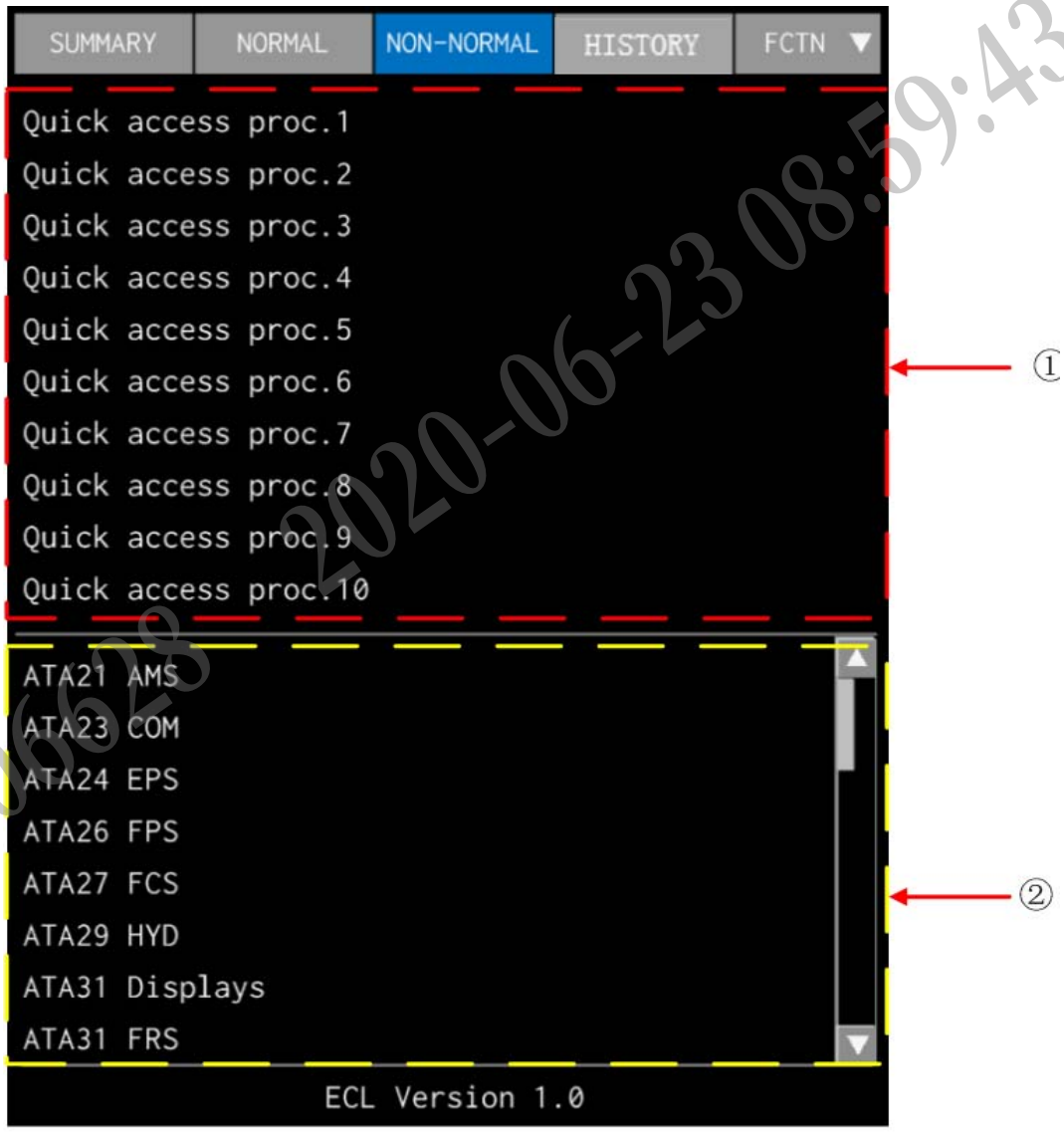
通过主菜单选择“NON-NORMAL”可以显示NON-NORMAL页面，该页面布局如 图 33 所

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

示：

①-航空公司可定制的用于快速进入的常用非正常检查单；

②-按 ATA 章节号升序显示所有的非正常检查单，机组可以通过点击进入各系统的非正常检查单列表，同一 ATA 章节号按告警级别排序，同一 ATA 章节号同一级别内按字母升序排列。



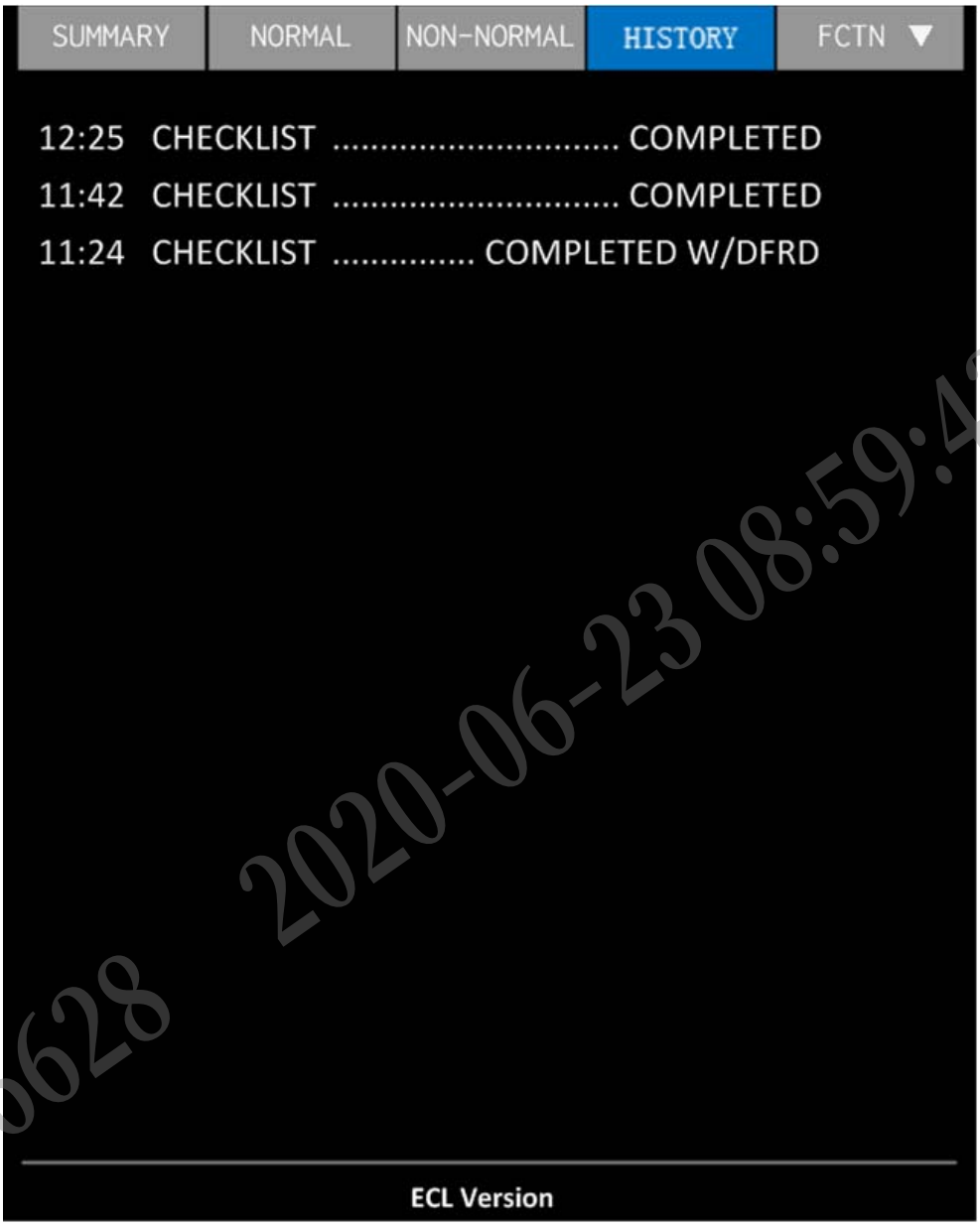

206628 2020-06-23 08:59:43

图 33 ECL 页面布局-NON-NORMAL

5.1.4.12.4 HISTORY

通过选择“HISTORY”可以显示HISTORY页面，页面布局如 图 34 所示。该页面按完成顺序显示所有已完成、已完成（含超控项目）或者超控的非正常检查单，最新完成或超控的显示在最上方。

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。




206628 2020-06-23 08:59:43

图 34 ECL 页面布局-HISTORY

5.1.4.12.5 FCTN

通过点击FCTN可显示下列菜单，其显示格式如 图 35 所示：

a) RESET-CHKL：重置当前选择的检查单；

b) RESET-ALL：重置所有 SUMMARY 页面显示的检查单；

c) OVERRIDE ITEM：超控选择的检查项；

d) OVERRIDE CHKL：超控选择的检查单。

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

图 35 ECL 页面布局-FCTN

5.1.4.13 主菜单

通过按压CCD上的MENU按键，可在光标所在窗口调出主菜单，若格式可用，则显示为白色，若格式不可用，则显示为灰色，如 图 36 所示。

图 36 主菜单

5.1.4.14 FSD

通过按压DCP/MKB上的“FMS”快捷键或通过主菜单选择“FMS”可显示FSD页面，其页面布局如 图 37 所示，针对FSD的详细描述，参见E-C234FA006《C919 飞机飞行管理系统描述文档》。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

图 37 FSD 页面布局

5.1.4.15 CNS

通过按压DCP/MKB上的“CNS”快捷键或通过主菜单选择“CNS”可显示CNS页面，CNS页面的窗口布局如 图 38 所示，关于CNS页面的详细描述详见E-C223FA005《C919 飞机通信系统描述文档》SDD和E-C234FA006《C919 飞机飞行管理系统描述文档》。

①-标题栏；

②-数据链信息显示窗口。

206628 2026-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

图 38 CNS 页面布局

206628 2020-06-23 08:59:43

5.1.4.16 CBIC

点击简图页标题栏下的“CBIC”可进入断路器指示和控制（Circuit Breaker Indication and Control，CBIC）页面，其布局如 图 39 所示，关于CBIC页面的详细描述见E-C224FA011《C919飞机电源系统描述文档(SDD)》。

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

图 39 CBIC 页面布局

5.1.4.17 典型页面告警旗指示

5.1.4.17.1 PFD/HSI 告警旗

PFD/HSI页面故障旗如 图 40 所示，MAP上告警旗布局与HSI相同：

a) SPD：空速无效红色告警旗；

b) VSPD：V1VRV2 无效黄色告警旗；

c) STW：失速告警速度无效黄色告警旗；

d) FD：飞行指引仪无效黄色告警旗；

e) ATT：姿态无效告警旗，显示为红色；

f) RA：无线电高度设备故障黄色告警旗；

g) HDG：航向数据无效红色告警旗；

h) FPV：FPV 数据无效黄色告警旗；

i) MB：MB 设备故障告警旗；

j) ALT：气压高度数据无效红色告警旗；

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

k) VOR：VOR 设备故障黄色告警旗；

l) ADF：ADF 设备故障黄色告警旗；

m) DME：DME 设备故障黄色告警旗；显示在 VOR 下方的为 VOR DME 故障旗，显示在 HSI/MAP 右上角的为 LOC DME 故障旗；

n) LOC：LOC 设备故障黄色告警旗。

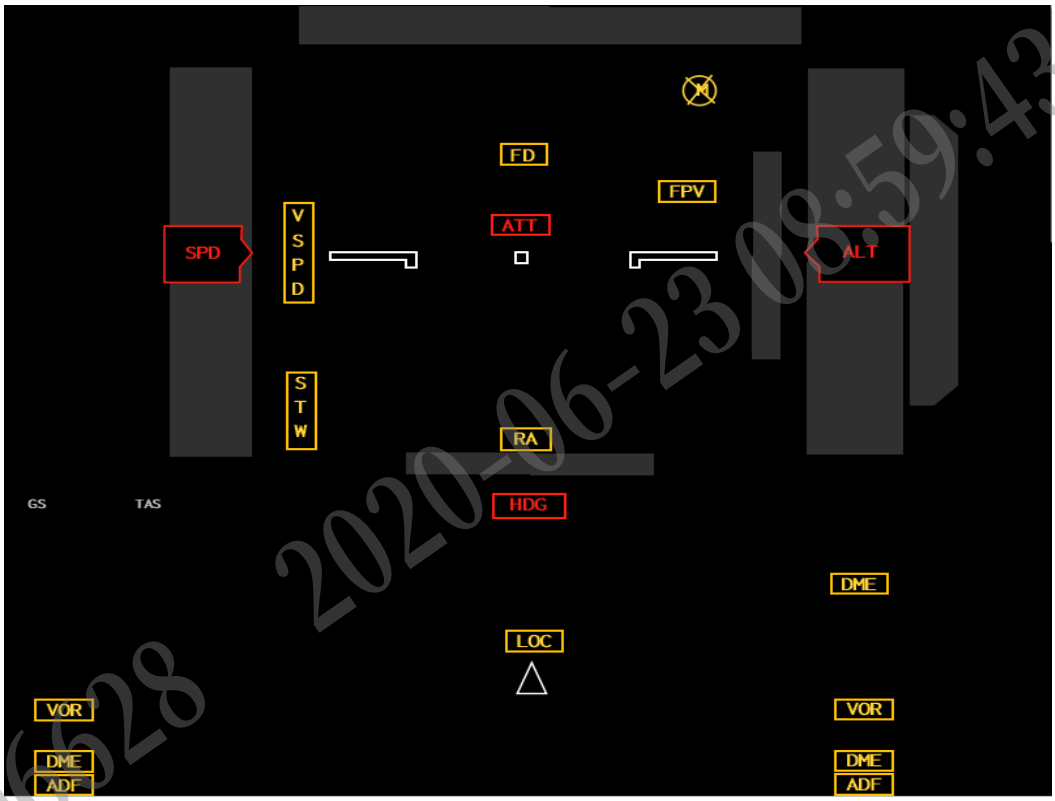
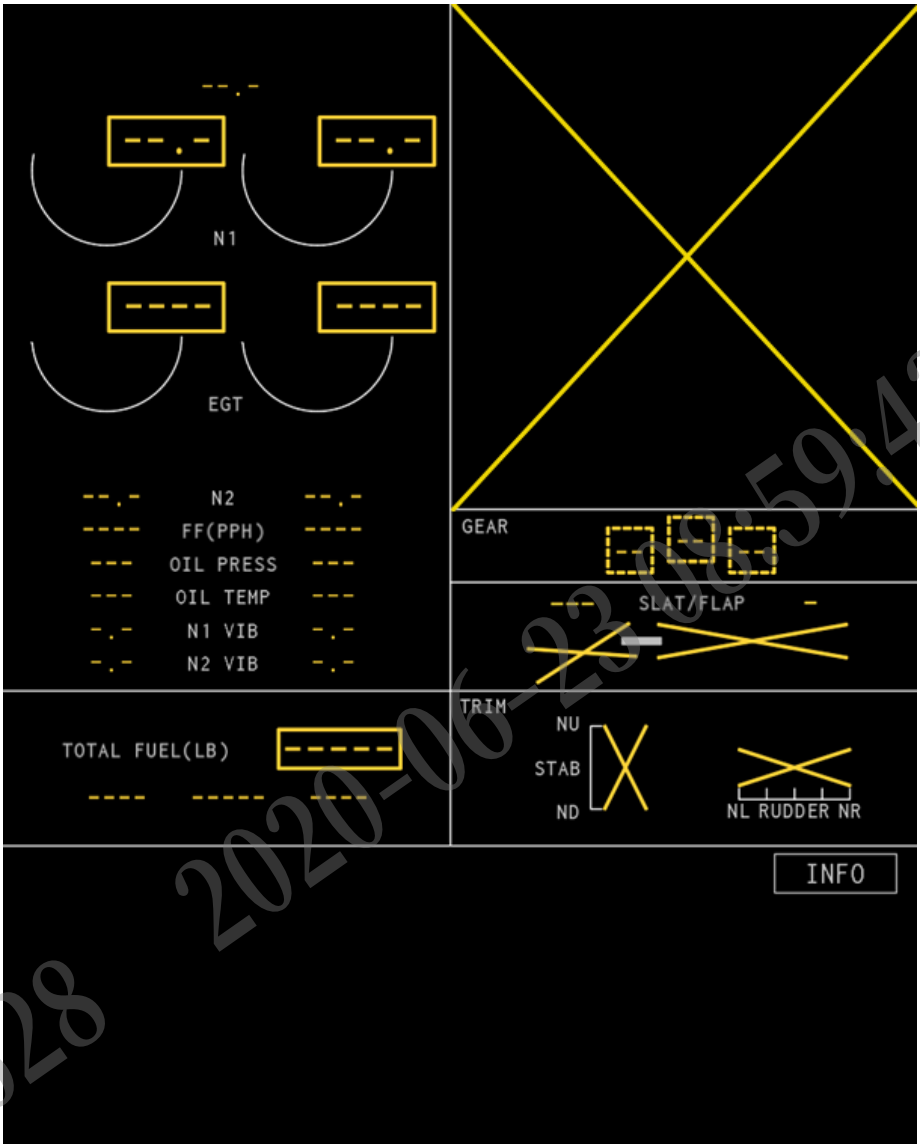



图 40 PFD/HSI 故障旗

5.1.4.17.2 EICAS 告警旗

EICAS页面数据无效指示如 图 41 所示。

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。




206628 2020-06-23 085943

图 41 EICAS 告警旗

5.1.4.17.3 A661 窗口

A661 窗口显示功能不具备时，会在相应的窗口中央显示如下白色文本消息：

a) MAP INOPERATIVE：MAP 格式不可用；

b) CNS INOPERATIVE：CNS 格式不可用；

c) INFO INOPERATIVE：INFO 格式不可用；

d) AVIONICS INOPERATIVE：虚拟控制板（Virtual Control Panel，VCP）格式不可用；

e) SYN INOPERATIVE：SYN 格式不可用；

f) STATUS SYN INOPERATIVE：STATUS 子页面不可用；

g) AIR SYN INOPERATIVE：AIR 子页面不可用；

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

h) DOOR SYN INOPERATIVE：DOOR 子页面不可用；

i) ELEC SYN INOPERATIVE：ELEC 子页面不可用；

j) FLT CTRL SYN INOPERATIVE：FLT CTRL 子页面不可用；

k) FUEL SYN INOPERATIVE：FUEL 子页面不可用；

l) HYD SYN INOPERATIVE：HYD 子页面不可用。

### 5.1.5 控制概述

#### 5.1.5.1 DCP

DCP的面板布局如 图 42 所示，其中DCP1 控制IDU1 和IDU2，DCP2 控制IDU3 和IDU4。

①-MINS：控制同侧 PFD 和 HUD（若选装），外层旋钮选择 BARO 或 RADIO。内层旋钮调节数值，顺时针旋转增加，逆时针旋转减少。选择 BARO 时，增量为 10ft，调节范围为 0-18000ft。选择 RADIO 时，增量为 1ft，调节范围为 0-1000ft。按压中间的 PUSH/RST，激活预选的 Minimums 数值；若当前无预选的 Minimums，且收到有效的 FMS Minimums 数值，按压 PUSH/RST 则显示 FMS 显示的 Minimums；

②-TERR：按压在同侧 MAP 和 HSI 上叠加 TCAS 图层，再次按压移除；

③-TFC：按压在同侧 MAP 和 HSI 上叠加 TAWS 图层，再次按压移除；

④-MTRS：按压在同侧 PFD 和 HUD（若选装）上显示米制高度，再次按压移除；

⑤-FPV：按压在同侧 PFD 上显示 FPV，再次按压移除；

⑥-WXR：按压在同侧 MAP 和 HSI 上叠加 WXR 图层，再次按压移除；

⑦-NAV SRC：按压切换同侧 MAP、HSI 和 HUD（若选装）上的导航源，左侧的切换顺序为 FMS1、VOR1、LOC、FMS2、VOR2、LOC，右侧的切换顺序为 FMS2、VOR2、LOC、FMS1、VOR1、LOC；

⑧-BARO REF：控制同侧 PFD 和 HUD（若选装），外侧旋钮选择单位 IN/HPA。内侧旋钮调节数值，顺时针旋转增加，逆时针旋转减少。选择 IN 时调节增量为 0.01 InHg，调节范围为 22.00-32.50 InHg。选择 HPA 时调节增量为 1 HPA，调节范围为 745-1100 HPA；

⑨-格式快捷控制：在⑩指派的 IDU2（3）左右 MFW 上显示相应的格式。在 IDU2（3）失效且 IDU1（4）上有 MFW 时，控制 IDU1（4）上右（左）侧 MFW 格式；

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

⑩-INBD DSPL：IDU1-IDU4 均正常时，DCP1 控制 IDU2，DCP2 控制 IDU3，用于选择 IDU2（3）上的左右半屏。初始上电，L/R 均处于熄灭状态，按压 L（R）后白色的 L（R）指示灯点亮，再次按压 L（R），会熄灭 L（R）。若 IDU2 右侧显示 EICAS，此时按压 R，则 DCP1 上的 R 灯无法点亮，也不会熄灭 L，DCP2 类似。在 IDU2 上有 2 个 MFW，则在 L 点亮的情况下，按压 R，则会点亮 R 同时熄灭 L，右侧类似；在 IDU2（3）失效，IDU1（4）上有 MFW 时，L 和 R 灯均熄灭，但可以通过⑨进行显示格式控制；

⑪-RANGE：调节同侧 MAP 范围，在地面时调节范围为 0.5NM, 1NM, 2NM, 5NM, 10NM, 20NM, 40NM, 80NM, 160NM, 320NM, 640NM, 1280NM，飞机在空中时的调节范围为 5NM, 10NM, 20NM, 40NM, 80NM, 160NM, 320NM, 640NM, 1280NM。注：HSI 上固定显示 40NM，不可调。

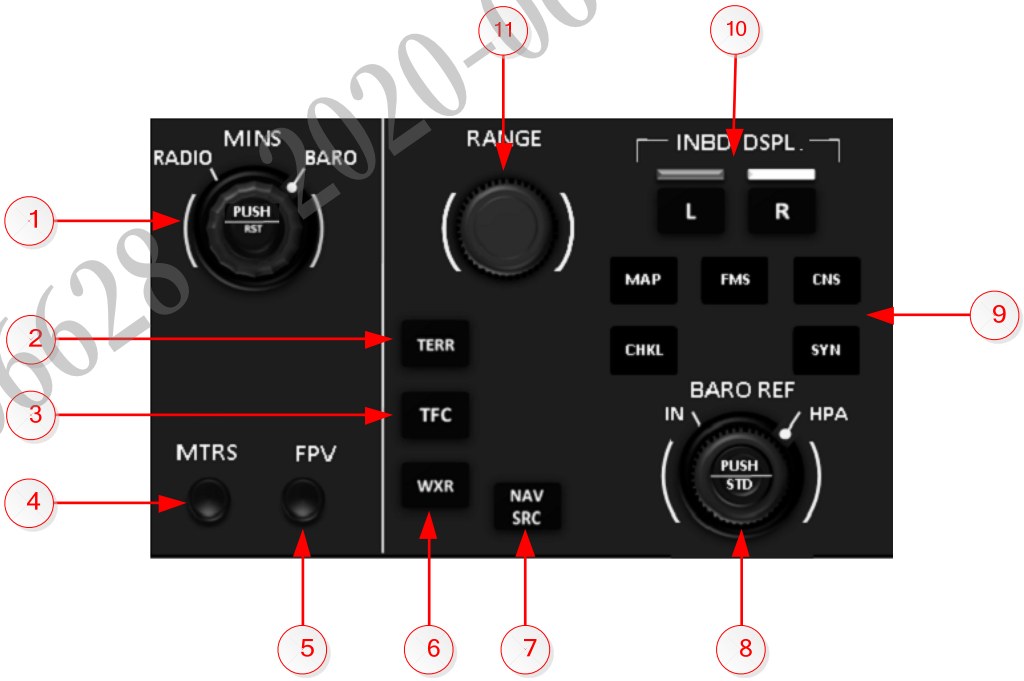



图 42 DCP 布局

5.1.5.2 CCD

CCD的面板布局如 图 43 所示，CCD用于光标控制、输入确认、光标指派、主菜单，并提供一个DSK旋钮。

①-DSK：外层旋钮可用于调节 MAP 范围，滑动滚动条，切换标题栏等。内层旋钮可用于

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

206628 2020-06-23 08:59:43

备份数字字母输入，若编辑框可输入数字和字母，则输入顺序为 A-Z、空格、"/" 、"." 、1-9、0、"+"、"-"。若编辑框仅允许输入数字，则输入顺序为 1-9、0。按压 CCD 上的确认键或 MKB 上的“ENTER”键可用于输入确认；

②-DSPL SEL/UPR：在仪表板 IDU 和中央操作台 IDU 之间快速指派光标。飞机初始上电时不显示光标，在正常构型下，按压 CCD1 UPR，会将左侧光标指派到 IDU2 左侧 MFW 的左上角默认位置。按压 CCD2 UPR，会将右侧光标指派到 IDU3 右侧 MFW 的左上角默认位置。在 IDU 失效重构后，若 IDU2 上无 MFW，IDU1 上有 MFW，按压 CCD1 上的 UPR，会将光标指派到 IDU1 的右侧，CCD2 类似，按压 CCD2 上的 UPR，会将光标指派到 IDU4 的左侧。若 IDU1 和 IDU2 上均无 MFW，IDU3 上有 MFW，则按压 CCD1 上的 UPR，会将光标指派到 IDU3 上的 MFW，CCD2 类似；

③-DSPL SEL/LWR：在仪表板 IDU 和中央操作台 IDU 之间快速指派光标。飞机初始上电时不显示光标，在正常构型下，按压 CCD1 LWR，会将左侧光标指派到 IDU5 左侧 MFW 左上角默认位置。正常显示构型下，按压 CCD2 LWR，会将右侧光标指派到 IDU5 右侧 MFW 的左上角默认位置。在 IDU 失效重构时，如 IDU5 右侧显示 EICAS，则按压 CCD1 或 CCD2 LWR，均会将光标指派到 IDU5 左侧 MFW 的左上角位置；

④-MENU：在当前光标所在的窗口调出主菜单，再次按压移除主菜单；

⑤-轨迹球：移动光标；

⑥-确认键：点击可选择光标高亮的格式或使编辑框进入编辑模式。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

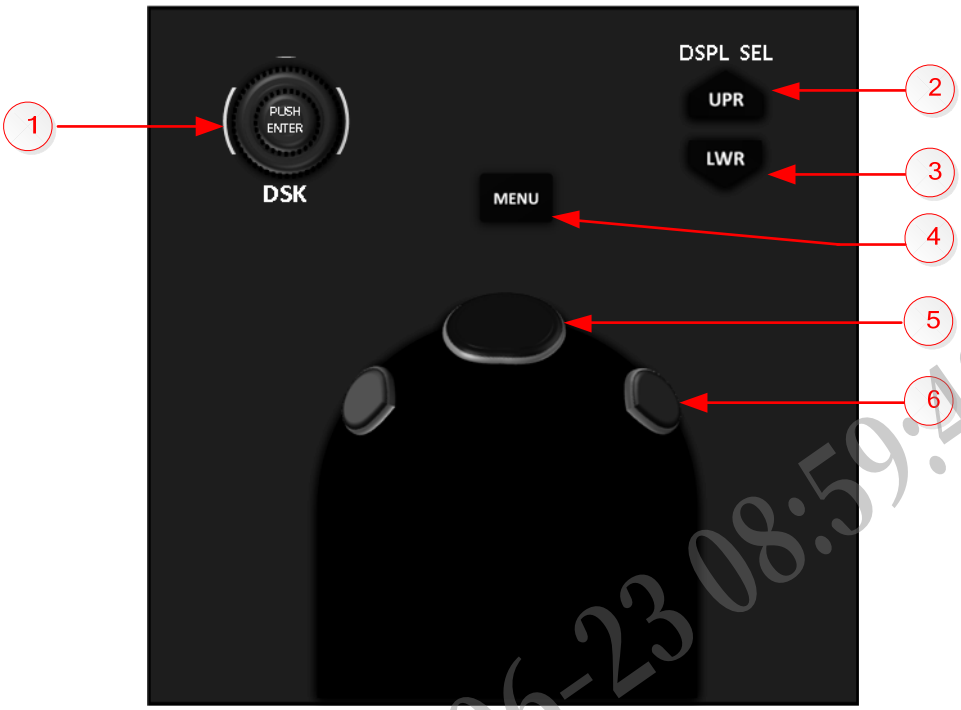



图 43 CCD 布局

5.1.5.3 MKB

MKB的面板布局如 图 44 所示：

①-CAS 翻页：当 CAS 消息多于一页时，按压可进行 CAS 翻页，翻至最后一页，再次按压会隐藏戒备、提示和状态级告警。当有 CAS 消息被隐藏时按压会恢复所有的 CAS 消息显示，同时跳转至第一页；

②-FMS 快捷控制，按压可在当前已显示的 FSD 窗口调出 MSG、ROUTE、起飞/着陆机场、DIRECT TO 等页面，详见 FMS 系统 SDD；

③-数字/字母输入；

④-IDU5 上 MFW 快捷控制，MKB1 控制 IDU5 左侧，MKB2 控制 IDU5 右侧；

⑤-移动可交互框，如简图页标题栏、FSD 页面编辑框等；

⑥-ENTER：输入确认；

⑦-CLR/DEL：按压一次删除编辑框内的最后一个字符，长按 3s 删除编辑框内的所有内容；

⑧-EXEC：当前有未激活的飞行计划时点亮白色的灯，按压激活该飞行计划；

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

⑨-CNCL：取消当前未激活的飞行计划。

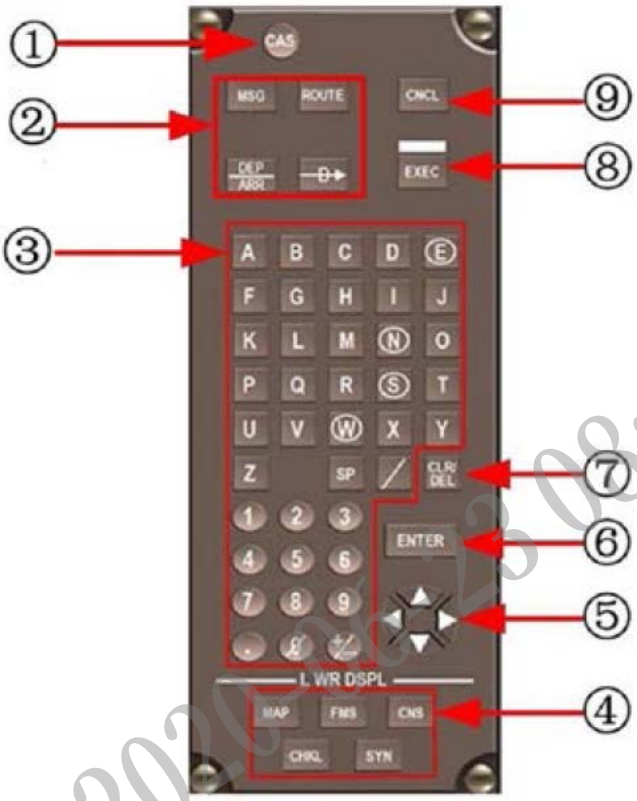



图 44 MKB 布局

5.1.5.4 RCP

RCP的面板布局如 图 45 所示：

①-EICAS：处于 NORM 位置时，EICAS 显示在 IDU2 的右侧窗口，IDU 失效后可自动重构；SWAP 位置在所有 IDU 正常工作或仅 IDU5 失效时可用，旋钮处于该位置，会将 EICAS 显示在 IDU3 的左侧窗口；REV 在 2 个及以上 IDU 失效时可用，旋钮处于该位置，会显示压缩 PFD+压缩 EICAS 格式；

②-惯导源选择：在表决姿态（俯仰角或滚转角）失效，PFD 显示 IRS 直连 A429 数据时激活该功能，按压 L PFD 的数据切换顺序为 IRS1-IRS3-IRS2，按压 R PFD 的数据切换顺序为 IRS2-IRS3-IRS1；

③-EMER COMM：按压点亮白色指示灯，发送离散量给 VHF1 和 3 套 TCP，用于激活 VHF1 应急通信（121.5MHZ），同时使 3 套 TCP 调谐功能失效。再次按压熄灭白色指示灯，取消发送离散量，恢复 3 套 TCP 调谐功能；

206628 2020-05-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

④-INHIB：按压抑制光标移动，同时点亮白色指示灯，再次按压取消抑制；

⑤-GS/CNCL：按压点亮白色指示灯，发送抑制低于下滑道告警信号给 TAWS，再次按压熄灭白色指示灯，同时取消发送；

⑥-AURAL ALERT CNCL：当前有连续播放的音响告警正在触发时，按压可取消当前激活的音响告警，同时点亮白色 CNCL 指示灯，触发“AURAL CANCELED”提示级告警。

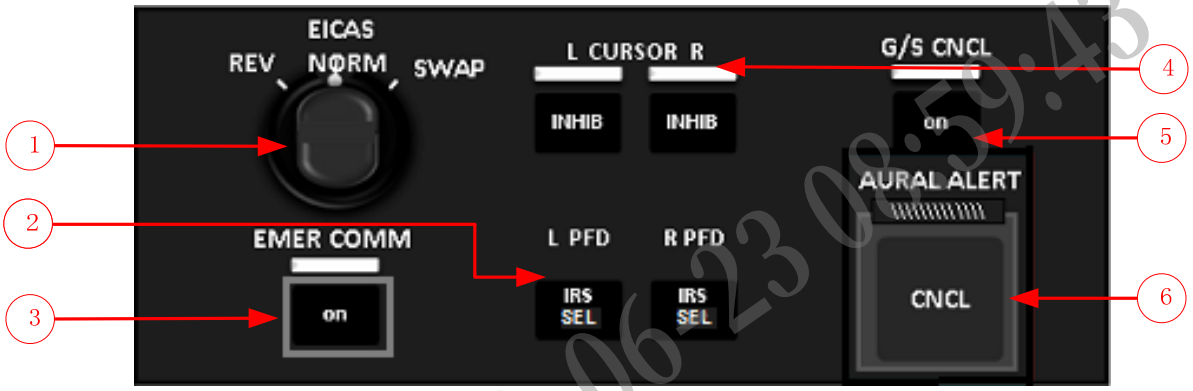



图 45 RCP 布局

5.1.5.5 VCP

虚拟控制界面如 图 46 所示，可在任一MFW窗口配置显示：

①-页面选择标签：机组可通过任一侧光标选择 CAPT EFIS、F/O EFIS 和 PILOT TEST 标签；

②-VCP 控制激活框，勾选后激活 VCP 控制功能，同时失效当前侧的 DCP，此时 VCP 页面上的备份控制功能会自动同步同侧 PFD 的状态；

③-Minimums 设置：BARO 和 RADIO 互斥，选择 BARO 时，增量为 10ft，调节范围为 0-18000ft。选择 RADIO 时，增量为 1ft，调节范围为 0-1000ft。输入数值后按压 CCD 上的确认键或 MKB 上的 ENTER 键激活。若当前编辑框未输入 Minimums，且收到有效的 FMS Minimums 数值，按压 RST 则显示 FMS 显示的 Minimums。若未收到有效的 FMS Minimums，按压 RST 则显示为空；

④-HDG REF：真磁切换；

⑤-BRG PTR：用于开关 MAP/HSI 上的方位指针，勾选后显示相应的方位指针，不勾选则不显示相应的方位指针，不影响频率显示；

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

⑥-MTRS：用于开关相应侧的 PFD 米制高度显示；

⑦-FPV：用于开关相应侧的 FPV 显示；

⑧-BARO REF：IN 和 HPA 互斥，选择 IN 时调节增量为 0.01 InHg，调节范围为 22.00-32.50 InHg。选择 HPA 时调节增量为 1 HPA，调节范围为 745-1100 HPA。当按压 STD 时，编辑框内根据当前选择的单位显示 29.92 或 1013；

⑨-NAV SRC：导航源切换，可选择相应侧 HSI/MAP 上的导航源。

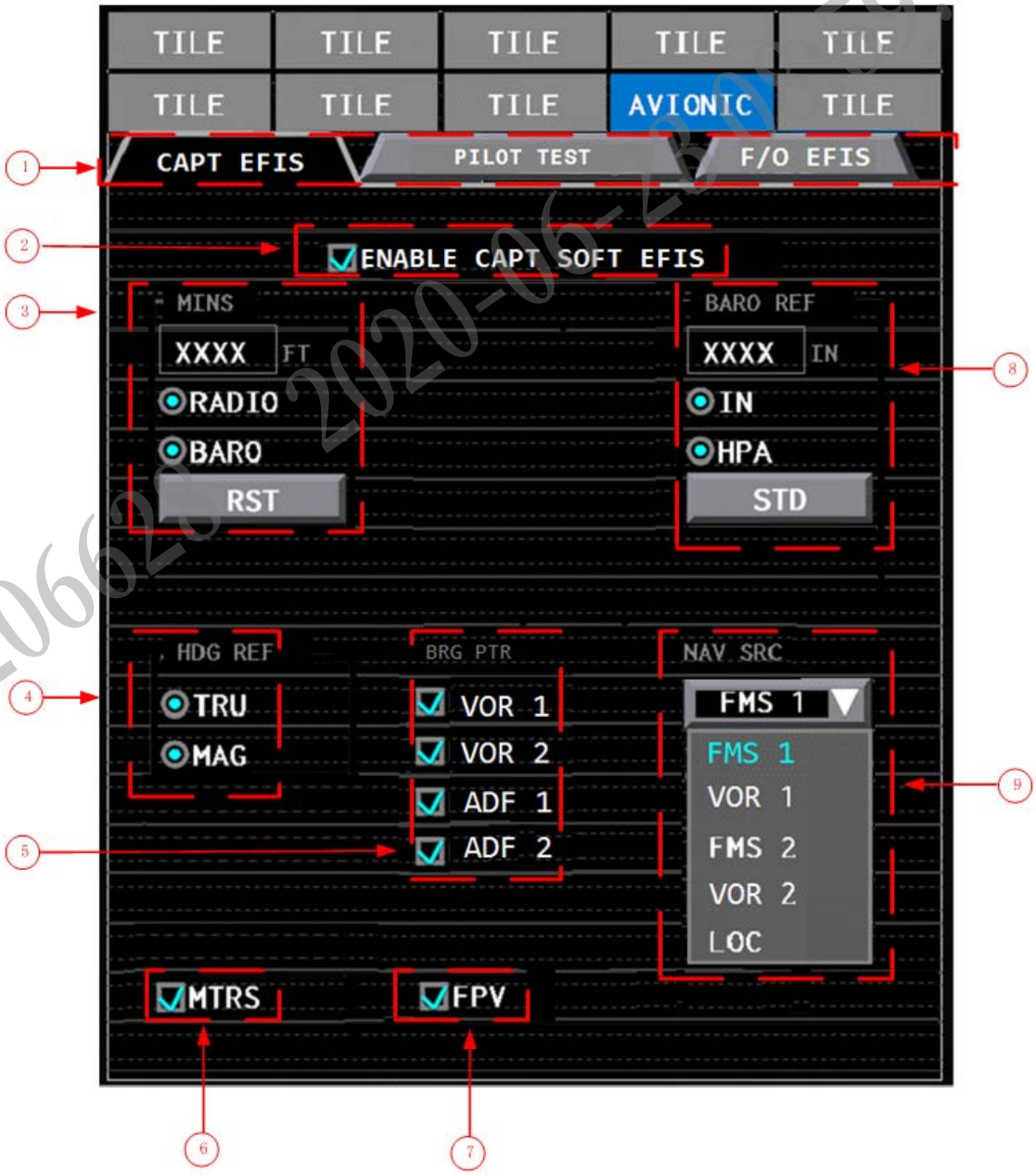



图 46 VCP 布局

206620 2020-06-30 09:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

5.1.5.6 IDU 调光

IDU调光通过 5 个调光旋钮（DSPL/CONTRAST）、2 个RLS和 5 个IDU前面板上的环境亮度传感器（Ambient Light Sensor，ALS）实现。2 个RLS安装在遮光罩前方，5 个调光旋钮分别位于仪表板和顶部板，如 图 47 所示。

图 47 调光旋钮位置

IDU会根据本侧的RLS和各自前面板上的ALS探测环境光亮度选择调光曲线。目前共设计了 5 条调光曲线，如 图 48 所示，其中横轴为调光旋钮位置（当前位置/2047），纵坐标为显示器亮度占最大亮度的百分比。

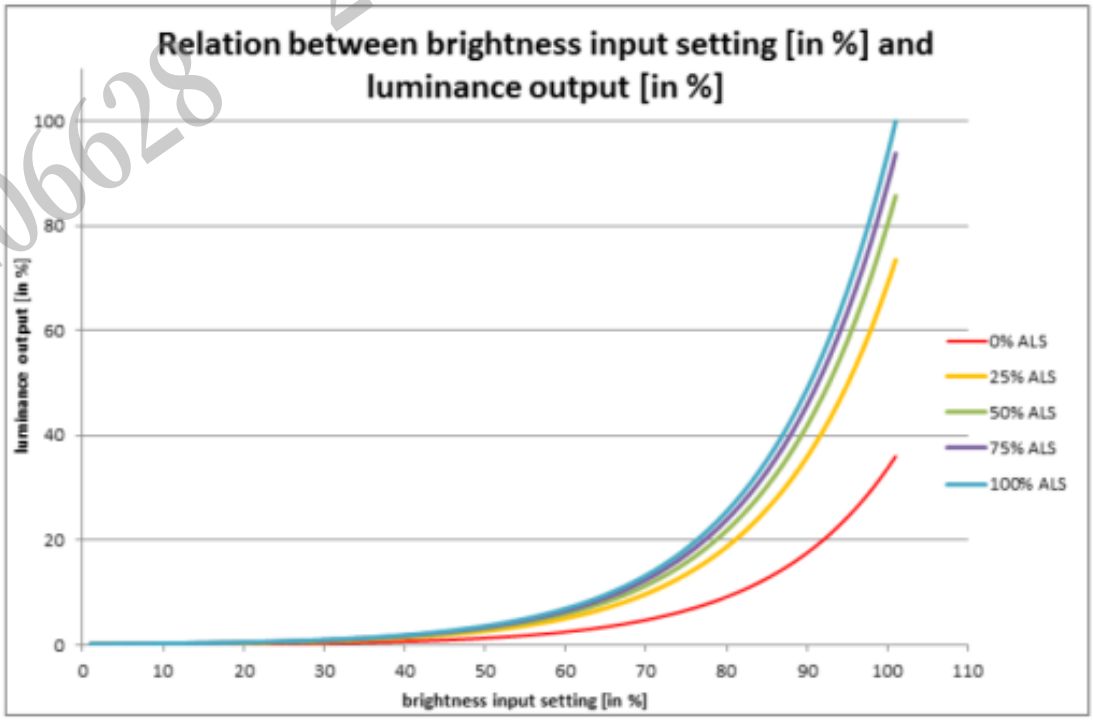



图 48 IDU 调光曲线

5.1.5.7 计时

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

206628 2020-06-23 08:59:43

计时功能通过驻留在左右遮光罩集成控制板上的CHRO按键实现，如 图 49 所示。第一次按压开始计时，第二次按压停止计时，第三次按压清零。

图 49 CHRO 按键

### 5.1.6 格式最大实例数

各显示格式允许显示的最大实例数如表 3 所示，其中左侧代表 IDU1、IDU2 和 IDU5 左半屏，右侧代表 IDU3、IDU4 和 IDU5 右半屏。IDU5 上显示全屏 MAP 时会默认实例数为 1，但判定为左侧和右侧各显示 1 个 MAP 格式。若在 IDU 一侧多功能窗口调出某显示格式，而该格式已在当前 IDU 另一侧打开时，则交换 2 个显示格式（IDU5 除外）。若在 IDU 一侧多功能窗口调出某显示格式，而该格式已在当前侧的其它 IDU 上打开时（达到格式显示上限），会在当前窗口显示“FORMAT ALREADY OPEN”，并在 5s 后移除。

表 3 各显示格式允许显示的最大实例数

| 显示格式 | 左侧 | 右侧 | IDU5 | 备注 |
|---|---|---|---|---|
| ECL | 1 | 1 | 2 | |
| MAP | 1 | 1 | 1 | IDU5 左右均选 MAP 时会显示全屏 MAP |
| FMS | 1 | 1 | 2 | |
| CNS | 1 | 1 | 2 | |
| SYN | 1 | 1 | 2 | IDU5 右侧 CBIC 不可用 |
| OMS | 1 | | | 仅有全屏格式，整个驾驶舱最大实例数为 1 |

## 5.2 功能

### 5.2.1 系统级功能

根据 E-C110JY004《C919 飞机级功能定义》，DCAS 进行了系统功能定义和分解工作，共定义了 13 项功能，如表 4 所示。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

206628 2020-06-23 08:59:4

表 4 DCAS 系统功能定义

| 飞机级功能 | 系统功能编号 | 系统级功能 | 功能描述 |
|---|---|---|---|
| 3.2.1.1 为机组提供信息显示 | 31-F01 | 提供时钟功能 | 为机组提供 UTC、已飞时间及计时功能。 |
| 3.2.1.1 为机组提供信息显示 | 31-F07 | 显示发动机参数 | a) 显示来自 FADEC 的发动机主要参数，包含：N1、EGT；<br>b) 显示来自 FADEC 的发动机次要参数，包含： N2、滑油压力、滑油温度、N1 振动、N2 振动、燃油流量、发动机推力模式、空起包线、NAI、FIRE、START、RUN、ATS、WINDMILL、REV、IGN。 |
| 3.2.1.3 提供机组告警功能 | 31-F08 | 提供机组告警功能 | a) 提供 MW/MC：通过安装在机组主视野范围的 MW/MC 为机组提供视觉告警，用于警告、戒备级别的告警出现时吸引机组注意；<br>b) 提供音响告警功能：通过驾驶舱内的扬声器、耳机为机组提供听觉告警；<br>c) 提供告警信息显示：通过显示在 EICAS 页面上的 CAS 信息，显示在 PFD、MFW 上告警旗为机组提供告警的具体特性，明确告警内容；<br>d) 提供灯驱动功能：为与告警相关的 PBA 提供灯驱动功能，以便在告警出现时指引机组操作。 |
| 3.2.1.1 为机组提供信息显示 | 31-F09 | 显示飞机系统信息 | a) 显示环控系统信息：环控简图页、座舱高度、座舱压差、座舱高度变化率和座舱/客舱温度信息、前货仓状态；<br>b) 显示舱门系统信息；<br>c) 显示电源系统信息；<br>d) 显示飞控系统信息：飞控简图页、襟缝翼位置和舵面配平信息； |

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

206628 2020-06-23 08:59:4

| 飞机级功能 | 系统功能编号 | 系统级功能 | 功能描述 |
|---|---|---|---|
| | | | e) 显示燃油系统信息：燃油简图页、燃油量信息；<br>f) 显示液压系统信息；<br>g) 显示起落架位置信息；<br>h) 显示刹车信息：刹车温度、刹车压力、防滑指示、刹车模式、停留刹车、胎压、刹车蓄压器压力；<br>i) 显示 APU 信息：转速、EGT、滑油温度、滑油压力、滑油量、APU 风门位置；<br>j) 显示通信信息：显示通信频率、选呼码、卫通提示、客舱呼叫提示、数据链提示（ATS、AOC、FMS COMM）；<br>k) 显示 INFO 页面；<br>l) 显示飞机标识：航班号、机尾号、应答机编码；<br>m) 提供 A661 成员系统图层信息显示功能：FSD、OMS、CBIC、FMS 导航信息、TCAS、TAWS、WXR、CPDLC、ATS、AOC、ADS-B IN。 |
| 5.1.3.3 提供电子飞行包功能 | 31-F10 | 提供电子检查单 | 通过 IDU、ECL 驻留功能及 ECL 数据库为机组提供电子检查单功能。电子检查单包括正常检查单和非正常检查单。飞机可以通过飞行阶段显示相应的正常检查单，当多条非正常检查单存在时，机组可以通过 CCD 进行选择处理。 |
| 3.2.1.1 为机组提供信息显示 | 31-F11 | 显示飞行和导航信息 | a) 显示姿态信息；<br>b) 显示空速信息；<br>c) 显示马赫数信息；<br>d) 显示安全速度信息（V1, V2, VR）； |

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

206628 2020-06-23 08:59:4

| 飞机级功能 | 系 统 功能编号 | 系统级功能 | 功能描述 |
|---|---|---|---|
| | | | e) 显示襟缝翼收放速度信息；<br>f) 显示着陆参考速度信息；<br>g) 显示空速限制信息：低速指示、VMax/Mmax；<br>h) 显示最小参考速度信息；<br>i) 显示地速信息；<br>j) 显示垂直速度；<br>k) 显示气压高度；<br>l) 显示无线电高度；<br>m) 显示航向信息；<br>n) 显示自动飞行模式通告；<br>o) 显示横向/纵向航迹偏差：LNAV、VNAV、GLS 和 ILS；<br>p) 显示飞行航迹；<br>q) 显示 VSD 信息：高度、航路点、近进航迹角矢量、飞行趋势矢量、跑道、垂直飞行航迹矢量、垂直导航偏差、地形数据和参考下滑道；<br>r) 显示飞机外部环境数据：TAT、SAT、风速和风向；<br>s) 显示无线电导航信息：DME、VOR 和 ADF； |

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

206628 2020-06-23 08:59:4

| 飞机级功能 | 系统功能编号 | 系统级功能 | 功能描述 |
|---|---|---|---|
| | | | t) 显示 FMS 导航信息：RNP/ANP、飞机位置、飞行计划和航路点；<br>u) 显示 TCAS（含 ADS-B IN）、TAWS、气象雷达信息；<br>v) 显示 Minimums 信息；<br>w) 显示飞行指引信息；<br>x) 显示侧滑信息；<br>y) 显示 TCAS RA 信息。 |
| 3.2.1.2 提供操作控制 | 31-F12 | 提供显示和机组告警系统控制功能 | a) 提供显示格式快捷控制功能；<br>b) 提供气压基准设置功能；<br>c) 提供导航源选择功能；<br>d) 提供真/磁选择功能；<br>e) 提供米制高度显示控制功能；<br>f) 提供 FPV 显示控制功能；<br>g) 提供 Minimums 设置功能；<br>h) 提供导航特征选择；<br>i) 提供监视特征选择功能：TCAS (含 ADS-B 模式选择)、WXR、Terrain；<br>j) 提供 VSD 显示控制功能； |

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

206628 2020-06-23 08:59:4

| 飞机级功能 | 系统功能编号 | 系统级功能 | 功能描述 |
|---|---|---|---|
| | | | k) 提供光标控制功能：光标移动、指派、抑制；<br>l) 提供菜单控制功能；<br>m) 提供 EICAS 切换功能；<br>n) 提供应急通信控制功能；<br>o) 提供手动惯导显示源切换功能；<br>p) 提供 G/S Cancel 控制功能；<br>q) 提供音响告警取消功能；<br>r) 提供 FMS 快捷控制功能；<br>s) 提供数字、字母输入功能；<br>t) 提供 CAS 翻页及隐藏恢复功能；<br>u) 提供 MW/MC 告警确认；<br>v) 提供显示器调光控制；<br>w) 提供控制板导光板照明功能；<br>x) 提供 HUD 调光控制；<br>y) 提供 HUD 防拥控制。 |
| 5.2.1.1 机组设备维 | 31-F13 | 提供显示和机组 | 指示/记录系统设备可提供维护/构型信息和自测试功能。 |

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

206628 2020-06-23 08:59:4

| 飞机级功能 | 系统功能编号 | 系统级功能 | 功能描述 |
|---|---|---|---|
| 护功能<br>5.2.2.1 构型记录和报告<br>5.2.2.2 支持构型改进 | | 告警系统机载维护支持 | |
| 3.2.1.1 为机组提供信息显示 | 31-F14 | 在平显上显示飞行和导航信息 | a) 显示姿态信息；<br>b) 显示空速信息；<br>c) 显示马赫数信息；<br>d) 显示安全速度信息（V1, V2, VR）；<br>e) 显示襟缝翼收放速度信息；<br>f) 显示着陆参考速度信息；<br>g) 显示空速限制信息：低速指示、VMax/Mmax；<br>h) 显示最小参考速度；<br>i) 显示地速信息；<br>j) 显示垂直速度；<br>k) 显示气压高度； |

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

206628 2020-06-23 08:59:4

| 飞机级功能 | 系统功能编号 | 系统级功能 | 功能描述 |
|---|---|---|---|
| | | | l) 显示无线电高度；<br>m) 显示航向信息；<br>n) 显示自动飞行模式通告；<br>o) 显示横向/纵向航迹偏差：LNAV、VNAV、GLS 和 ILS；<br>p) 显示 RNP/ANP；<br>q) 显示飞行航迹；<br>r) 显示风速和风向；<br>s) 显示无线电导航信息：VOR/DME；<br>t) 显示 Time-critical Warning；<br>u) 显示 Minimums 信息；<br>v) 显示飞行指引信息；<br>w) 显示侧滑信息；<br>x) 显示 TCAS RA 信息。 |
| 4.2.4.1 提供对机组人为错误的防护 | 31-F18 | 提供 DCAS 系统对机组人为错误的防护 | DCAS 系统控制开关通过差异化、标识、防差错设计等措施，降低人为错误发生的概率。 |

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

206628 2020-06-23 08:59:4

| 飞机级功能 | 系统功能编号 | 系统级功能 | 功能描述 |
|---|---|---|---|
| 4.2.4.2 提供对维护人员人为错误的防护 | 31-F19 | 提供 DCAS 系统对维护人员人为错误的防护 | DCAS 系统维护人员的接口设计通过差异化、标识、提示等防差错设计措施，降低人为错误发生的概率。 |
| 5.2.2.2 支持飞机构型改进 | 31-F20 | 支持飞机构型改进 | DCAS 系统支持软件的升级。 |

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

### 5.2.2 部件级功能

#### 5.2.2.1 硬件/设备部件功能

C919 飞机 DCAS 系统硬件/设备部件功能如表 5 所示。

表 5 C919 飞机 DCAS 系统硬件/设备部件功能

| 序号 | 部件名称 | 功能描述 |
|---|---|---|
| 1 | 综合显示器（IDU） | a) 供电：将 28VDC 飞机电源转换为内部模块电源，200 毫秒电源中断保持，设备重启；<br>b) I/O 处理：信号处理与滤波，冗余数据管理；<br>c) 图像生成：两个图像生成通道，通道 A 用于生成 HUD 及非 661 数据，通道 B 用于生成 661 数据；<br>d) 图像转换：实现 A818 与 DVI 之间的图像转换；<br>e) 图像融合：生成图像用于在显示器头部组件（Display Head Assembly，DHA）上显示，输出至图像转换模块，转换为 A818 数据后用于飞行测试和 HUD 显示；<br>f) 图像监控：监控生成图像的完整性；<br>g) 显示视频信息：通过 DHA 显示图像。 |
| 2 | 显示控制板（DCP） | a) 将机组输入转换为信号，通过 A825 总线送出；<br>b) 通过 A825 总线接收调光信号和灯驱动信息，点亮导光板和灯。 |
| 3 | 光标控制装置（CCD） | |
| 4 | 多功能键盘（MKB） | |
| 5 | 转换控制板（RCP） | |
| 6 | 远距亮度传感器（RLS） | 测量相应遮光罩位置处的光照强度，发送给 DCP。 |
| 7 | 主警告按钮灯（MW） | a) 接收驱动信号实现 MW 灯点亮；<br>b) 按压时发送警告确认离散信号给 FDAS。 |
| 8 | 主戒备按钮灯（MC） | a) 接收驱动信号实现 MC 灯点亮；<br>b) 按压时发送戒备确认离散信号给 FDAS。 |
| 9 | IDU 亮度/对比度调节旋钮 | a) 外层旋钮用于调整 IDU 亮度；<br>b) 内侧旋钮用于调整 ISS 叠加图层亮度。 |
| 10 | 平显投影装置（HPU）-正驾驶 | 接收 IDU A818 信号，生成 HUD 投影图像。 |

2020-06-23 08:59:43
206628

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 序号 | 部件名称 | 功能描述 |
|---|---|---|
| 11 | 平显组合仪（HCU）-正驾驶 | 反射 HPU 图像，提供 HUD 亮度控制及 HUD 精简模式选择。 |
| 12 | 平显投影装置（HPU）-副驾驶 | 接收 IDU A818 信号，生成 HUD 投影图像。 |
| 13 | 平显组合仪（HCU）-副驾驶 | 反射 HPU 图像，提供 HUD 亮度控制及 HUD 精简模式选择。 |

#### 5.2.2.2 软件功能

软件功能如表 6 所示。

表 6 C919 飞机 DCAS 系统软件描述

| 序号 | 设备 | 驻留位置 | 软件名称（配置项） | 软件描述 |
|---|---|---|---|---|
| 1 | IDU | 输入输出模块（Input/Output Module，IOM） | IOM_CF | Vxworks653 配置文件，为数据文件。包含 IOM 模块平台软件配置数据。 |
| 2 | | 图像处理模块（Graphic Processing Module，GPM） | GPM_LANE1_CF | Vxworks653 配置文件，为数据文件。包含 GPM1 模块平台软件配置数据。 |
| 3 | | GPM | GPM_LANE2_CF | Vxworks653 配置文件，为数据文件。包含 GPM2 模块平台软件配置数据。 |
| 4 | | IOM | IOM_A664_CF | A664 配置文件，为数据文件。 |
| 5 | | IOM | IOM_RTOS | IOM Vxworks653 RTOS，包括 POS。 |
| 6 | | GPM | GPM_RTOS | GPM Vxworks653 RTOS，包括 POS。 |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 序号 | 设备 | 驻留位置 | 软件名称（配置项） | 软件描述 |
|---|---|---|---|---|
| 7 | | IOM | IOM_PRELIMINARY_BOOT | 用于上电后初始化硬件，并决定跳转至操作软件的 Secondary Bootstrap 或数据加载软件。为固件，仅可在工厂加载。 |
| 8 | | GPM | GPM_PRELIMINARY_BOOT | 用于上电后初始化硬件，并决定跳转至操作软件的 Secondary Bootstrap 或数据加载软件。为固件，仅可在工厂加载。GPM-1 模块和 GPM-2 模块相同。 |
| 9 | | GPM | GPM_SYSTEM_BSP | GPM 板级支持包，用于初始化和访问 GPM 硬件，为 GPM 操作软件的 Secondary Bootstrap。该软件为现场可加载软件。 |
| 10 | | GPM | GPM_OPENGL_DRIVER | OpenGL SC 的驱动，与 GPU 交互，加速 GPU 的图像生成，且能验证 GPU 的功能。 |
| 11 | | GPM | OGLX | 用于支持绘图的图形软件库 |
| 12 | | IOM | IOM_SYSTEM_BSP | IOM 板级支持包，用于初始化和访问 IOM 硬件，为 IOM 操作软件的 Secondary Bootstrap。该软件为现场可加载软件。 |
| 13 | | IOM | IOM_A664_DRIVER | A664 ASIC 芯片驱动，与 A664 芯片交互，向驻留应用提供 A664 发送/接收能力。 |
| 14 | | IOM | IOM_A825_DRIVER | 与芯片交互，向驻留应用提供 A825 发送/接收能力。 |
| 15 | | IOM | IOM_A429_DRIVER | 与 EPLD 交互，向驻留应用提供 A429 发送/接收能力。 |
| 16 | | IOM | IOM_DIO_DRIVER | 与 EPLD 交互，向驻留应用提供读/写离散硬件的能力。 |
| 17 | | IOM | IOM_SUPPORT_FUNCTION | 提供支持功能，包括同步、数据交互和调度管理。 |
| 18 | | GPM | GPM_SUPPORT_FUNCTION | 提供支持功能，包括同步、数据交互、调度管理和窗口管理。 |
| 19 | | IOM | IOM_BIT_DRIVER | 与 IOM 芯片交互，负责 IOM BIT 功能，为驻留应用提供接口，驻留应用使用 BIT 功能时，调用 |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 序号 | 设备 | 驻留位置 | 软件名称（配置项） | 软件描述 |
|---|---|---|---|---|
| | | | | BITLIB 中为应用层提供的接口。 |
| 20 | | GPM | GPM_BIT_DRIVER | 与 GPM 芯片交互，负责 GPM BIT 功能，为驻留应用提供接口，驻留应用使用 BIT 功能时，调用 BITLIB 中为应用层提供的接口。 |
| 21 | | IOM | IOM_HM | 完成 IOM 上应用软件的监控，收集 IDU 故障并报告给 DMH、FDAS 和 OMS。提供不同 IDU 上 PFD 应用接收到的数据的交叉对比监控。为 IOM CPU 提供数据接收和处理监控。 |
| 22 | | IOM | IOM_DATA_LOAD_DEAMON | 接收加载请求，调用加载数据。 |
| 23 | | IOM | IOM_DATA_LOAD_AGENT_CORE | 通过网络从加载器向 IOM 板卡加载数据。 |
| 24 | | GPM | GPM1_DATA_LOAD_AGENT_ASSISTANT | 切换至数据加载调度，向 GPM1 中写入数据 |
| 25 | | GPM | GPM2_DATA_LOAD_AGENT_ASSISTANT | 切换至数据加载调度，向 GPM2 中写入数据 |
| 26 | | GPM | WINDOW_MANAGER | 接收来自 IMA 显示管理和 IDU 显示管理的显示构型，控制 IDU 图像融合，控制 IDU 输出，控制图像生成模式/位置。 |
| 27 | | GPM | PFD | 处理、控制和生成主飞行信息，具有正常模式和压缩模式，包括以下显示区域：姿态、空速、高度、垂直速度、飞行模式通告。 |
| 28 | | GPM | ENGINE | 显示发动机主要参数和次要参数、襟缝翼指示、配平指示、起落架指示。 |
| 29 | | GPM | CLOCK | 显示航班号、UTC 日期、UTC 时间、已飞时间、计时。 |
| 30 | | GPM | A661_Server | 负责 A661 显示格式、A661 图形库、及每个图形元 |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 序号 | 设备 | 驻留位置 | 软件名称（配置项） | 软件描述 |
|---|---|---|---|---|
| | | | | 素的逻辑定义。 |
| 31 | | GPM | Server_CONF | 包含配置信息。 |
| 32 | | IOM | MASTERMAP | 提供 PFD 上 HSI 窗口的导航信息，主要包括：航向、航迹、选择航向、选择航迹、真磁航向、航迹偏离、导航源、FMS 航路点数据、真空速、地速、风速、风向等。 |
| 33 | | GPM | MASTERMAP_UADF | 数据文件，提供显示系统和 A661 用户应用的图形配置信息。 |
| 34 | | IOM | IDU_DM | 从 IMA 显示管理接收显示配置信息，接收 CCD、MKB、DCP 的光标和按钮输入并响应。发送当前 IDU 状态及部件输入信息至 IMA 显示管理。发送按钮输入信息至 A661 Server。发送位置信息至窗口管理。 |
| 35 | | IOM | IO_PFD | 进行数据源选择；从特定数据源抽取参数；将从 GPM-PFD 收到的 PFD 数据打包为特定格式。 |
| 36 | | IOM | IO_ENGINE | 进行数据源选择；从特定数据源抽取参数；将从 GPM-ENGINE 收到的发动机数据打包为特定格式。 |
| 37 | | IOM | IO_CLOCK | 进行数据源选择，从特定数据源抽取参数。 |
| 38 | | IOM | IO_A661 | 处理扩展 A661 模块的 A661 IO。 |
| 39 | | IOM | IO_HUD | 进行数据源选择，从特定数据源抽取参数，将从 HUD-PFD 收到的 HUD 数据打包为特定格式。 |
| 40 | | GPM | HM_GPM1 | 进行 GPM1 应用监控，根据预先定义的测试模式，进行 GPU 图像生成过程监控。 |
| 41 | | GPM | HM_GPM2 | 进行 GPM2 应用监控，根据预先定义的测试模式，进行 GPU 图像生成过程监控。 |
| 42 | | IOM | ND | 提供从飞机其它系统获取的导航数据，如航向、航 |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 序号 | 设备 | 驻留位置 | 软件名称（配置项） | 软件描述 |
|---|---|---|---|---|
| | | | | 迹等。 |
| 43 | | GPM | ND_UADF | 为数据文件，为显示系统和 A661 用户应用提供图形配置信息。 |
| 44 | | IOM<br>GPM | BITLIB | 提供应用软件 BIT 接口，提供 IOM_BIT_DRIVER 和 GPM_BIT_DRIVER 接口。 |
| 45 | | GPM | HRFS | 和 Vxworks653 RTOS 一起使用，用于数据存储、归类、操作、导航、获取和检索。 |
| 46 | | IOM | IOM_SHOP_BOOT | IOM 故障数据下载软件的 Secondary Bootstrap，用于初始化和获取 IOM 硬件，为非现场可加载软件。 |
| 47 | | GPM | GPM_SHOP_BOOT | GPM 故障数据下载软件的 Secondary Bootstrap，用于初始化和获取 GPM 硬件，为非现场可加载软件。 |
| 48 | | IOM | DS_COMMONIO | 从 A664、A825、A429 总线获取输入参数，检查有效性，进行选择，转换并传输至应用软件。 |
| 49 | | IOM | DS_A661UALIB | 提供用户应用与 A661 Server 的通信。 |
| 50 | | IOM<br>GPM | DS_A661SHM | 提供 A661 Server 和 A661 IO 共享内存的管理。 |
| 51 | | GPM | FDAS_UADF | 数据文件，提供显示系统和 A661 用户应用的图形配置信息。 |
| 52 | | GPM | SYNOPTICS_PAGE_UADF | 数据文件，提供显示系统和 A661 用户应用的图形配置信息。 |
| 53 | | GPM | SYNOPTICS_MENU_UADF | 数据文件，提供显示系统和 A661 用户应用的图形配置信息。 |
| 54 | | GPM | DM_UADF | 数据文件，提供显示系统和 A661 用户应用的图形配置信息。 |
| 55 | | GPM | PV_UADF | 数据文件，提供显示系统和 A661 用户应用的图形配置信息。 |
| 56 | | GPM | CNSMENU_UADF | 数据文件，提供显示系统和 A661 用户应用的图形 |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 序号 | 设备 | 驻留位置 | 软件名称（配置项） | 软件描述 |
|---|---|---|---|---|
| | | | | 配置信息。 |
| 57 | | GPM | INFO_UADF | 数据文件，提供显示系统和 A662 用户应用的图形配置信息。 |
| 58 | | GPM | MXPS-1 Head-up Display System Symbology Generation Software | 处理、控制和生成 HUD 图像，图像生成利用平台软件提供的 OpenGL API 服务实现。 |
| 59 | | GPM | DS_ECL_DF | ECL DF 定义文件，存储 ECL 显示对象及格式。 |
| 60 | | DHA | CSCI_KDBC_BOOT | 设备上电时执行硬件驱动初始化和软件模块初始化，检测设备模式，检测设备启动方式，对下载项进行验证并启动预定义应用。 |
| 61 | | DHA | CSCI_KDBC_DOWNLOADER | 提供控制器上的维护操作（新应用下载，配置启动）。 |
| 62 | | DHA | CSCI_KDBC_BOOT_CONFIGURATION | 配置 CSCI_KDBC_BOOT 和 CSCI_KDBC_DOWNLOADER 所需参数。 |
| 63 | | DHA | CSCI_KDBC_OPERATIONAL_APPLICATION | 提供显示亮度控制、上电 PBIT 和运行时 CBIT、与相关系统间通信功能。 |
| 64 | | DHA | CSCI_KDBC_OPERATIONAL_FACTORY_CONFIGURATION | 配置硬件相关参数。 |
| 65 | | DHA | CSCI_KDBC_OPERATIONAL_CUSTOMER_CONFIGURATION | 配置 CSCI_KDBC_OPERATIONAL_APPLICATION 相关参数以匹配用户需求。 |
| 66 | IMA 机柜 | 通用处理模块 | DS_ECL | 实现 ECL 业务逻辑功能、I/O 接收与发送以及健康监控功能。 |
| 67 | | 通用处理模块 | DS_ECL_CFG | ECL 数据配置文件，存储 C919 飞机 ECL 内容。 |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 序号 | 设备 | 驻留位置 | 软件名称（配置项） | 软件描述 |
|---|---|---|---|---|
| 68 | | 通用处理模块 | DS_FDAS | 接收外部成员系统输出的原始数据、故障或告警信息，经过数据处理、优先级排序后，向机组提供视觉或听觉告警。 |
| 69 | | 通用处理模块 | DS_SYNOPTICS_PAGE | 简图页数据页面，以图形化方式呈现系统物理状态以及系统内异常情况。 |
| 70 | | 通用处理模块 | DS_SYNOPTICS_MENU | 简图页菜单页面，机组通过切换简图页菜单实现系统数据之间的切换。 |
| 71 | | 通用处理模块 | DS_DM | 控制所有 IDU 窗口的窗口配置、窗口激活和窗口位置，根据控制板人工输入和 IDU 状态配置每一个 IDU 上的构型。 |
| 72 | | 通用处理模块 | DS_PV | 提供虚拟控制功能，作为 DCP 控制板的备份功能，同时提供 PIT 功能，用于飞行前系统测试。 |
| 73 | | 通用处理模块 | DS_CNSMENU | 处理、控制和渲染 CNS 菜单格式，为机组提供 ATC、ATS、AOC 和 ADMIN 子格式。 |
| 74 | | 通用处理模块 | DS_INFO | 基于飞机系统的消息定义集合，提供飞机系统状态信息。 |
| 75 | HDDCS/HUD CP | PC | Boot Loader and Maintenance Software（BLMS） | 写入和擦除 MCU NVM 的可执行二进制映像，从 NVM 读取和擦除故障日志条目。 |
| 76 | | MCU | Application Software（AS） | a） 驻留 HDDCS CP MCU 中时，处理与控制板和 HDDCS 操作相关的 CPC 功能；<br>b） 驻留 HUD CP MCU 中时，处理与控制板和 HUD 操作相关的 CPC 功能。 |
| 77 | HPU | 畸变校正模块 | 投影装置畸变校正监控软件 | 初始化 ARM，包括时钟频率以及外设初始化；完成对畸变校正功能的监控，并上报畸变校正功能状态。 |
| 78 | | 接口控制模块 | 投影装置管理软件 | 初始化 HPU；调节 HPU 亮度；完成 HPU 自检测功能；对 HUD 关键功能进行监控；与机载维护系统 |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 序号 | 设备 | 驻留位置 | 软件名称（配置项） | 软件描述 |
|---|---|---|---|---|
| | | | | 进行数据交互。 |

## 5.3 系统页面显示、架构和设备组成

C919 飞机DCAS系统框图如 图 50 所示，DCAS系统与其它飞机系统之间的数据通信传输主要通过A664 总线实现，此外，ADS、IRS、燃油量数据具备A429 备份，以提高关键飞行数据的可用性和/或防止IMA单点失效。DCAS系统各控制板与IDU之间主要通过CAN（A825）总线进行通信，平显图像由内侧IDU生成并通过A818 视频总线进行传输。

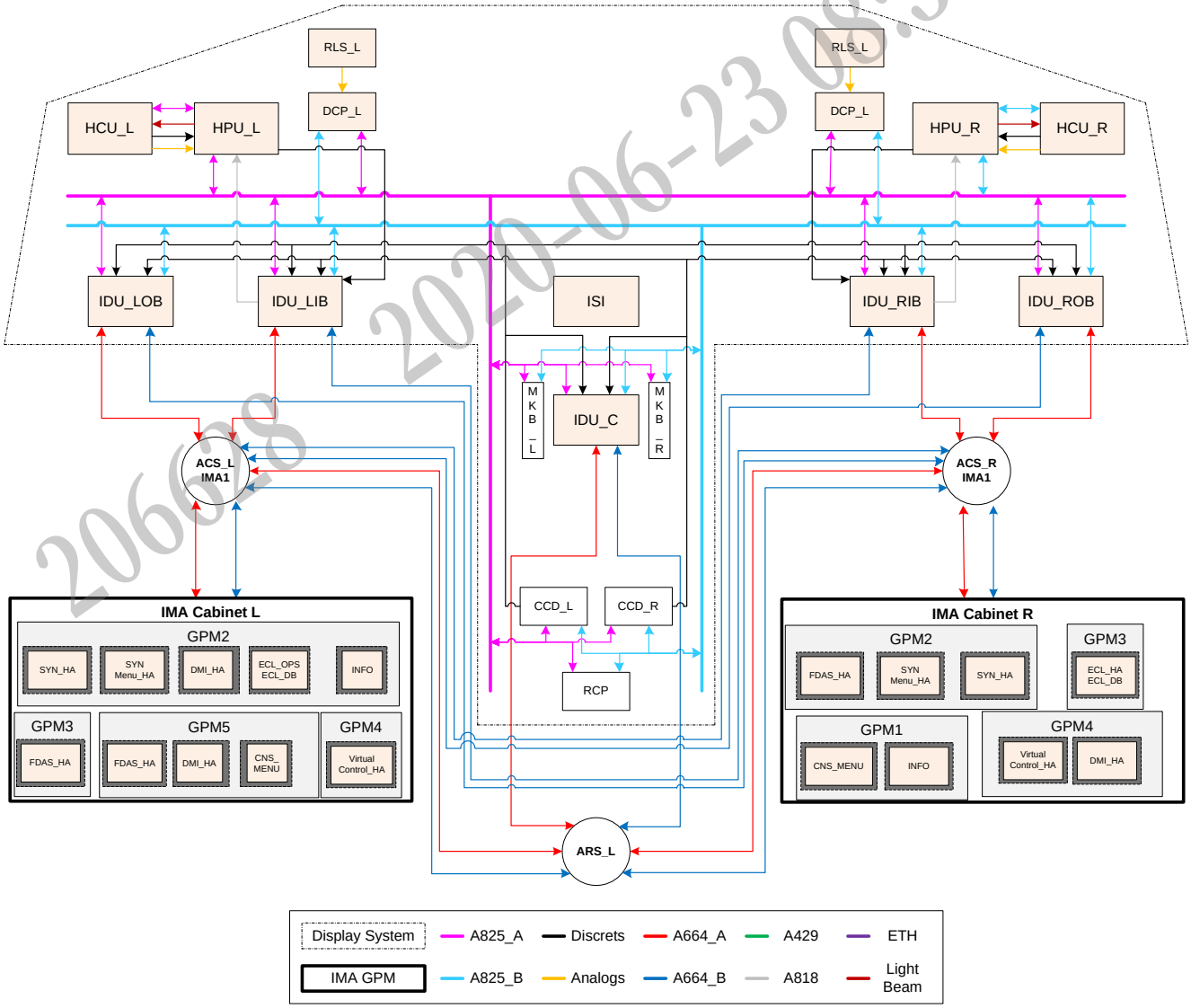



图 50 DCAS 系统框图

C919 飞机 DCAS 系统所含硬件/设备部件信息如表 7 所示。DCAS 系统部分控制组件集成在其它控制板，详见表 8。

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

206628 2020-06-23 08:59:43

表 7 DCAS 系统所含硬件/设备部件

| 类别 | 子系统 | 部件名称 | 数量 | 适航标签 | 安装位置 |
|---|---|---|---|---|---|
| 基本型 | 下视显示及控制系统（HDDCS） | 综合显示器（IDU） | 5 | √ | 驾驶舱 |
| | | 显示控制板（DCP） | 2 | √ | 驾驶舱 |
| | | 光标控制装置（CCD） | 2 | √ | 驾驶舱 |
| | | 多功能键盘（MKB） | 2 | √ | 驾驶舱 |
| | | 转换控制板（RCP） | 1 | √ | 驾驶舱 |
| | | 远距亮度传感器（RLS） | 2 | √ | 驾驶舱 |
| 选装型 | 正驾驶平视显示系统（HUD） | 平显投影装置（HPU） | 1 | √ | 驾驶舱 |
| | | 平显组合仪（HCU） | 1 | √ | 驾驶舱 |
| | 副驾驶平视显示系统（HUD） | 平显投影装置（HPU） | 1 | √ | 驾驶舱 |
| | | 平显组合仪（HCU） | 1 | √ | 驾驶舱 |

表 8 集成于其它系统部件上的 DCAS 系统控制组件

| 控制板名称 | 控制组件名称 | 实现功能 | 安装位置 |
|---|---|---|---|
| 左仪表板控制板 | OUTBD DSPL/CONTRAST SW | IDU1 亮度/对比度调节 | 仪表板 |
| | INBD DSPL/CONTRAST SW | IDU2 亮度/对比度调节 | |
| 右仪表板控制板 | OUTBD DSPL/CONTRAST SW | IDU3 亮度/对比度调节 | 仪表板 |
| | INBD DSPL/CONTRAST SW | IDU4 亮度/对比度调节 | |
| 防冰、座舱压力和外部照明控制板 | LOWER DSPL/CONTRA ST SW | IDU5 亮度/对比度调节 | 顶部板 |
| 左遮光罩集成控制板 | CHRO SW | 正驾驶侧时钟计时开始、结束、清除 | 遮光罩 |
| | MW | 主视觉告警、警告确认 | |
| | MC | 主视觉告警、戒备确认 | |
| 右遮光罩集成控制板 | CHRO SW | 副驾驶侧时钟计时开始、结束、清除 | 遮光罩 |
| | MW | 主视觉告警、警告确认 | |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 控制板名称 | 控制组件名称 | 实现功能 | 安装位置 |
|---|---|---|---|
| | MC | 主视觉告警、戒备确认 | |

5.3.1 提供时钟功能

5.3.1.1 页面显示

时钟功能为机组提供UTC、已飞时间和计时功能。时钟信息显示在AUX页面，如 图 51 所示：

①-UTC 时间：UTC 时间的显示格式为“时：分：秒”，显示范围为 00:00:00 至 23:59:59。UTC 时间正常显示为白色，数据无效时，显示为黄色虚线，如--:--:--;

②-UTC 日期：UTC 日期的显示格式为日（两位数字）、月（三位字母）、年（四位数字），年的显示范围为 2010 至 2099，月的显示范围为 JAN、FEB、MAR、APR、MAY、JUN、JUL、AUG、SEP、OCT、NOV 和 DEC，日的显示范围为 01 至 31。UTC 日期正常显示为白色，数据无效时，显示为黄色虚线，如-- --- ----;

③-已飞时间：已飞时间的显示格式为“时：分”，显示范围为 00:00 至 23:59。已飞时间正常显示为白色，数据无效时，显示为黄色虚线，如--:--。飞机离地后自动计时，着陆后 30s 停止计时；

④-计时功能：计时器的显示格式为“分：秒”，显示范围为 00:00 至 59:59。计时器正常显示为白色，数据无效时，显示为黄色虚线，如--:--。按压左/右遮光罩集成控制板的计时按钮可实现同侧计时器功能，初次按压开始计时，再次按压停止计时，第三次按压计时器清零。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

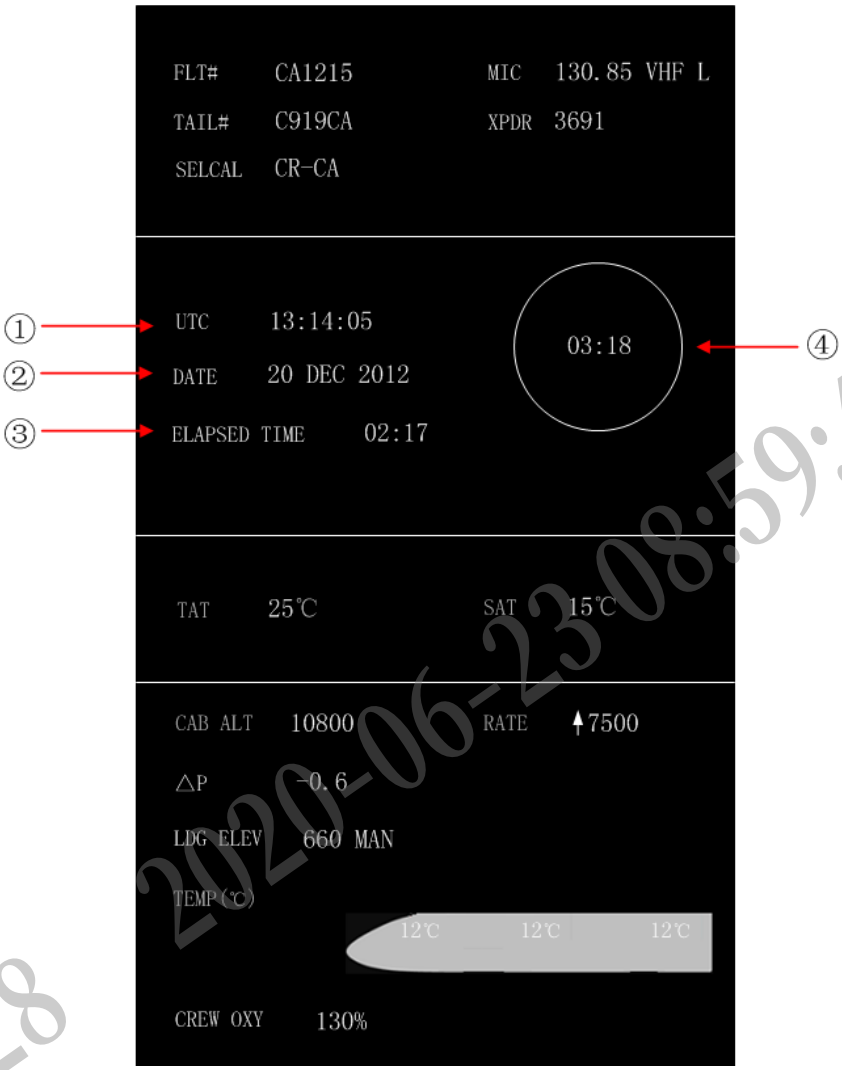



图 51 时钟信息显示

5.3.1.2 架构

5.3.1.2.1 UTC 显示架构

UTC日期/时间显示架构如 图 52 所示：

a) FMS NAV 通过 A664 总线提供 UTC 日期/时间至 IDU，在 FMS 的 UTC 日期/时间无效时，使用 IDU 内部时钟显示 UTC 时间；

b) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交互，实现 IDU 的失效转换功能。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

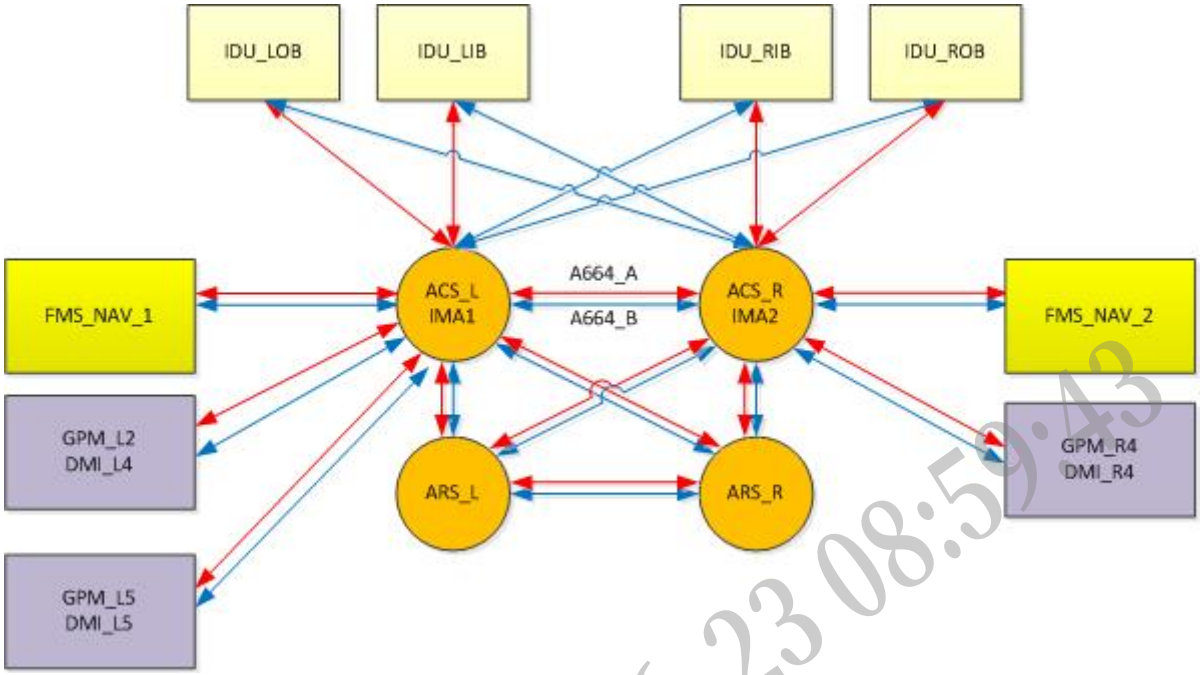



图 52 UTC 显示架构

5.3.1.2.2 已飞时间显示架构

已飞时间显示架构如 图 53 所示：

a) 起落架控制单元（Landing Gear Control Unit，LGCU）通过 A429 总线提供轮载信号至 RDIU3 和 RDIU8，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 IDU；

b) FMS NAV 通过 A664 总线提供 UTC 日期/时间至 IDU，在 FMS 的 UTC 日期/时间无效时，使用 IDU 内部时钟实现已飞时间显示功能；

c) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交互，实现 IDU 的失效转换功能。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

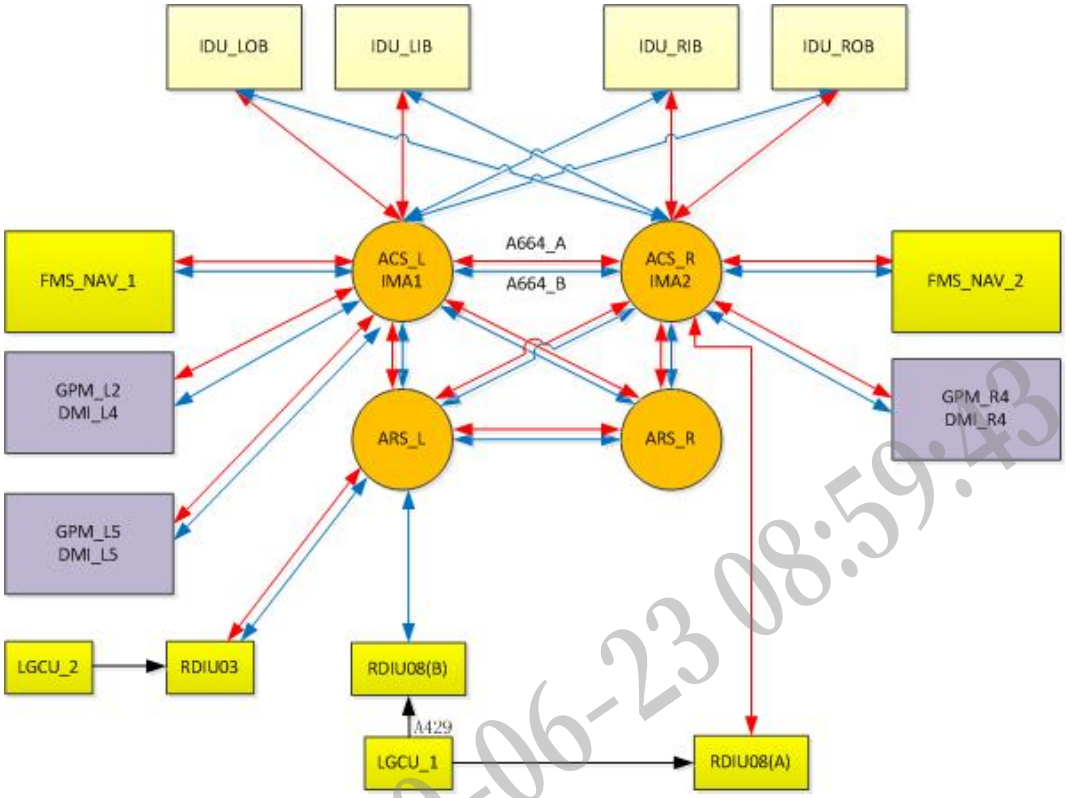



图 53 已飞时间显示架构

5.3.1.2.3 计时器功能架构

计时器功能显示架构如 图 54 所示：

a) 左右遮光罩控制板 GLARE CPA 通过 A825 总线提供计时控制信号至 RDIU4 和 RDIU6，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 IDU；

b) FMS NAV 通过 A664 总线提供 UTC 日期/时间至 IDU，在 FMS 的 UTC 日期/时间无效时，使用 IDU 内部时钟实现计时器功能；

c) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交互，实现 IDU 的失效转换功能。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

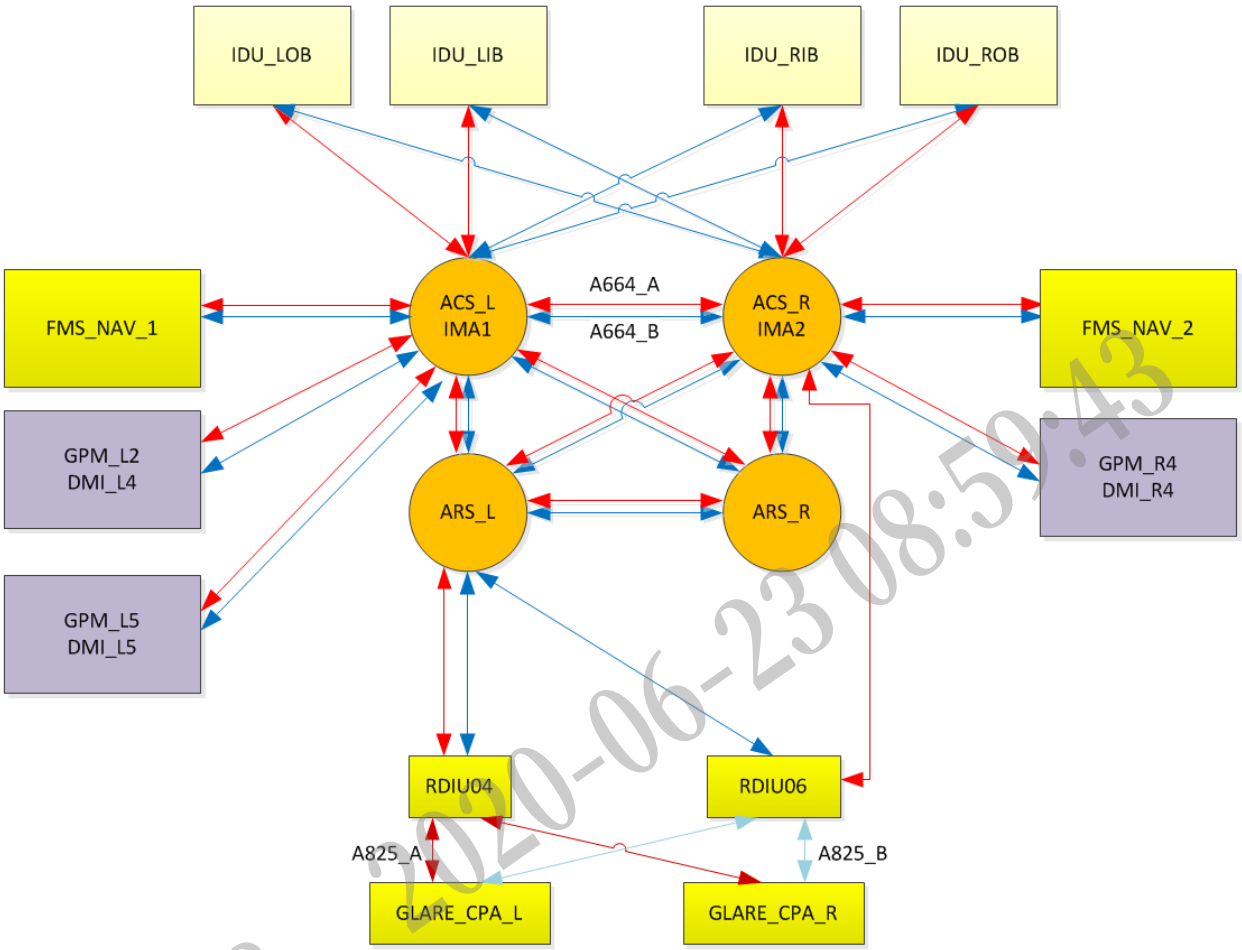



图 54 计时功能架构

### 5.3.2 显示发动机参数

发动机参数显示在正常 EICAS、压缩 EICAS 和简图页 STATUS 页面，各页面信息显示情况如表 9 所示。

表 9 正常 EICAS、压缩 EICAS 和 SYN 显示的发动机参数信息

| 显示元素 | 正常 EICAS | 压缩 EICAS | 简图页 STATUS 页面 |
|---|---|---|---|
| N1 红线 | √ | √ | |
| 推力参考值 V 字标 | √ | √ | |
| N1 指令 T 字标 | √ | √ | |
| N1 指令扇形 | √ | √ | |
| N1 指针 | √ | √ | |
| N1 扇形 | √ | √ | |
| N1 表盘 | √ | √ | |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 显示元素 | 正常 EICAS | 压缩 EICAS | 简图页 STATUS 页面 |
|---|---|---|---|
| N1 数字读数 | √ | √ | |
| EGT 数字读数 | √ | √ | |
| EGT 红线 | √ | | |
| EGT 指针 | √ | | |
| EGT 表盘 | √ | | |
| EGT 黄线 | √ | | |
| EGT 扇形 | √ | | |
| 发动机状态 FIRE 字符 | √ | √ | |
| 发动机状态 START 字符 | √ | √ | |
| 发动机状态 RUN 字符 | √ | √ | |
| 发动机状态 ATS 字符 | √ | √ | |
| 发动机状态 WINDMILL 字符 | √ | √ | |
| 发动机标志 NAI 字符 | √ | √ | |
| 发动机标志 WAI 字符 | √ | √ | |
| 发动机标志 IGN 字符 | √ | √ | |
| 发动机标志 REV 字符 | √ | √ | |
| N1 振动超限 VIB 字符 | √ | √ | |
| N2 振动超限 VIB 字符 | √ | √ | |
| 推力模式 | √ | √ | |
| 灵活温度标签及数字读数 | √ | √ | |
| 推力参考值数字读数 | √ | √ | |
| N2 数字读数 | √ | √ | |
| 燃油流量数字读数 | √ | √ | |
| 滑油温度数字读数 | √ | √ | √ |
| 滑油压力数字读数 | √ | √ | √ |
| N1 振动数字读数 | √ | √ | √ |
| N2 振动数字读数 | √ | √ | √ |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 显示元素 | 正常 EICAS | 压缩 EICAS | 简图页 STATUS 页面 |
|---|---|---|---|
| 滑油量数字读数 | | | √ |

5.3.2.1 页面显示

EICAS页面分为正常EICAS和压缩EICAS，正常EICAS上发动机参数显示如 图 55 所示。

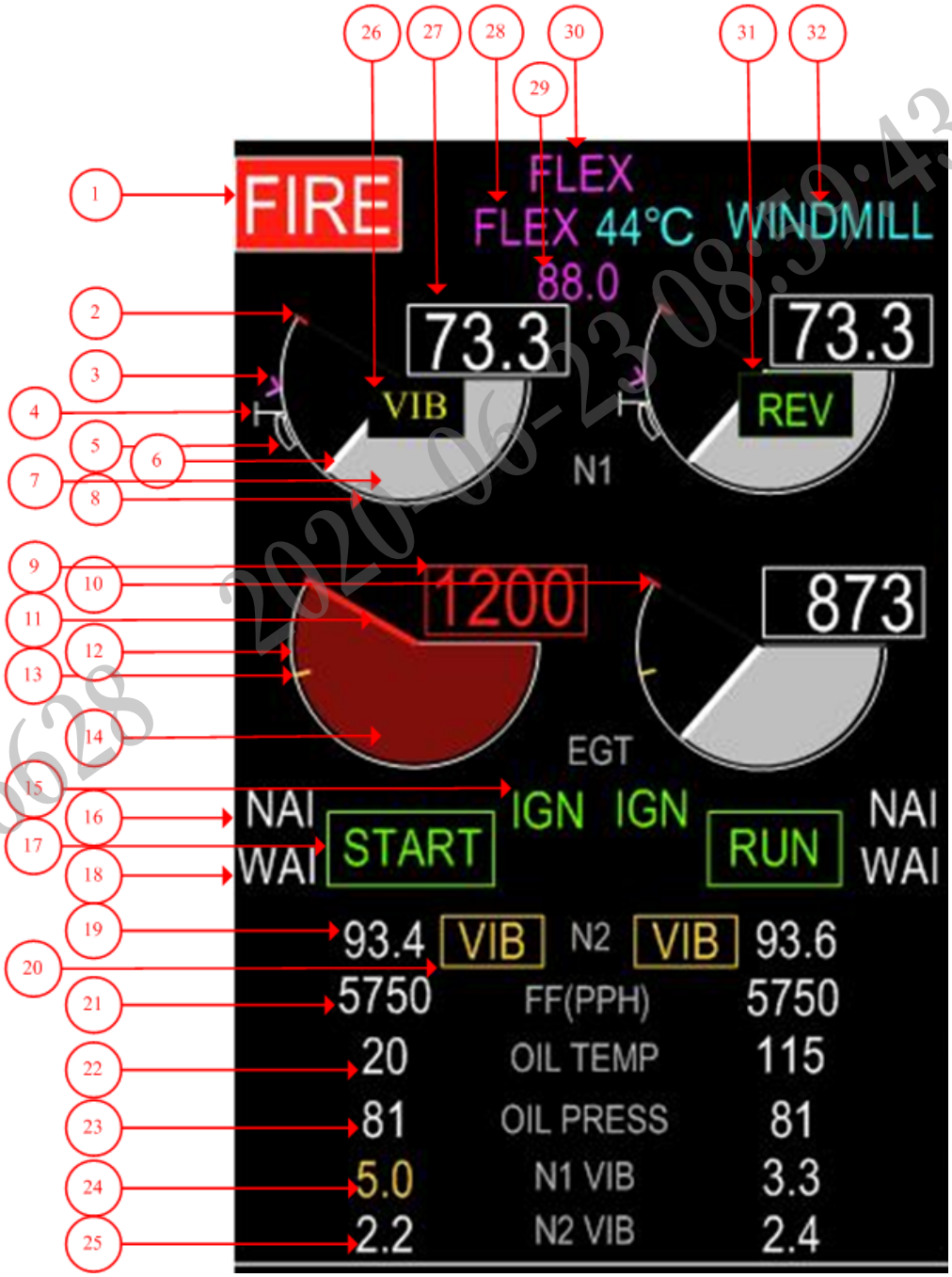



图 55 正常 EICAS 发动机参数显示示意图

压缩EICAS上发动机参数显示如 图 56 所示。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

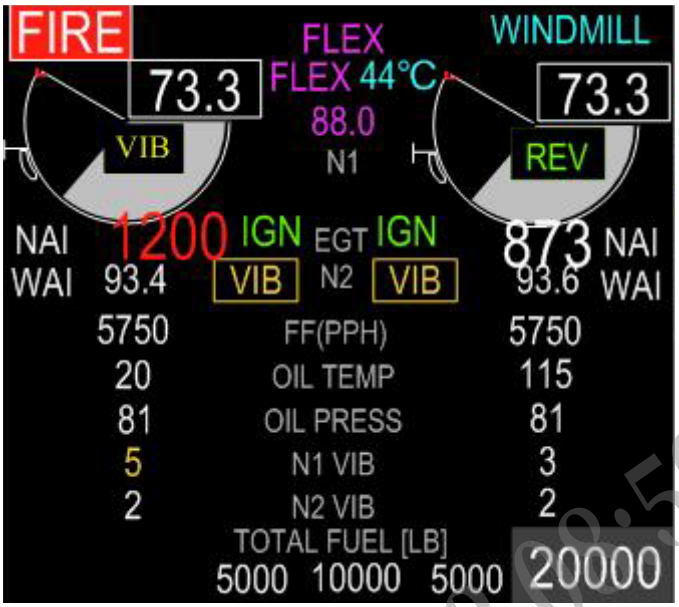



图 56 压缩 EICAS 发动机参数显示示意图

简图页STATUS页面发动机参数显示如 图 57 所示。

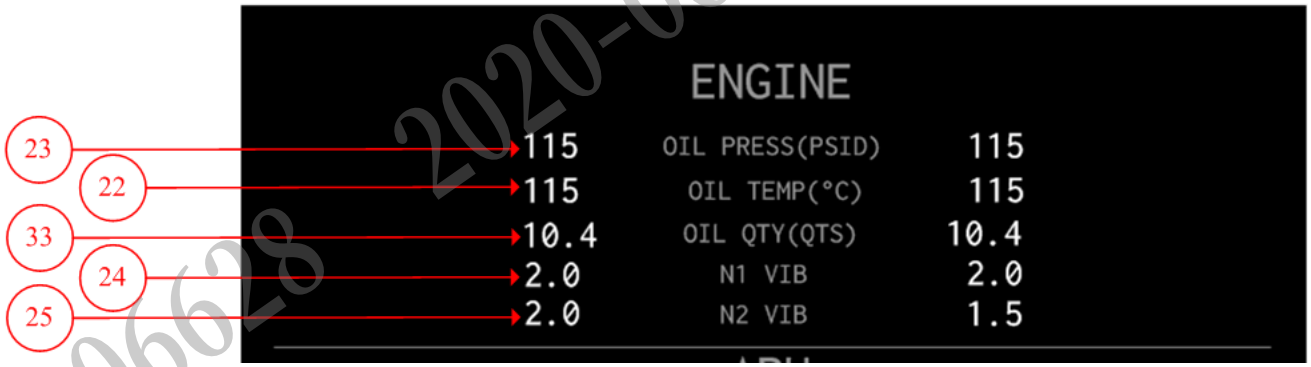



图 57 简图页 STATUS 页面发动机参数显示示意图

①-FIRE：发动机火警指示；

②-N1 红线；

③-推力参考值：显示为洋红色 V 字标；

④-N1 指令游标：显示为白色 T 字标，对应指令推力值；

⑤-N1 指令扇形：从 N1 指针画至 N1 指令游标，代表实际推力和指令推力之间的差值；

⑥-N1 指针：指示实际发动机 N1 转速值，超出 N1 红线值时显示为红色；

⑦-N1 扇形：从起始位置填充至 N1 指针，正常情况下填充为灰色；N1 指针显示为红色时，N1 指令扇形填充为红色；

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

⑧-N1 表盘；

⑨-EGT 读数：正常情况下显示为白色，在黄线值和红线值之间时显示为黄色，大于红线值时显示为红色；

⑩-EGT 红线；

⑪-EGT 指针：显示颜色与 EGT 读数相同；

⑫-EGT 表盘；

⑬-EGT 黄线：仅在发动机开车后显示；

⑭-EGT 扇形：从起始位置填充至 EGT 指针，正常情况下填充为灰色；EGT 读数显示为红色时，EGT 扇形填充为红色；EGT 读数显示为黄色时，EGT 扇形填充为黄色；

⑮-IGN：发动机点火标志，显示为绿色；

⑯-NAI：短舱防冰打开时，显示为白色 NAI；

⑰-START：指示发动机起动开关旋至 START 开始起动程序，与 RUN 共用显示空间，RUN 的显示优先级大于 START，RUN 显示 30s 后移除；

⑱-WAI：大翼防冰打开时，显示为白色 WAI；

⑲-N2：N2 转速，显示为灰色标签+数字；N2 小于红线值时，数字显示为白色；N2 大于等于红线值时，数字显示为红色；

⑳-N2 VIB：发动机 N2 振动，正常情况下显示为白色，超黄线值时显示为黄色；

㉑-FF：燃油流量，显示为灰色标签+白色数字；燃油流量可根据当前燃油量单位显示为 KG/小时“FF(KPH)”和 LBS/小时“FF(PPH)”；

㉒-OIL TEMP：滑油温度，显示为灰色标签+数字；正常情况下，数字显示为白色；当滑油温度小于等于低黄门限或大于等于高黄门限小于高红门限时，数字显示为黄色；当滑油温度大于等于高红门限时，数字显示为红色；

㉓-OIL PRESS：滑油压力，显示为灰色标签+数字。正常情况下，数字显示为白色；当滑油压力小于等于低黄门限大于低红门限时显示为黄色；当滑油压力小于等于低红门限或

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

大于等于高红门限时，显示为红色；

㉔-N1 VIB：N1 振动，显示为灰色标签+数字。正常情况下，数字显示为白色，当 N1 振动超过黄线值时显示为黄色；

㉕-N2 VIB：N2 振动，显示为灰色标签+数字。正常情况下，数字显示为白色，当 N2 振动超过黄线值时显示为黄色；

㉖-N1 VIB：发动机 N1 振动旗，超黄线值显示；REV 与 N1 VIB 共用显示区域，REV 显示优先级高于 VIB；

㉗-N1 读数：正常情况下显示为白色数字，大于红线值时显示为红色；

㉘-FLEX 44 °C：灵活温度标签及数字读数，标签显示为洋红色，数字读数显示为青色，仅 FLEX 模式下才显示，其它推力模式下显示空白；

㉙-N1 推力参考值读数：显示为洋红色数字；

㉚-推力模式，包括 TO、FLEX、BUMP、TO-1、TO-2、GA、CON、CLB、CLB-1、CLB-2 和 CRZ 共 11 种模式；

㉛--REV：反推指示，反推打开时显示为绿色，打开过程中显示为白色；

㉜-空起包线指示：空中单发失效后显示，WINDMILL 代表在风车起动包线内，ATS 代表在交输引气起动包线内。空起包线和 FIRE 共用显示区域，FIRE 显示优先级高于空起包线；

㉝-OIL QTY：滑油量，正常情况下显示为白色，滑油量低时显示为黄色。

#### 5.3.2.2 架构

发动机参数显示架构如 图 58 所示：

a) FADEC 通过 A664 总线提供发动机参数至 IDU；滑油压力、滑油温度、滑油量、N1 振动、N2 振动数据通过 A664 总线送至 SYN 软件，由 SYN 软件生成状态页显示通过 A664 总线送至 IDU；

b) IASC 通过 A429 总线提供 WAI 状态至 RDIU6 和 RDIU7，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 IDU；

c) FCM 通过 A664 总线提供推力参考值、推力模式和灵活起飞温度至 IDU；

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

d) FUEL 通过 A429 总线提供燃油量单位至 RDIU7 和 RDIU9，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 IDU，燃油量单位为 KG 时，燃油流量显示为 KPH，燃油量单位为 LB 时，燃油流量显示为 PPH；

e) LGCU 通过 A429 总线提供起落架轮载信号至 RDIU3 和 RDIU8，由 RDIU 转换为 A664 信号后送至 IDU，用于驱动 REV 显示。

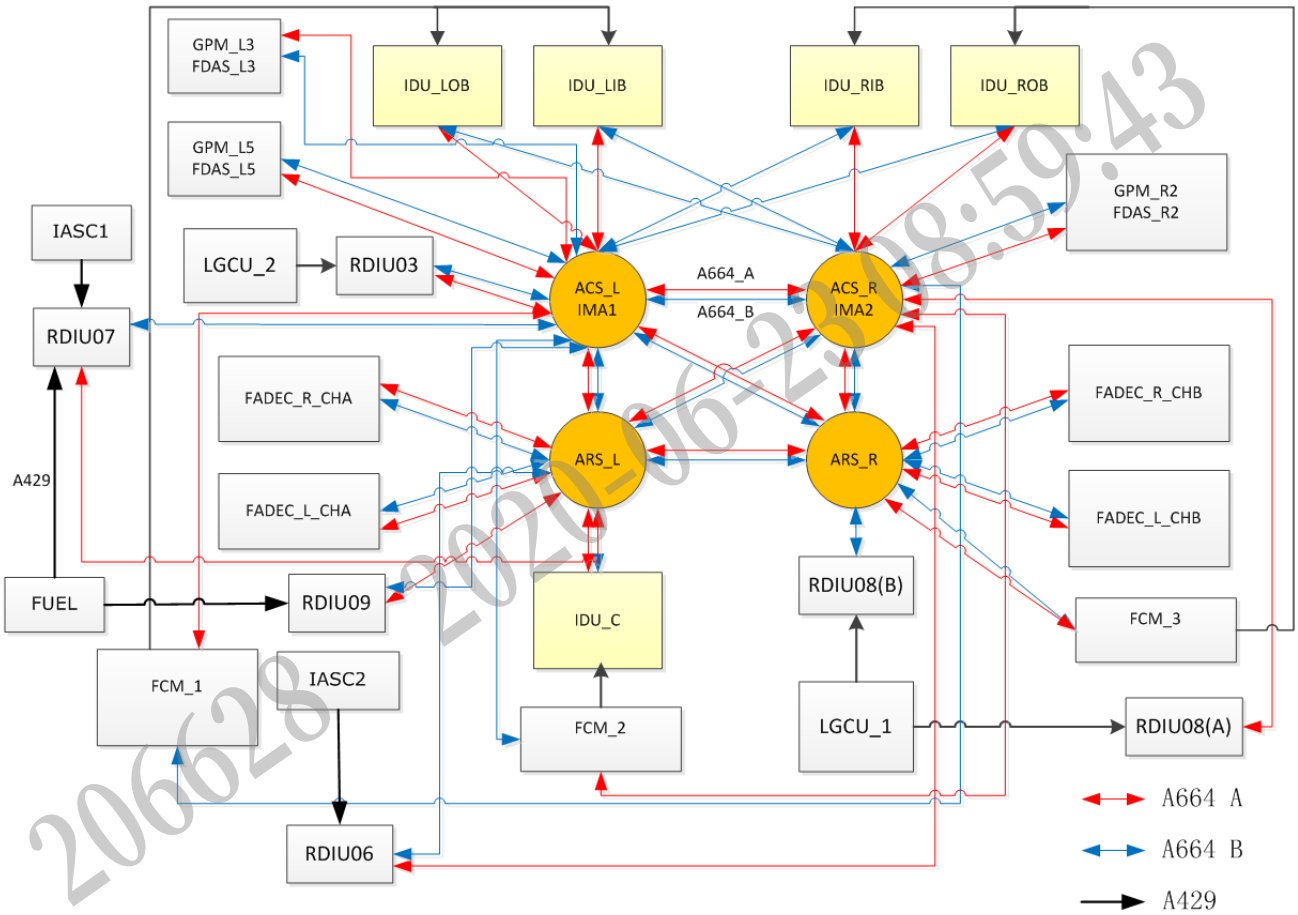



图 58 显示发动机参数

### 5.3.3 提供机组告警功能

飞行机组告警系统（FDAS）为机组提供飞机各系统的告警状态信息。飞行机组告警系统接收来自各飞机系统的数据进行逻辑处理后，通过视觉（告警消息）、听觉（音响告警）等告警方式发出告警。当需要时，机组告警系统也会为驾驶舱 CPA 提供触发信号，点亮相关指示灯。

C919 飞机机组告警消息分为下列 4 个级别：

a) 警告：紧急操作或飞机系统状态要求机组人员立即知道并立即采取纠正或补偿措施；

b) 戒备：非正常操作或飞机系统状态要求机组人员立即知道，随后需要采取纠正或补偿措施；

c) 提示：操作或者飞机系统状态要求机组人员知道，随后可能需要采取措施；

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

d) 状态：操作或者飞机系统状态要求机组人员知道，但不需采取纠正措施。

机组告警系统为机组提供的每个告警会采取下列告警方式中的一种或多种组合：

a) 主警告/主戒备灯；

b) 视觉告警（包括 CAS 堆栈告警消息显示、PFD 窗口告警符号等）；

c) 音响告警，包含语音告警、音调。

为了避免在特定飞行阶段出现不必要的警告，给机组带来操作负担和干扰，飞行机组告警系统设计有飞行阶段抑制功能，会在特定的飞行阶段、飞机构型下，对一些特定的告警进行抑制。另外，当告警功能失效所导致的音响告警会干扰飞行机组安全操作飞机的能力时，飞行员可以通过布置于中央操纵台上的带保护盖的 AURAL CANCEL 按钮灯，抑制错误或扰人的音响告警。

5.3.3.1 页面显示

5.3.3.1.1 CAS 信息

机组告警系统显示堆栈（CAS Stack）默认正常格式下位于EICAS页面右上部，压缩PFD格式下位于压缩PFD的右下侧，如 图 59 所示。

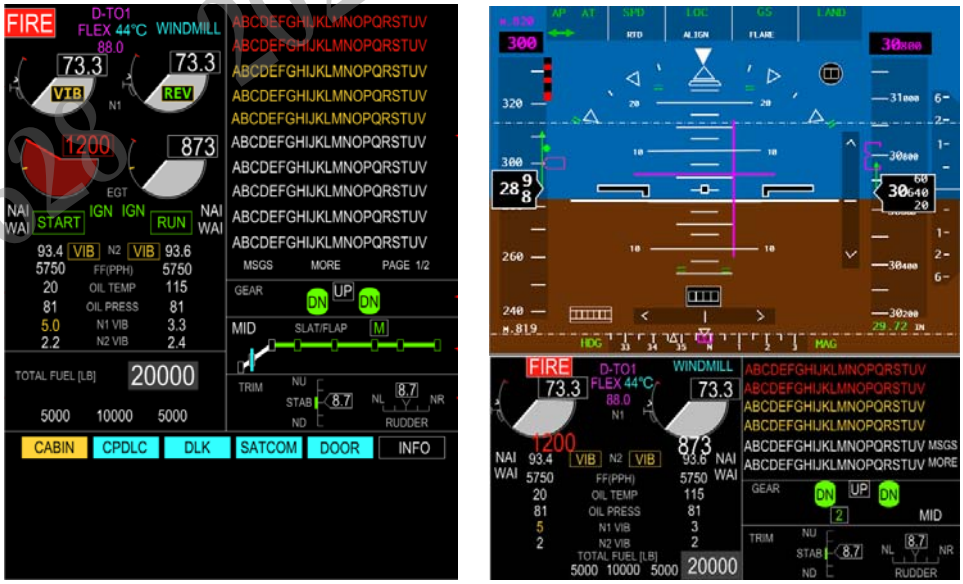



图 59 机组告警系统 CAS 堆栈（CAS Stack）

CAS 消息采用基于英语表述习惯的方式定义，以便于机组阅读和理解，长度不超过 21 个字符，通常包括以下四部分：

a) 具体的子系统或位置标识（例如：L-R 侧、1-2 号）；

b) 系统名称（例如：GEN、HYD）；

c) 系统的功能或设备（例如：PUMP、PACK）；

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

2066628 2020-06-23 08:59:43

d) 状况的性质（例如：OVHT、LO PRESS）。

CAS堆栈窗格实时显示已经激活并且未被抑制的警告、戒备、提示和状态级别告警消息。如 图 60 所示。CAS消息逻辑条件不满足的情况下，CAS消息自动消失。

①-警告（Warning）级别的消息显示在窗格最上方，颜色为红色（RED）；

②-戒备（Caution）级别的消息显示在所有警告级别消息的下方，颜色为黄色（YELLOW）；

③-提示（Advisory）级别的消息显示在所有戒备级别消息的下方，颜色为青色（CYAN）；

④-状态（Status）级别的消息显示在所有提示级别消息的下方，颜色为白色（WHITE）；

⑤-CAS 页数：当 CAS 消息超过一页时，在信息的底部显示页码信息通告器“PAGE XX/YY”，“XX”代表当前页号，“YY”代表总的 CAS 信息页数。

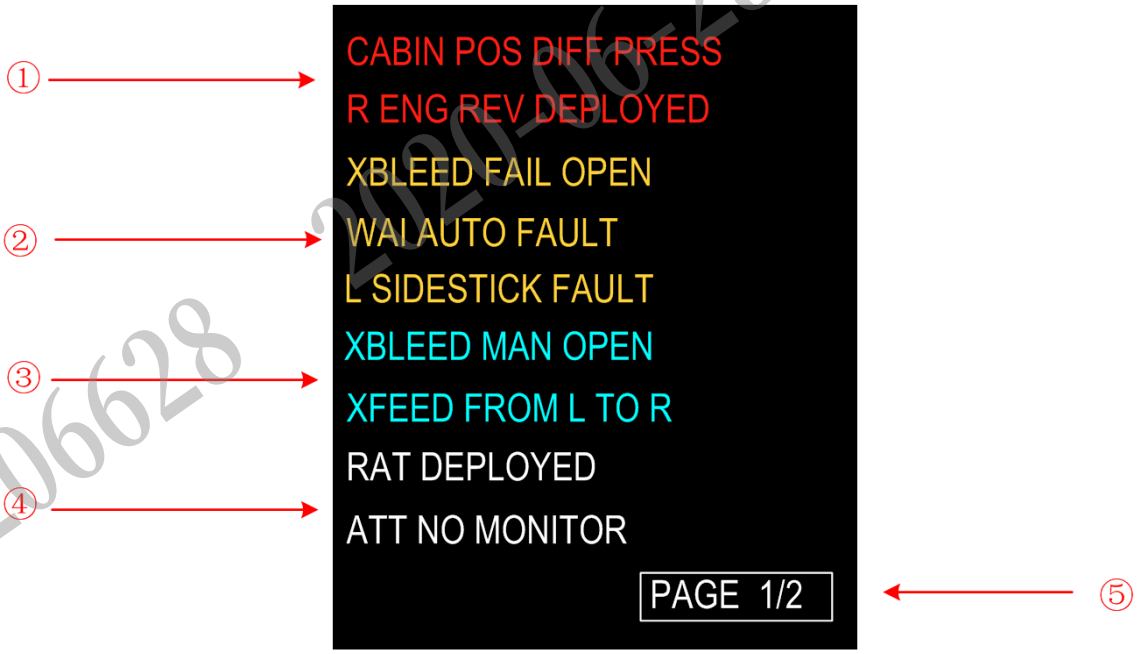



图 60 CAS 堆栈窗格实时显示的告警消息示例

通过按压正副驾驶侧多功能键盘（MKB）顶端的 CAS 翻页按钮“CAS”键，可对 CAS 消息进行翻页。按一次 CAS 翻页按钮，当前页号值加 1。特别的，警告级别的消息会保持显示在 CAS 页面的最上端，如果警告消息的触发数量超过 1 页，则无法翻页，直到警告级别的消息数目少于一页（9 条）。

当CAS堆栈有戒备、提示、状态级消息时，并且当前显示在最后一页或者CAS堆栈仅有一页时，通过MKB上的“CAS”键，可隐藏所有的戒备级、提示级、状态级信息，同时CAS页面跳转至第 1 页，只保留警告级别的消息，如无则页面为空。页面出现告警消息隐藏信息通告器

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

“MSGS” ，如 图 61 所示。

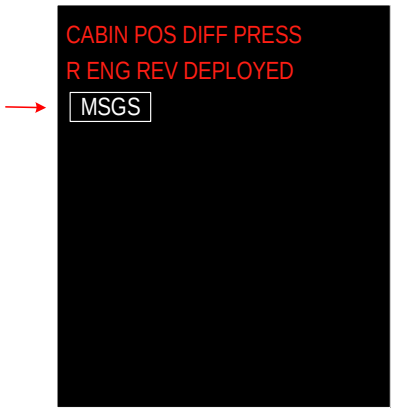



图 61 CAS 消息隐藏状态

在CAS消息隐藏状态下，如果有多条新的告警消息触发，则新的告警消息（非警告级别消息）出现在已经存在的警告消息下方（新出现的警告级别的消息出现在最上方）。如果新出现的告警消息累计超过一页，则在页面底端出现信息通告器“MORE”，如 图 62 所示。

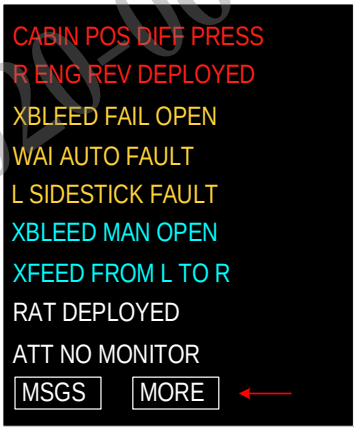



图 62 CAS 消息隐藏状态下新增信息通告器“MORE”

在CAS消息隐藏状态下，多条新的告警消息触发累计超过一页，通过按压正副驾驶侧多功能键盘（MKB）顶端的CAS翻页按钮“CAS”键，可对CAS消息进行翻页。翻至最后一页时，页面底端出现信息通告器“END”，如 图 63 所示。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

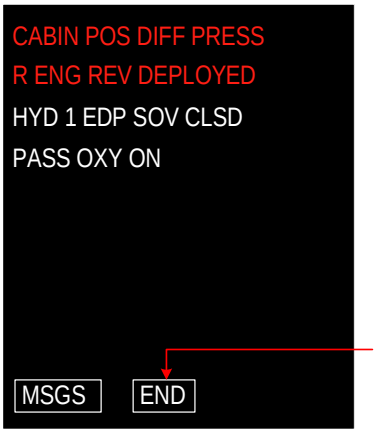



图 63 CAS 消息隐藏状态下新增信息通告器“END”

再次按下 MKB 上的“CAS”键即可恢复对隐藏消息的显示，显示所有 CAS 信息，带方框的“MSGS”消失，同时 CAS 页面跳转至第一页。

特别的，当告警触发事件持续时间小于 4s 时，为了保证告警消息能够被清晰捕获，告警消息会保持显示 4s 后消失。

5.3.3.1.2 PFD 告警信息

PFD告警信息如 图 64 所示：

①-风切变/地形/氧气面罩告警：在初始爬升、进近及进近开始之后的复飞阶段检测到风切变时，显示“WINDSHEAR”风切变告警并闪烁。在检测到地形障碍物时，显示“PULL UP”地形告警并闪烁。当驾驶舱内的气压高度升高至 4000ft 及以上时，显示“MASKS”氧气面罩告警并闪烁。上述告警的显示优先级为 WINDSHEAR > PULL UP > MASKS；

②-过速告警：当前空速指示变红。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

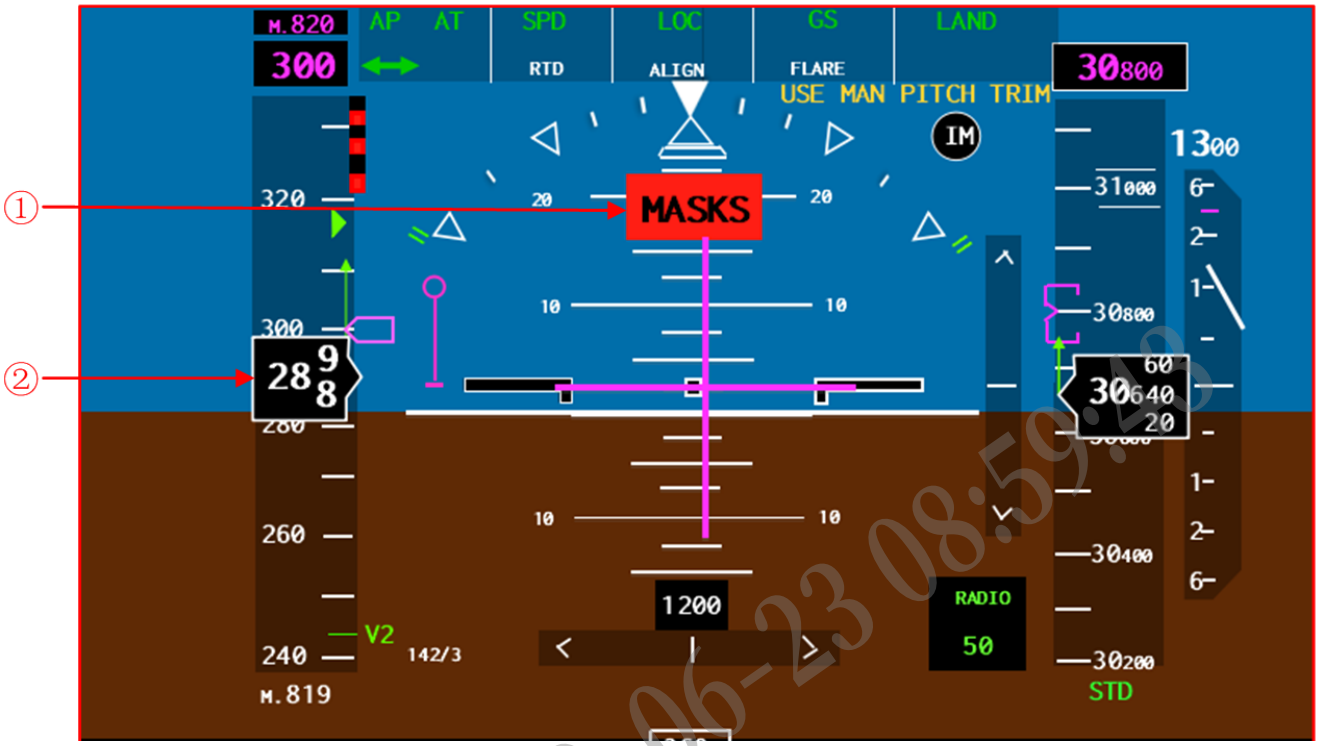



图 64 PFD 告警

5.3.3.2 架构

C919 飞机机组告警由三套驻留在左右 IMA 机柜 GPM 中的 FDAS 软件接收全机系统状态信息进行逻辑处理、优先级排序、飞行阶段抑制、根源消息及组合消息抑制后后，发出显示 CAS 消息、点亮 MW/MC 灯和触发音响告警的指令。三套 FDAS 之间采用打分机制，选择一套主 FDAS，另外两个 FDAS 备份。CAS 消息、MW/MC 灯和音响告警根据主 FDAS 的驱动信息触发。FDAS 打分机制的原理是 3 套 FDAS 各自通过判断相互之间的互传消息（软件版本、收到另外 2 套 FDAS 的确认信号、自身是否为主实例、自身的健康分数、是否自身主动抑制）有效性、接收到的飞机系统参数的有效性进行打分，分数的分布如表 10 所示。将三套 FDAS 简化为 HA1、HA2 和 HA3，以 HA1 为例，有如下定义：

a) 对 HA1 来说，收到 HA2(3)的健康分数，且为非零，则 HA1 认为 HA2(3)可用；

b) HA1 被 HA2(3)报告可用，是指 HA2(3)收到 HA1 的健康分数并判断为非零后，发送确认 Xtalk Received=1 给 HA1，HA1 收到该确认信号后，判断为被报告可用。

三套 FDAS 之间若打分相同，会按默认优先级定义选择一套为主。在运行过程中，若出现比主实例分数高的 FDAS 实例，则会执行主从切换。

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

表 10 FDAS 打分机制分数分布-以 HA1 为例

| 分值范围 | 分值 | 判断条件 | 备注 |
|---|---|---|---|
| 十位数分值（0-5） | 5 | HA2 可用，且 HA3 可用，且（HA2 或 HA3 报告 HA1 可用） | 可能原因：HA2 或 HA3 的接收端口故障 |
| | 4 | （HA2 可用，且 HA2 报告 HA1 可用）或（HA3 可用，且 HA3 报告 HA1 可用） | 丧失与 HA2 或 HA3 的通信，可能原因：<br>a) HA2 或 HA3 的发送端口故障，或；<br>b) HA2 或 HA3 的发送和接收端口同时故障，或；<br>c) HA2 或 HA3 故障，或；<br>d) 连接 HA2 或 HA3 的交换机故障。 |
| | 3 | HA2 不可用，且 HA3 不可用 | 可能原因：<br>a) HA2 和 HA3 的发送端口故障，或；<br>b) HA2 和 HA3 的发送端口和接收端口同时故障，或；<br>c) HA2 和 HA3 同时故障，或；<br>d) 连接 HA2 和 HA3 的交换机故障。 |
| | 2 | HA2 报告 HA1 不可用，且 HA3 报告 HA1 不可用 | 可能原因有：<br>a) HA2 和 HA3 的接收端口同时故障，且 HA2 和 HA3 的发送端口未同时故障（同时故障分值为 3），或；<br>b) HA1 故障，且 HA2 和 HA3 的发送端口未同时故障；<br>c) HA2 和 HA3 中一个发送端口故障，另一个接收端口故障。 |
| | 1 | 备用 | |
| | 0 | 所有输入无效 | 可能原因：HA1 的接收端口故障 |
| 个位数分 | 9 | 除两位两套 FDAS 以外，接收到的其它参数均有效 | |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 分值范围 | 分值 | 判断条件 | 备注 |
|---|---|---|---|
| 值（0-9） | 5-8 | 备用 | |
| | 4 | 用于判断飞行阶段的参数无效持续时间大于 1s | |
| | 3 | MW 或 MC 数据无效的持续时间大于 1s | |
| | 2 | RIU 反馈信号无效的持续时间大于 1s | |
| | 1 | 驻留在 IMA 中的 DM 发送的 IDU 状态信号无效 | |
| | 0 | 条件一：驻留在 IMA 中的 DM 发送的 IDU 状态信号无效，和 RIU 反馈信号无效的持续时间大于 1s<br>条件二：不满足 1-9 的逻辑。 | |

CAS 信息可根据当前的显示构型显示在不同的显示器上，显示失效重构详见第 5.1.2 章。

机组告警系统实现的子功能包括：飞行阶段计算、告警状态激活、CAS 消息显示、音响告警触发、MW/MC 灯触发、CPA 灯触发、音响告警取消（Aural Cancel）。

5.3.3.2.1 飞行阶段计算功能

为实现告警飞行阶段抑制，FDAS接收各系统信号进行计算，判定飞机所在的飞行阶段并输出计算结果。FDAS的飞行阶段定义见表 11，飞行剖面示意图如 图 65 所示。

表 11 飞行阶段定义

| 飞行阶段名称 | 飞行阶段定义 | 飞行阶段逻辑方程描述 |
|---|---|---|
| PWR1/上电阶段 1 | 在地面，仅蓄电池供电 | （在地面；<br>双发都不工作；<br>AGCU 接触器不闭合；<br>外电源接触器不闭合；）<br>或<br>（在地面；<br>双发都不工作；<br>AGCU 接触器或者外电源接触器闭合； |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 飞行阶段名称 | 飞行阶段定义 | 飞行阶段逻辑方程描述 |
|---|---|---|
| | | 上述状态达成 10s 内且前一阶段为 PWR1） |
| PWR2/上电阶段 2 | 在地面，APU 或外电源供电（所有汇流条上电） | 在地面；<br>双发都不工作；<br>AGCU 接触器或者外电源接触器闭合；<br>上述状态达成后 10s（10s 之前仍属于上一阶段） |
| PWR3/上电阶段 3 | 在地面，单发启动 | （在地面；<br>仅一侧发动机工作；<br>空速小于 50 节或无效；<br>且已启动的发动机 TRA<59；）<br>或<br>（在地面；<br>双发都不工作；<br>AGCU 接触器或者外电源接触器闭合；<br>上述状态达成 10s 内且前一阶段为 PWR3） |
| PWR4/上电阶段 4 | 在地面，两台发动机启动，飞机不在起飞推力，空速小于 50 节 | （在地面，两台发动机启动且 TRA<59，并且(空速小于 50 节或无效））<br>或<br>（在地面；<br>双发都不工作；<br>AGCU 接触器或者外电源接触器闭合；<br>上述状态达成 10s 内且前一阶段为 PWR4） |
| TO1/起飞 1 | 在地面，至少一台发动机启动，飞机在起飞推力，空速小于 80 节 | 在地面，至少一台发动机启动且至少已启动的发动机中一发 TRA≥59 并且（空速无效或者小于 80 节） |
| TO2/起飞 2 | 在地面，至少一台发动机启动，飞机在起飞推力，空速大于等于 80 节且小于 D | 在地面，至少一台发动机启动且至少已启动的发动机中一发 TRA≥59，并且 80≤空速<D |
| TO 3/起飞 3 | 在地面，至少一台发动机启 | 在地面，至少一台发动机启动且至少已启动的发动机 |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 飞行阶段名称 | 飞行阶段定义 | 飞行阶段逻辑方程描述 |
|---|---|---|
| | 动，飞机在起飞推力，空速大于等于 D | 中一发 TRA≥59，并且空速≥D |
| TO 4/起飞 4 | 在空中，至少一台发动机启动，飞机在起飞推力，无线电高度小于 400 英尺，飞机离地时间小于等于 2 分钟 | 在空中，至少一台发动机启动且至少已启动的发动机中一发 TRA≥59，且 RA<400，并且留空时间不超过 2 分钟 |
| TO 5/起飞 5 | 在空中，至少一台发动机启动，飞机在起飞推力，无线电高度大于等于 400 英尺且小于 1500 英尺，飞机离地时间小于等于 2 分钟 | 在空中，至少一台发动机启动且至少已启动的发动机中一发 TRA≥59，且 400ft≤RA<1500ft 并且留空时间不超过 2 分钟 |
| Cruise/巡航 | 在空中，无线电高度大于等于 1500 英尺或者飞机离地时间大于 2 分钟 | 在空中，<br>（RA≥1500ft 或者无效）或者<br>（飞机离地时间大于 2 分钟且飞行阶段不是进近） |
| Approach/进近 | 在空中，无线电高度小于 800 英尺，飞机不在起飞推力 | 在空中，RA<800 且两发 TRA<59 |
| Landing/着陆 | 在地面，至少一台发动机启动，飞机不在起飞推力，空速大于等于 50 节 | 在地面，至少一台发动机启动且所有已启动的发动机 TRA<59，并且空速大于等于 50 节 |
| 注意：当 V1 有效时，D=V1，否则 D=100 节。 | | |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

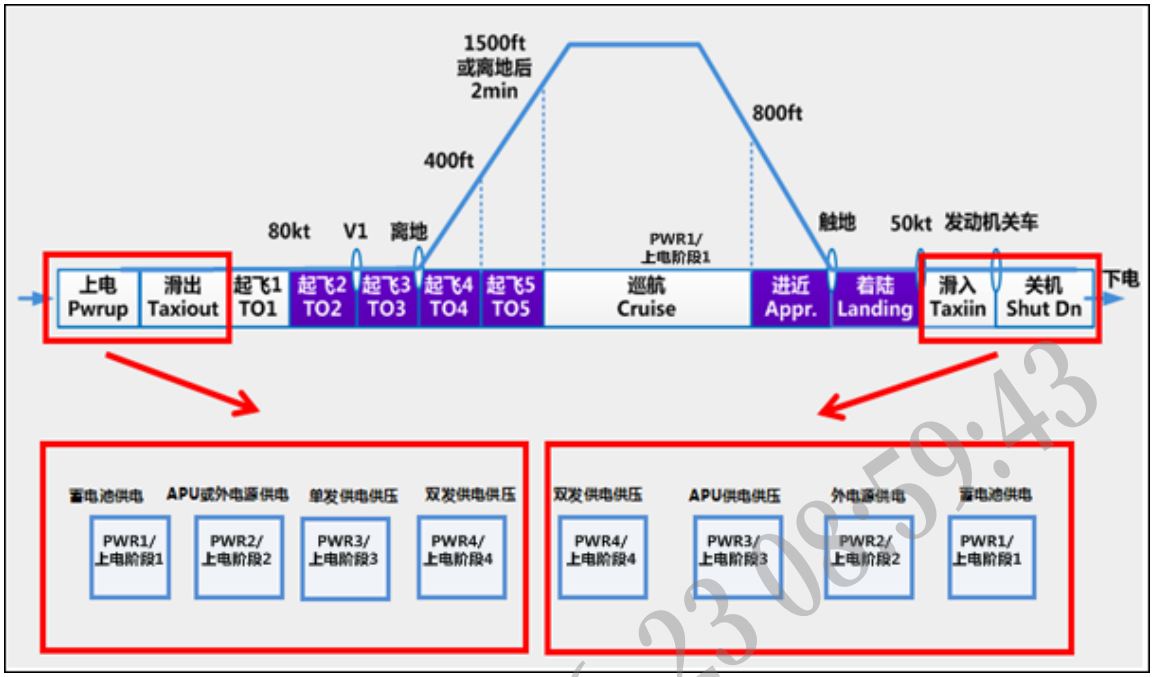



图 65 飞行阶段定义

“飞行阶段计算功能”的架构如 图 66 所示：

a) LGCU 通过 A429 总线提供轮载信号至 RDIU3 和 RDIU8，由 RDIU 转换为 A664 信号后送至 FDAS；

b) FADEC 通过 A664 总线提供油门杆角度、发动机运转状态至 FDAS；

c) FCM 通过 A664 总线提供空速信息至 FDAS；

d) ENGSOVPOSSW 通过离散量将燃油切断阀位置信息送至 RDIU11 和 RDIU12，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 FDAS；

e) LRA-2100 通过 A429 总线提供无线电高度数据至 RDIU14 和 RDIU15，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 FDAS；

f) 远程配电装置（Remote Power Distribution Unit，RPDU）通过 A664 总线提供 AGCU 接触器和外电源接触器闭合状态至 FDAS；

g) FMS CORE 通过 A664 总线提供 V1 至 FDAS。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

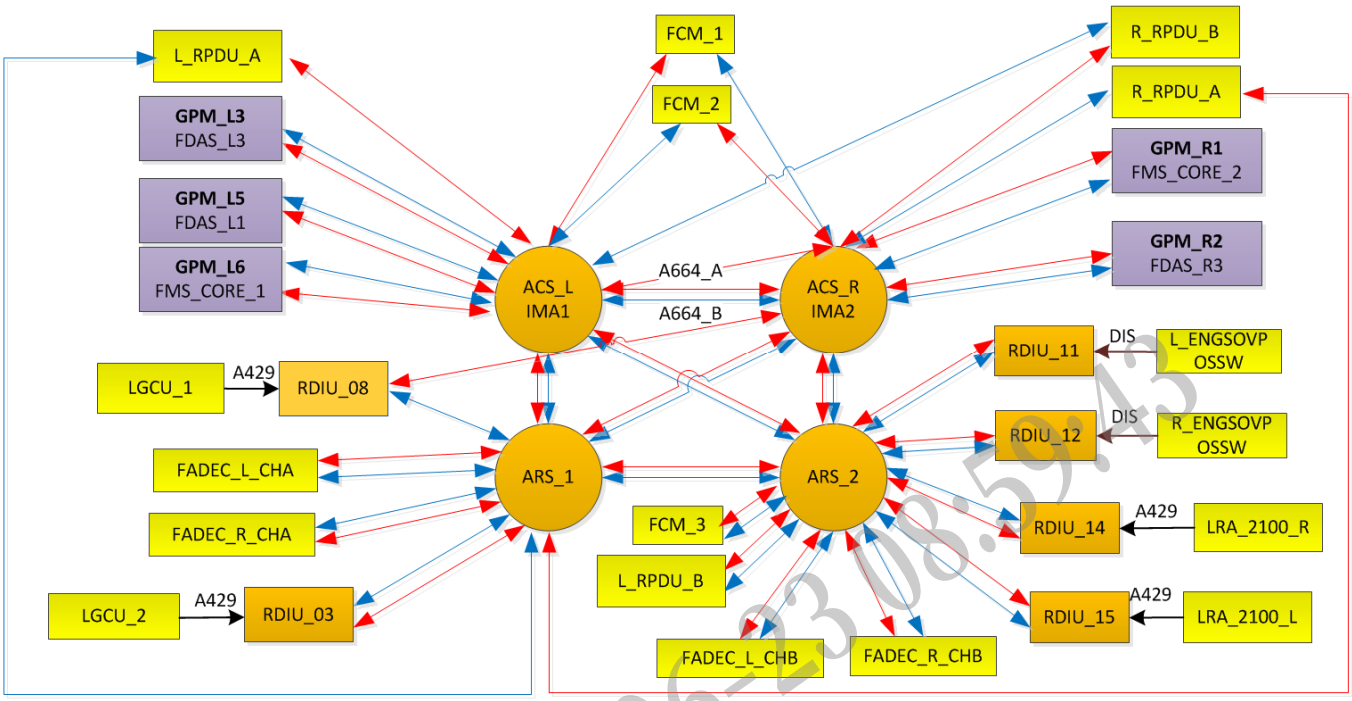



图 66 “飞行阶段计算功能”架构

5.3.3.2.2 告警状态激活功能

“告警状态激活功能”的架构如 图 67 所示：

a) IDU 通过 A664 总线提供其工作/故障状态、过速告警触发状态、正副驾驶侧显示的空速、姿态、高度信息、N1、EGT 等信息至 FDAS；

b) DCAS 控制板通过双路 A825 总线提供设备工作/故障状态至 RDIU1 和 RDIU2，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 FDAS；

c) A664 接口系统通过交换机将其状态信息送至 FDAS，其它非 A664 接口系统状态信息通过 RDIU 转换为 A664 数据后送至 FDAS。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

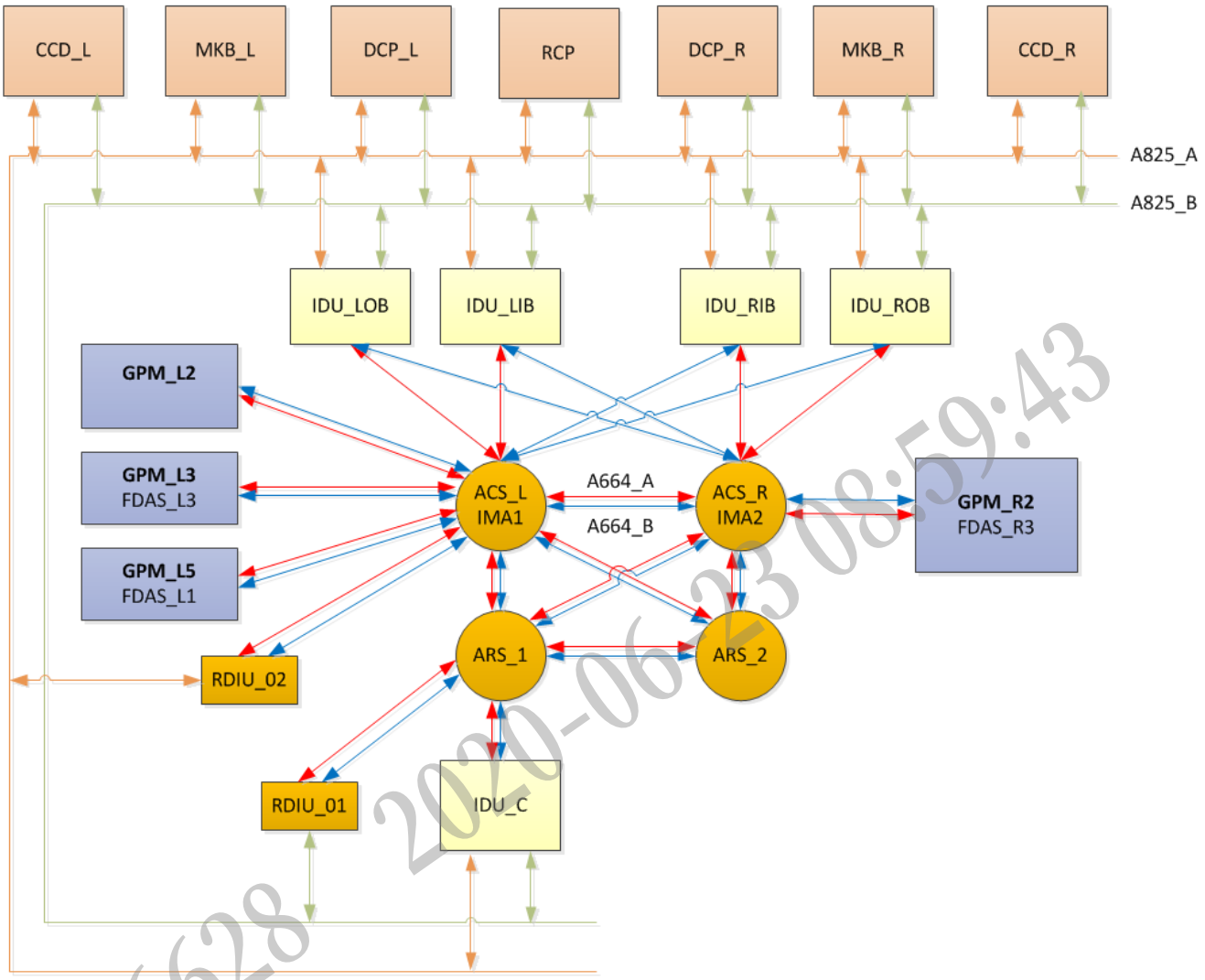



图 67 “告警状态激活功能”架构

206628 2020-06-23 08:59:43

5.3.3.2.3 CAS 消息显示功能

CAS消息显示的功能架构如 图 68 所示：

a) FDAS 软件计算结果通过 A664 总线传递给 IDU，由 IDU 显示告警消息；

b) MKB 通过双路 CAN 总线提供告警消息的翻页、告警消息隐藏及恢复功能。

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

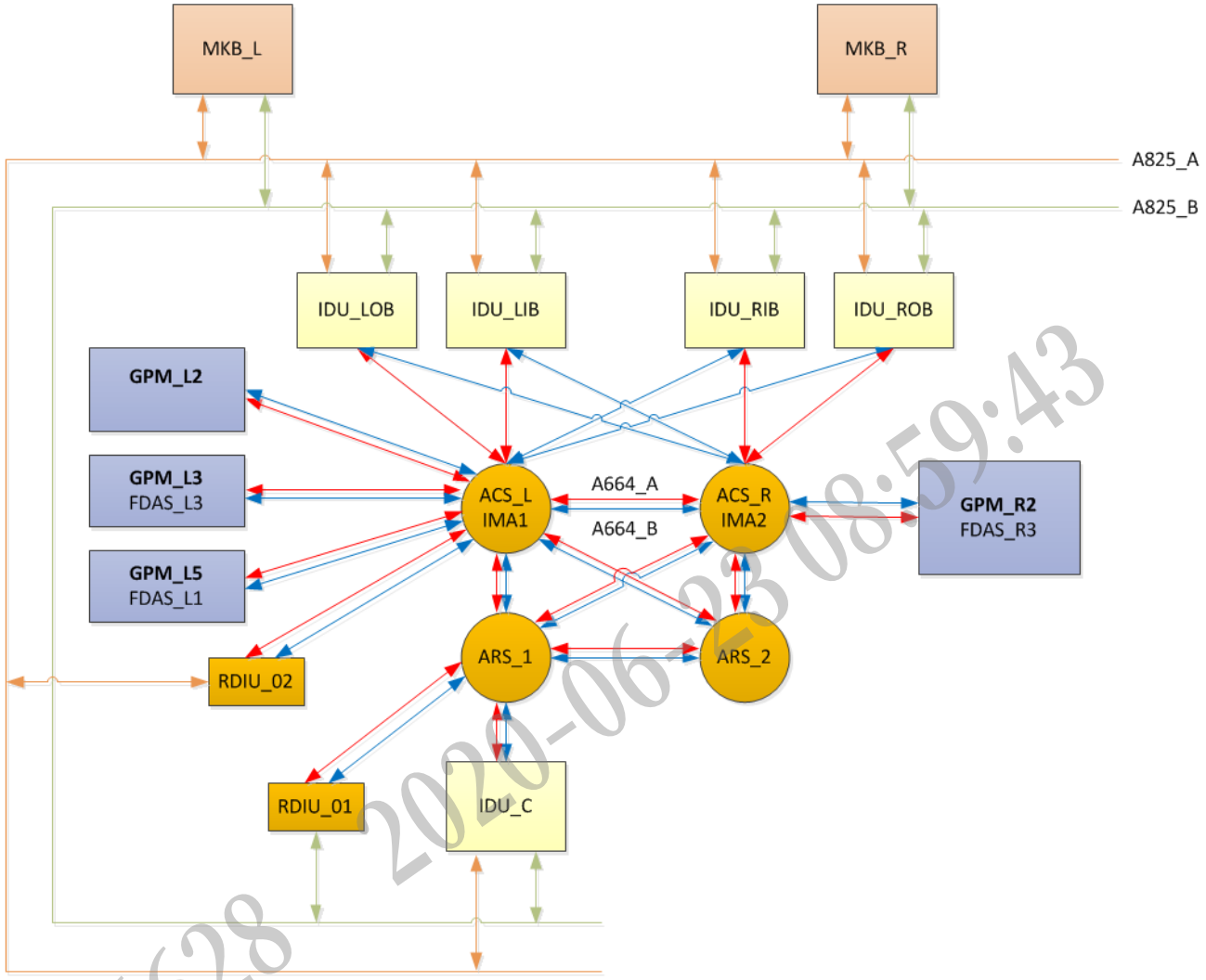



图 68 CAS 消息显示功能架构

5.3.3.2.4 音响告警触发功能

音响告警触发功能旨在 FDAS 提供音响告警触发请求编号（Aural ID）给通信系统 RIU 设备，后由 RIU 控制播放存储在 RIU 中的音频并返回给 FDAS 当前正在播放的音响告警编号。音响触发请求编号和音响告警对应关系见表 12，“”中的内容代表语音告警。

表 12 音响触发请求编号和音响告警对应关系

| 音响告警字符或描述 | 音响告警编号 Aural ID | 优先级 | 重复次数 (0,1,2,3) | 带谐音 (0,1,3) |
|---|---|---|---|---|
| Single Chime | 0x0001 | 47 | 1 | 0 |
| Triple Chimes | 0x0002 | 44 | 1 | 0 |
| Fire Bell | 0x0004 | N/A | 1 | 0 |
| Siren | 0x0005 | N/A | 1 | 0 |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 音响告警字符或描述 | 音响告警编号 Aural ID | 优先级 | 重复次数 (0,1,2,3) | 带谐音 (0,1,3) |
|---|---|---|---|---|
| ALTITUDE HORN | 0x0006 | 48 | 1 | 0 |
| High-low tone repeat three times(per ARINC 715-3) | 0x0007 | 49 | 1 | 0 |
| High-low tone(per ARINC 715-3) | 0x0008 | 50 | 1 | 0 |
| Test Tone(1 kHz tone(+/- 2%) with a sound pressure level of at least 75db for 3-5 seconds) | 0x0009 | 61 | 1 | 0 |
| “Stall，Stall，Stall” | 0x000B | 2 | 0 | 0 |
| “Speed，Speed，Speed” | 0x000C | 33 | 0 | 0 |
| “Dual Input” | 0x000D | 12 | 0 | 0 |
| “Left Engine Fire” | 0x000E | 40 | 0 | 0 |
| “Right Engine Fire” | 0x000F | 41 | 0 | 0 |
| “Cargo SMOKE” | 0x0010 | 43 | 0 | 3 |
| “APU Fire” | 0x0011 | 42 | 0 | 0 |
| “CONFIGURATION” | 0x0012 | 37 | 0 | 3 |
| “OverSpeed” | 0x0013 | 34 | 0 | 0 |
| “Autopilot” | 0x0014 | 19 | 0 | 0 |
| “AUTOTHROTTLE” | 0x0015 | 45 | 1 | 0 |
| “Cabin Altitude” | 0x0016 | 38 | 3 | 3 |
| “LANDING GEAR” | 0x0017 | NOT USED | 0 | 3 |
| “Emergency Power Only” | 0x0018 | 59 | 1 | 0 |
| “SPEED LOW” | 0x0019 | TBD | 1 | 0 |
| “ALTITUDE” | 0x001A | 46 | 0 | 0 |
| “Autoland” | 0x001B | 39 | 0 | 0 |
| “Unable RNP” | 0x001C | TBD | 1 | 1 |
| “ATC DATALINK, ATC DATALINK” | 0x001D | 52 | 1 | 0 |
| “SELCAL, SECLCAL” | 0x001E | 56 | 1 | 0 |
| “SATCOM，SATCOM” | 0x001F | 53 | 1 | 0 |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 音响告警字符或描述 | 音响告警编号 Aural ID | 优先级 | 重复次数 (0,1,2,3) | 带谐音 (0,1,3) |
|---|---|---|---|---|
| “SELCAL DATALINK，SELCAL DATALINK” | 0x0020 | NOT USED | 1 | 0 |
| “DATALINK，DATALINK” | 0x0021 | 54 | 1 | 0 |
| “MECHANIC，MECHANIC” | 0x0022 | 51 | 1 | 0 |
| “Windshear，Windshear，Windshear” | 0x0033 | 1 | 3 | 0 |
| “Sink Rate” | 0x0034 | 23 | 0 | 0 |
| “Pull Up，Pull Up” (Mode 1 Pull Up) | 0x0035 | 3 | 0 | 0 |
| “Pull Up，Pull Up” (Mode 2 Pull Up) | 0x0035 | 5 | 0 | 0 |
| “Pull Up，Pull Up” (Terrain Awareness Warning or Obstacle Awareness Warning) | 0x0035 | 9 | 0 | 0 |
| “Obstacle，Obstacle” | 0x0036 | 8 | 1 | 0 |
| “Windshear Ahead，Windshear Ahead” | 0x0037 | 10 | 3 | 0 |
| “Go Around，Windshear Ahead” | 0x0038 | 11 | 3 | 0 |
| “Terrain，Terrain” | 0x0039 | 13 | 0 | 0 |
| “Caution Obstacle，Caution Obstacle” | 0x003A | 16 | 3 | 0 |
| “Caution Terrain，Caution Terrain” | 0x003B | 15 | 3 | 0 |
| “Decision Height” | 0x003C | 14 | 1 | 0 |
| “Minimums，Minimums” | 0x003D | 14 | 1 | 0 |
| “Minimums” | 0x003E | 14 | 1 | 0 |
| “Minimum” | 0x003F | 14 | 1 | 0 |
| “Decide” (male) | 0x0040 | 14 | 1 | 0 |
| “Decide” (female) | 0x0041 | 14 | 1 | 0 |
| “Too Low Terrain” (Mode 4 Too Low Terrain) | 0x0042 | 17 | 0 | 0 |
| “Too Low Terrain” (TCF Too Low Terrain) | 0x0042 | 18 | 0 | 0 |
| “Terrain，Terrain” (Mode 2 Pull Up Preface) | 0x0043 | 4 | 1 | 0 |
| “Terrain，Terrain” (Terrain Awareness Preface) | 0x0043 | 8 | 1 | 0 |
| “Radio Altimeter” (male) | 0x0044 | 20 | 1 | 0 |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 音响告警字符或描述 | 音响告警编号 Aural ID | 优先级 | 重复次数 (0,1,2,3) | 带谐音 (0,1,3) |
|---|---|---|---|---|
| “Radio Altimeter” (female) | 0x0045 | 20 | 1 | 0 |
| “2500” | 0x0046 | 20 | 1 | 0 |
| “1000” | 0x0047 | 20 | 1 | 0 |
| “500” | 0x0048 | 20 | 1 | 0 |
| “400” | 0x0049 | 20 | 1 | 0 |
| “300” | 0x004A | 20 | 1 | 0 |
| “200” | 0x004B | 20 | 1 | 0 |
| “100” | 0x004C | 20 | 1 | 0 |
| “90” | 0x004D | 20 | 1 | 0 |
| “80” | 0x004E | 20 | 1 | 0 |
| “70” | 0x004F | 20 | 1 | 0 |
| “60” | 0x0050 | 20 | 1 | 0 |
| “50” | 0x0051 | 20 | 1 | 0 |
| “40” | 0x0052 | 20 | 1 | 0 |
| “35” | 0x0053 | 20 | 1 | 0 |
| “30” | 0x0054 | 20 | 1 | 0 |
| “20” | 0x0055 | 20 | 1 | 0 |
| “10” | 0x0056 | 20 | 1 | 0 |
| “5” | 0x0057 | 20 | 1 | 0 |
| “Fifty Above” (male) | 0x0058 | 28 | 1 | 0 |
| “Fifty Above” (female) | 0x0059 | 28 | 1 | 0 |
| “Too Low Gear” | 0x005A | 21 | 0 | 0 |
| “Too Low Flaps” | 0x005B | 22 | 0 | 0 |
| “Don’t Sink，Don’t Sink” | 0x005C | 24 | 0 | 0 |
| “Glideslope” (Low Volume) | 0x005D | 26 | 3 | 0 |
| “Glideslope，Glideslope” (High Volume) | 0x005E | 25 | 3 | 0 |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 音响告警字符或描述 | 音响告警编号 Aural ID | 优先级 | 重复次数 (0,1,2,3) | 带谐音 (0,1,3) |
|---|---|---|---|---|
| “Monitor Radar Display” | 0x005F | 27 | 3 | 0 |
| “Approaching Decision Height” | 0x0060 | 28 | 1 | 0 |
| “Approaching Minimums” | 0x0061 | 28 | 1 | 0 |
| “Plus Hundred” | 0x0062 | 28 | 1 | 0 |
| “Level Off，Level Off” | 0x0063 | 32 | 0 | 0 |
| “Bank Angle”，[pause]，“Bank Angle” | 0x0064 | 30 | 0 | 0 |
| “Bank Angle，Bank Angle” | 0x0065 | 29 | 0 | 0 |
| “Caution Windshear” | 0x0066 | 31 | 3 | 0 |
| “Climb，Climb” | 0x0067 | 32 | 0 | 0 |
| “Climb，Climb Now，Climb，Climb Now” | 0x0068 | 32 | 0 | 0 |
| “Crossing Climb” | 0x0069 | 32 | 0 | 0 |
| “Descend，Descend” | 0x006A | 32 | 0 | 0 |
| “Descend，Descend Now，Descend，Descend Now” | 0x006B | 32 | 0 | 0 |
| “Descend，Crossing Descend，Descend，Crossing Descend” | 0x006C | 32 | 0 | 0 |
| “Increase Climb，Increase Climb” | 0x006D | 32 | 0 | 0 |
| “Increase Descent，Increase Descent” | 0x006E | 32 | 0 | 0 |
| “Maintain Vertical Speed，Maintain” | 0x006F | 32 | 0 | 0 |
| “Maintain Vertical Speed，Crossing，Maintain” | 0x0070 | 32 | 0 | 0 |
| “Monitor Vertical Speed” | 0x0071 | 32 | 0 | 0 |
| “Traffic，Traffic” | 0x0072 | 35 | 0 | 0 |
| “Clear of Conflict” | 0x0073 | 32 | 1 | 0 |
| “TCAS System Test OK” | 0x0074 | 58 | 1 | 0 |
| “TCAS System Test Fail” | 0x0075 | 58 | 1 | 0 |
| “Radar Test Terminated” | 0x0076 | 57 | 1 | 0 |
| “GPWS Inhibited” | 0x0077 | 57 | 1 | 0 |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 音响告警字符或描述 | 音响告警编号 Aural ID | 优先级 | 重复次数 (0,1,2,3) | 带谐音 (0,1,3) |
|---|---|---|---|---|
| “Terrain Inhibited” | 0x0078 | 57 | 1 | 0 |
| “Glideslope InOp” | 0x0079 | 57 | 1 | 0 |
| “GPWS InOp” | 0x007A | 57 | 1 | 0 |
| “Bankangle InOp” | 0x007B | 57 | 1 | 0 |
| “Callouts InOp” | 0x007C | 57 | 1 | 0 |
| “Terrain InOp” | 0x007D | 57 | 1 | 0 |
| “Windshear InOp” | 0x007E | 57 | 1 | 0 |
| “DATALINK” | 0x0080 | 60 | 1 | 0 |

音响告警触发功能的架构如 图 69 所示：

a) 音频文件存储在通信系统 RIU 中。FDAS 对音响告警进行排序后，在每个告警触发周期中，FDAS 按照优先级需求从高到低，发送 Aural ID 依次触发音响告警。音响告警分为非连续，连续可取消以及连续不可取消三种播放属性，非连续播放指播放有限次数（1 次，3 次等），连续可取消指音响告警连续播放但可通过 MW/MC 按钮来确认停止，连续不可取消指音响告警连续播放但不可通过 MW/MC 按钮来确认停止（除非告警状态消失）。当触发的告警没有包含音响或者没有告警触发时，FDAS 会通过 A664 总线周期性发送请求编号 0（Aural ID=0）给 RDIU4、RDIU5、RDIU7 和 RDIU10，由 RDIU 转换为 A429 信号后送至 RIU1 和 RIU2，RIU1 通过 RDIU4 和 RDIU5 接收 FDAS 发送的音响告警请求信号，数据使用的优先级为 RDIU5>RDIU4。RIU2 通过 RDIU7 和 RDIU10 接收 FDAS 发送的音响告警请求信号，数据使用的优先级为 RDIU10>RDIU7。RIU1 和 RIU2 是主从关系，正常状态下，RIU1 是主设备，控制音响告警触发，RIU2 是从设备，作为冗余备份。音响告警可在驾驶舱扬声器和耳机中发出，音量不可调节；

b) RIU 通过 A429 总线反馈当前播放的音响告警 ID 至 RDIU5 和 RDIU10，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 FDAS，FDAS 对反馈信号使用的优先级为 RDIU5>RDIU10。FDAS 收到 RIU 反馈信号后会更新音响告警请求。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

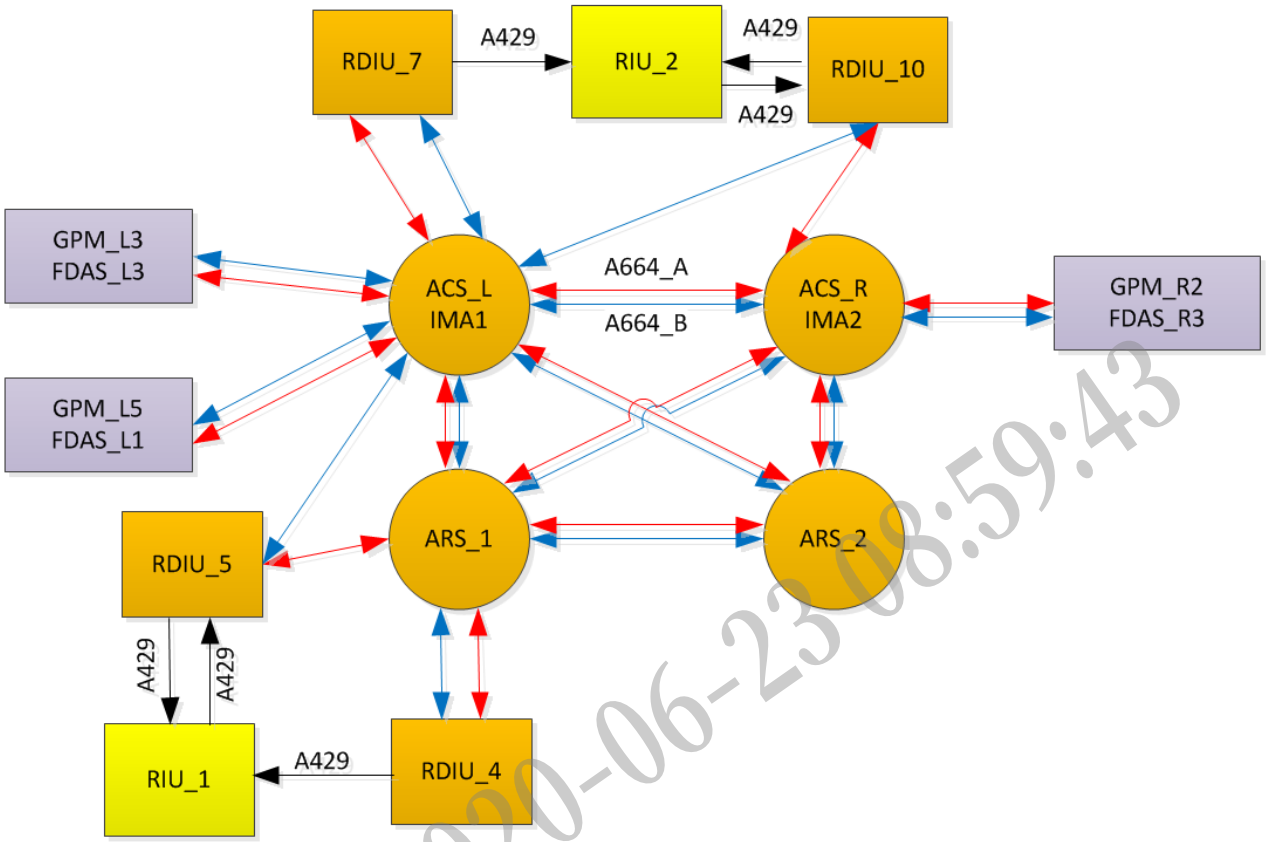



图 69 音响告警触发功能架构

5.3.3.2.5 MW/MC 灯触发功能

MW/MC灯触发功能的架构如 图 70 所示：MW/MC灯位于左右遮光罩控制板，根据主FDAS发出的点亮指令由RDIU转换为地/开信号后控制点亮和熄灭。其中左侧MW/MC由RDIU1 和RDIU5 控制，任一RDIU指令MW/MC点亮时，MW/MC便点亮。右侧MW/MC由RDIU2 和RDIU4控制，任一RDIU指令MW/MC点亮时，MW/MC便点亮。MW点亮时以 3HZ和 50%亮暗占空比的形式闪烁，直到任一一侧按压MW或点亮MW的告警逻辑不存在时熄灭。MC点亮时以 1HZ和 70%亮暗占空比的形式闪烁，直到任一一侧按压MC或点亮MC的告警逻辑不存在时熄灭。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

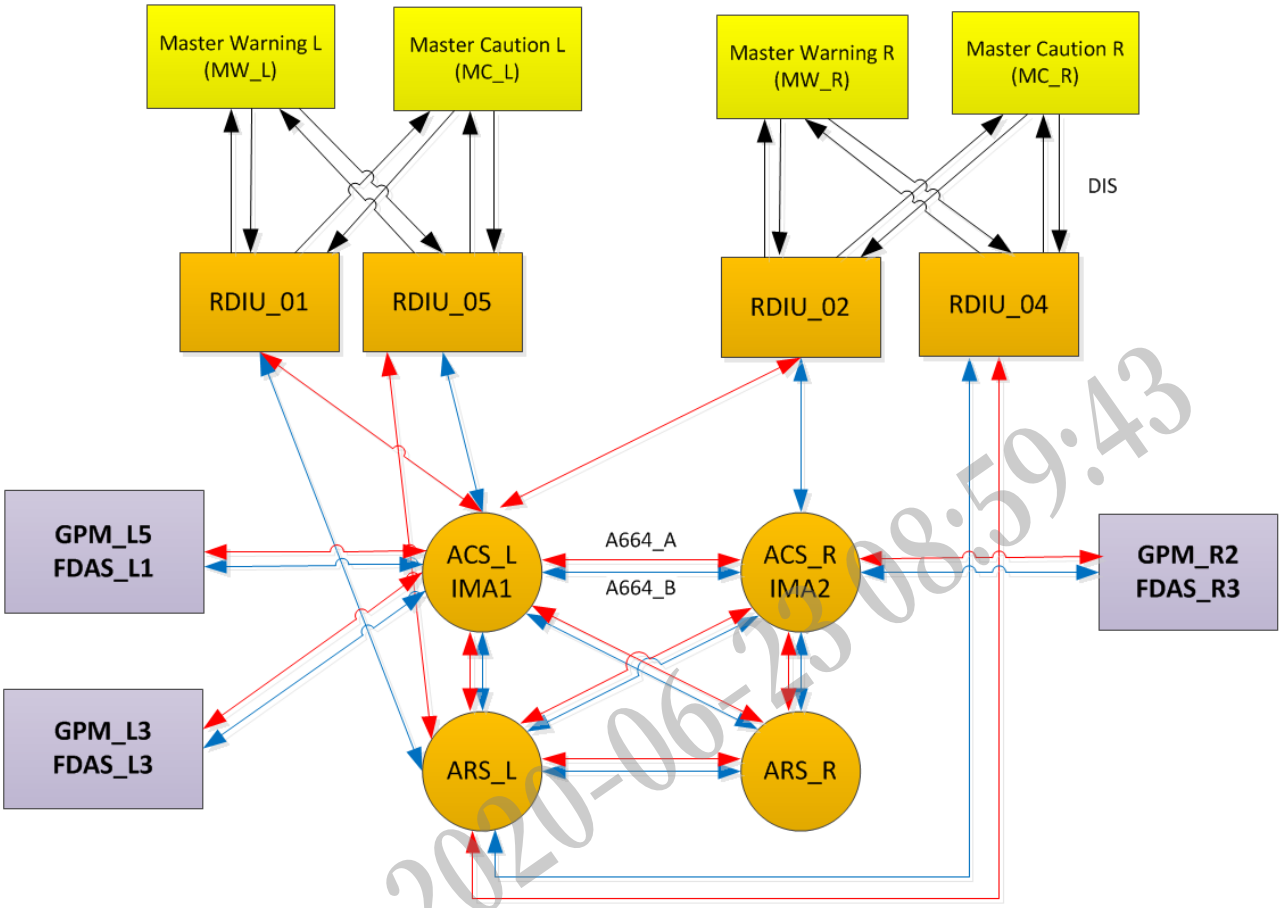



图 70 MW/MC 灯触发功能的架构

5.3.3.2.6 CPA 灯触发功能

CPA 灯触发功能用于触发和告警消息关联的控制板按钮灯 CPA。当 FDAS 激活告警状态后，会触发指令给顶部控制板，点亮对应区域的 CPA 灯。当机组执行相关操作后，告警状态消失，点亮的 CPA 灯随之熄灭。FDAS 可点亮的 CPA 灯清单见表 13。

表 13 FDAS 可点亮的 CPA 灯清单

| 系统 | 告警参考编号 | PBA 名称：灯字符 |
|---|---|---|
| AMS | AMS-1 | L BLEED：FAULT |
| FPS | FPS-10 | |
| AMS | AMS-2 | R BLEED：FAULT |
| FPS | FPS-11 | |
| AMS | AMS-5 | L BLEED：OFF |
| AMS | AMS-6 | R BLEED：OFF |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 系统 | 告警参考编号 | PBA 名称：灯字符 |
|---|---|---|
| AMS | AMS-10 | APU BLEED：ON |
| AMS | AMS-12 | L PACK：FAULT |
| FPS | FPS-14 | |
| AMS | AMS-13 | R PACK：FAULT |
| FPS | FPS-15 | |
| AMS | AMS-16 | L PACK：OFF |
| AMS | AMS-17 | R PACK：OFF |
| AMS | AMS-20 | TRIM AIR：OFF |
| AMS | AMS-21 | RAM AIR：OPEN |
| AMS | AMS-23 | PACK FLOW：HI |
| AMS | AMS-37 | CONTROL MODE：FAULT |
| AMS | AMS-39 | EMER DEPRESS：ON |
| AMS | AMS-40 | CONTROL MODE：MAN |
| AMS | AMS-41 | LDG ALT：MAN |
| AMS | AMS-45 | RECIRC：OFF |
| AMS | AMS-59 | DITCHING：ON |
| AFCS | AFCS-12 | CAPTAIN_AUTOLAND_FAIL_LIGHT_COMMAND：AUTO LAND |
| AFCS | AFCS-13 | FIRST_OFFICER_AUTOLAND_FAIL_LIGHT_COMMAND：AUTO LAND |
| EPS | EPS-7 | ELEC_L GEN： FAULT |
| EPS | EPS-8 | L DRIVE ： FAULT |
| EPS | EPS-9 | R GEN： FAULT |
| EPS | EPS-10 | R DRIVE ： FAULT |
| EPS | EPS-25 | L DISC： DISC |
| EPS | EPS-26 | R DISC： DISC |
| EPS | EPS-28 | ETRU： FAULT |
| EPS | EPS-33 | ELEC_L GEN： OFF |
| EPS | EPS-34 | R GEN： OFF |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 系统 | 告警参考编号 | PBA 名称：灯字符 |
|---|---|---|
| EPS | EPS-37 | MAIN BATT： OFF |
| EPS | EPS-38 | APU BATT： OFF |
| EPS | EPS-39 | NORM BUS TIE： OFF |
| EPS | EPS-40 | ESS BUS TIE： OFF |
| EPS | EPS-41 | CABIN PWR： OFF |
| EPS | EPS-44 | RESET： FAULT |
| EPS | EPS-57 | |
| EPS | EPS-47 | MANUAL： ON |
| FPS | FPS-46 | Left Engine Fire Armed PBA |
| FPS | FPS-47 | Left Engine AGENT 1： SQUIB |
| FPS | FPS-48 | Left Engine AGENT 1： DISCH |
| FPS | FPS-49 | Left Engine AGENT 2： SQUIB |
| FPS | FPS-50 | Left Engine AGENT 2： DISCH |
| FPS | FPS-51 | Right Engine Fire Armed PBA |
| FPS | FPS-52 | Right Engine AGENT 1： SQUIB |
| FPS | FPS-53 | Right Engine AGENT 1： DISCH |
| FPS | FPS-54 | Right Engine AGENT 2： SQUIB |
| FPS | FPS-55 | Right Engine AGENT 2： DISCH |
| FPS | FPS-56 | APU Fire Armed PBA |
| FPS | FPS-57 | APU AGENT： SQUIB |
| FPS | FPS-58 | APU AGENT： DISCH |
| FPS | FPS-59 | FWD Cargo Smoke： SOMKE |
| FPS | FPS-60 | AFT Cargo Smoke： SOMKE |
| FPS | FPS-61 | CARGO SMOKE AGENT： SQUIB |
| FPS | FPS-62 | CARGO SMOKE AGENT： DISCH |
| PFCS | PFCS-30 | CAPTAIN_PRIORITY_PANEL_ARROW_COMMAND：ARROW |
| PFCS | PFCS-31 | CAPTAIN_PRIORITY_PANEL_TEXT_COMMAND：CAPT |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 系统 | 告警参考编号 | PBA 名称：灯字符 |
|---|---|---|
| PFCS | PFCS-32 | FIRST_OFFICER_PRIORITY_PANEL_ARROW_COMMAND：ARROW |
| PFCS | PFCS-33 | FIRST_OFFICER_PRIORITY_PANEL_TEXT_COMMAND：F/O |
| FUEL | FUEL-4 | X FEED VLV： FAULT |
| FUEL | FUEL-9 | L1： FAULT/L2：FAULT |
| FUEL | FUEL-10 | R1： FAULT/R2： FAULT |
| FUEL | FUEL-11 | C1： FAULT/C2： FAULT |
| FUEL | FUEL-14 | DC PUMP： FAULT |
| FUEL | FUEL-15 | L1： FAULT |
| FUEL | FUEL-16 | L2：FAULT |
| FUEL | FUEL-17 | R1： FAULT |
| FUEL | FUEL-18 | R2： FAULT |
| FUEL | FUEL-19 | C1： FAULT |
| FUEL | FUEL-20 | C2： FAULT |
| FUEL | FUEL-37 | L1：OFF |
| FUEL | FUEL-38 | L2：OFF |
| FUEL | FUEL-39 | DC PUMP：ON |
| FUEL | FUEL-40 | C1：OFF |
| FUEL | FUEL-41 | C2：OFF |
| FUEL | FUEL-42 | R1：OFF |
| FUEL | FUEL-43 | R2：OFF |
| FUEL | FUEL-44 | X FEED VLV：OPEN |
| FUEL | FUEL-45 | MODE SEL：FAULT |
| WHC | WHC-1 | L_FWD_WINDOW_HEAT：FAULT |
| WHC | WHC-2 | L_SIDE_WINDOW_HEAT：FAULT |
| WHC | WHC-3 | R_FWD_WINDOW_HEAT：FAULT |
| WHC | WHC-4 | R_SIDE_WINDOW_HEAT：FAULT |
| WHC | WHC-5 | L_FWD_WINDOW_HEAT：OFF |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 系统 | 告警参考编号 | PBA 名称：灯字符 |
|---|---|---|
| WHC | WHC-6 | L_SIDE_WINDOW_HEAT：OFF |
| WHC | WHC-7 | R_FWD_WINDOW_HEAT：OFF |
| WHC | WHC-8 | R_SIDE_WINDOW_HEAT：OFF |
| DS | DS-9 | AURAL ALERT： CNCL |
| ISS | ISS-15 | RCP：G/S CNCL |
| POS | POS-1 | PASS OXY： SYS ON |
| TCQ | TCQ-1 | EFWI_Left |
| TCQ | TCQ-2 | EFWI_Right |
| AMS | AMS-18 | TRIM AIR： FAULT |
| FPS | FPS-16 | |
| AMS | AMS-43 | RECIRC： FAULT |
| EPS | EPS-19 | MAIN BATT： FAULT |
| EPS | EPS-20 | APU BATT： FAULT |
| FPS | FPS-12 | APU BLEED：FAULT |
| AMS | AMS-62 | |
| APU | APU-1 | APU MASTER SW： FAULT |
| APU | APU-2 | |

CPA灯触发功能的架构如 图 71 所示：FDAS通过A 664 总线发送灯驱动信号至RDIU4 和RDIU6，由RDIU转换为A825 数据后发送给相关控制板（TCQ上的燃油切断阀火警指示EFWI由RDIU转换为离散量之后点亮），当机组执行相关操作后告警状态消失，FDAS停止触发CPA灯点亮信号，点亮的CPA灯随之熄灭。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

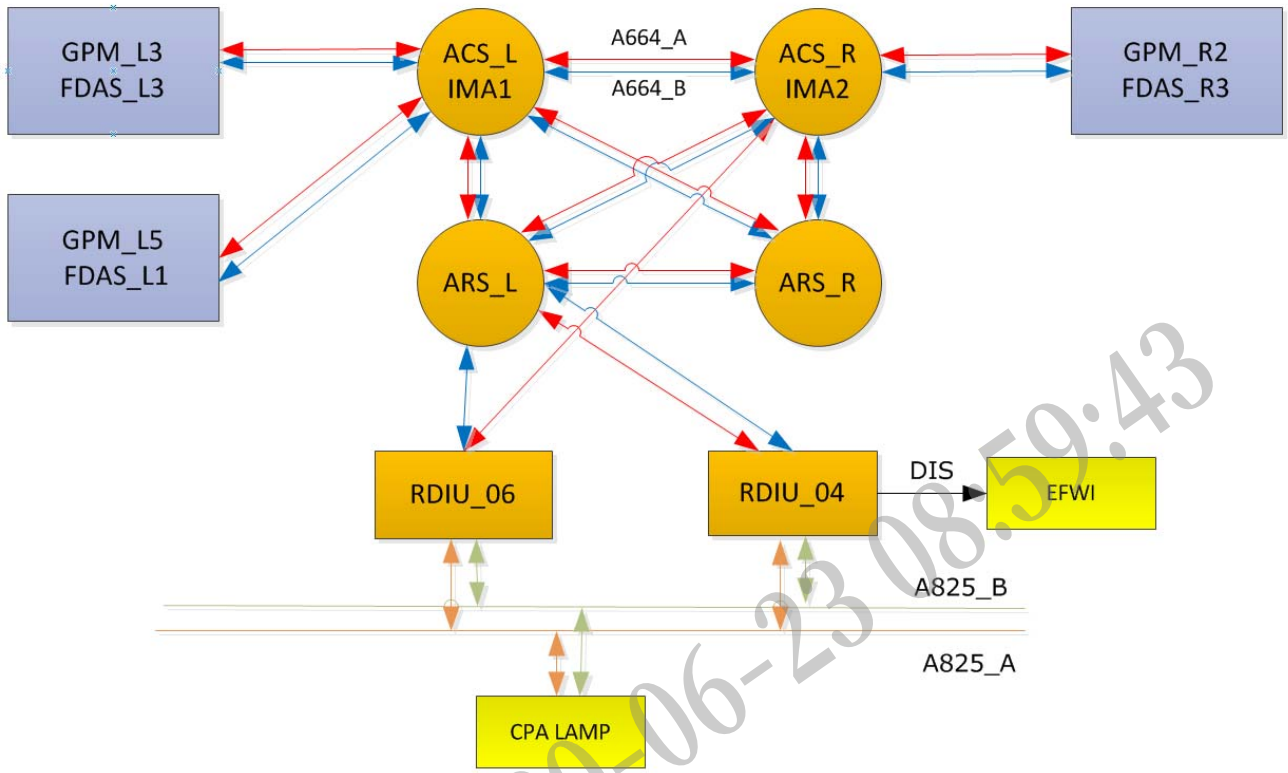



图 71 CPA 灯触发功能的架构

5.3.3.3 DCAS 系统告警

DCAS 系统告警共定义了 34 条告警消息，如表 14 所示：其中警告 1 条，戒备 10 条，提示 23 条。

表 14 DCAS 告警描述

| 序号 | 告警消息 | 告警级别 | 音响告警 | 告警描述 | 飞行阶段抑制 |
|---|---|---|---|---|---|
| 1 | BARO SET DISAGREE | 戒备 Caution | 单谐音 Single Chime | 正副驾驶气压基准设置不同，或两侧的数字差异超过 0.02psi | TO1，TO2，TO3，TO4，TO5，Landing |
| 2 | CAPT DCP FAULT | 提示 Advisory | 无 | 正驾驶显示控制板（DCP）不能执行其控制功能 | TO1，TO2，TO3，TO4，TO5，Landing |
| 3 | F/O DCP FAULT | 提示 Advisory | 无 | 副驾驶显示控制板（DCP）不能执行其控制功能 | TO1，TO2，TO3，TO4，TO5，Landing |
| 4 | CAPT CCD FAULT | 提示 Advisory | 无 | 正驾驶光标控制装置 | TO1，TO2，TO3， |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 序号 | 告警消息 | 告警级别 | 音响告警 | 告警描述 | 飞行阶段抑制 |
|---|---|---|---|---|---|
| | | | | （CCD）不能执行其控制功能 | TO4 ， TO5 ， Landing |
| 5 | F/O CCD FAULT | 提示 Advisory | 无 | 副驾驶光标控制装置（CCD）不能执行其控制功能 | TO1， TO2， TO3， TO4 ， TO5 ， Landing |
| 6 | CAPT MKB FAULT | 提示 Advisory | 无 | 正驾驶多功能键盘不能执行功能 | TO1， TO2， TO3， TO4 ， TO5 ， Landing |
| 7 | F/O MKB FAULT | 提示 Advisory | 无 | 副驾驶多功能键盘不能执行功能 | TO1， TO2， TO3， TO4 ， TO5 ， Landing |
| 8 | RCP FAULT | 提示 Advisory | 无 | RCP 不能执行其控制功能 | TO1， TO2， TO3， TO4 ， TO5 ， Landing |
| 9 | AURAL CANCELED | 提示 Advisory | 无 | 飞行员按压音响取消按钮，激活的音响告警被取消 | 否 |
| 10 | 无 | 警告 Warning (时间关键警告 Time-Critical Warning) | “OVERSPEED” | 飞机超速飞行 | TO1， TO2， TO3， Landing |
| 11 | CAPT OUTBD IDU FAULT | 提示 Advisory | 无 | 左外侧显示器内部模块故障 | TO1， TO2， TO3， TO4 ， TO5 ， Approach， Landing |
| 12 | CAPT INBD IDU FAULT | 提示 Advisory | 无 | 左内侧显示器内部模块故障 | TO1， TO2， TO3， TO4 ， TO5 ， |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 序号 | 告警消息 | 告警级别 | 音响告警 | 告警描述 | 飞行阶段抑制 |
|---|---|---|---|---|---|
| | | | | | Approach， Landing |
| 13 | LOWER IDU FAULT | 提示 Advisory | 无 | 中央操作台显示器内部模块故障 | TO1，TO2， TO3，TO4 ， TO5 ，Approach，Landing |
| 14 | F/O OUTBD IDU FAULT | 提示 Advisory | 无 | 右外侧显示器内部模块故障 | TO1， TO2， TO3，TO4 ， TO5 ，Approach，Landing |
| 15 | F/O INBD IDU FAULT | 提示 Advisory | 无 | 右内侧显示器内部模块故障 | TO1， TO2， TO3，TO4 ， TO5 ，Approach，Landing |
| 16 | SPEED VOTE FAULT | 戒备 Caution | 单谐音 Single Chime | 表决空速丧失，正驾驶或副驾驶侧 PFD 使用单通道数据 | TO1， TO2， TO3，Landing |
| 17 | ATT VOTE FAULT | 戒备 Caution | 单谐音 Single Chime | 表决姿态丧失，正驾驶或副驾驶侧 PFD 使用 IRS 姿态数据 | TO1， TO2， TO3，Landing |
| 18 | ALT VOTE FAULT | 戒备 Caution | 单谐音 Single Chime | 表决气压高度丧失，正驾驶或副驾驶侧 PFD 使用单通道数据 | TO1， TO2， TO3，Landing |
| 19 | SPD DISPLAY DISAGREE | 戒备 Caution | 单谐音 Single Chime | 两个 IDU 显示的空速差值超出限值（表决空速阈值为 3kts，单通道空速为 10kts） | TO1 TO2， TO3，TO4 ， TO5 ，Approach， Landing |
| 20 | SPD NO MONITOR | 提示 Advisory | 无 | 两个 IDU 显示的空速数据没有受到监控（数据比较功能未执行） | TO1， TO2， TO3，TO4 ， TO5 ，Approach， Landing |
| 21 | ALT DISPLAY | 戒备 Caution | 单谐音 Single | 两个 IDU 显示的高度 | TO1， TO2， TO3， |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 序号 | 告警消息 | 告警级别 | 音响告警 | 告警描述 | 飞行阶段抑制 |
|---|---|---|---|---|---|
| | DISAGREE | | Chime | 差值超出限值（阈值为70ft） | TO4 ， TO5 ， Approach， Landing |
| 22 | ALT NO MONITER | 提示 Advisory | 无 | 两个 IDU 显示的高度数据没有受到监控（数据比较功能未执行） | TO1， TO2， TO3， TO4 ， TO5 ， Approach， Landing |
| 23 | ATT DISPLAY DISAGREE | 戒备 Caution | 单谐音 Single Chime | 两个 IDU 显示的姿态差值超出限值（阈值为5°） | TO1， TO2， TO3， TO4 ， TO5 ， Approach， Landing |
| 24 | ATT NO MONITER | 提示 Advisory | 无 | 两个 IDU 显示的姿态数据没有受到监控（数据比较功能未执行） | TO1， TO2， TO3， TO4 ， TO5 ， Approach， Landing |
| 25 | L N1 DISAGREE | 戒备 Caution | 单谐音 Single Chime | 两个 IDU 接收到的左 N1 差值超出限值（阈值为 5） | TO1， TO2， TO3， TO4 ， TO5 ， Approach， Landing |
| 26 | L N1 NO MONITOR | 提示 Advisory | 无 | 左 N1 数据没有受到监控（数据比较功能未执行） | TO1， TO2， TO3， TO4 ， TO5 ， Approach， Landing |
| 27 | R N1 DISAGREE | 戒备 Caution | 单谐音 Single Chime | 两个 IDU 接收到的右 N1 差值超出限值（阈值为 5） | TO1， TO2， TO3， TO4 ， TO5 ， Approach， Landing |
| 28 | R N1 NO MONITOR | 提示 Advisory | 无 | 右 N1 数据没有受到监控（数据比较功能未执行） | TO1， TO2， TO3， TO4 ， TO5 ， Approach， Landing |
| 29 | L EGT DISAGREE | 戒备 Caution | 单谐音 Single Chime | 两个 IDU 接收到的左 EGT 差值超出限值（阈值为 50℃） | TO1， TO2， TO3， TO4 ， TO5 ， Approach， Landing |
| 30 | L EGT NO MONITOR | 提示 Advisory | 无 | 左 EGT 数据没有受到 | TO1， TO2， TO3， |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 序号 | 告警消息 | 告警级别 | 音响告警 | 告警描述 | 飞行阶段抑制 |
|---|---|---|---|---|---|
| | | | | 监控（数据比较功能未执行） | TO4 ， TO5 ， Approach， Landing |
| 31 | R EGT DISAGREE | 戒备 Caution | 单谐音 Single Chime | 两个 IDU 接收到的右 EGT 差值超出限值（阈值为 50℃） | TO1， TO2， TO3， TO4 ， TO5 ， Approach， Landing |
| 32 | R EGT NO MONITOR | 提示 Advisory | 无 | 右 EGT 数据没有受到监控（数据比较功能未执行） | TO1， TO2， TO3， TO4 ， TO5 ， Approach， Landing |
| 33 | L BAROSET NO MONITOR | 提示 Advisory | 无 | 左侧 BAROSET 没有受到监控 | TO1， TO2， TO3， TO4 ， TO5 ， Approach， Landing |
| 34 | R BAROSET NO MONITOR | 提示 Advisory | 无 | 右侧 BAROSET 没有受到监控 | TO1， TO2， TO3， TO4 ， TO5 ， Approach， Landing |

206628 2020-06-23 08:59:43

### 5.3.4 显示飞机系统信息

系统简图页逻辑处理由驻留在左右 IMA 机柜中的简图页 SYN 软件完成，两套 SYN 软件采用打分机制，选取一套主 SYN 驱动 IDU 显示简图页。各接口系统提供系统状态信息，若系统为 A664 接口，则直接通过交换机将系统状态信息传输至 SYN。若为非 664 接口，则通过 RDIU 进行数据转换后，经交换机传输至 SYN。

系统简图页的颜色使用规则如下：

a) 读数颜色：白色-正常，黄色-故障，黄虚线-无效，青色-人工选择；

b) 组件颜色：绿色-正常，黄色-故障，白色-关闭，黄虚线-无效；

c) 流线：绿色-正常，黄色-故障，白色-无流，黄虚线-无效。

#### 5.3.4.1 显示环控系统信息

空调系统简图页显示流量控制活门、空调组件、应急冲压空气通风、再循环通风和座舱温度控制的工作状态，以及驾驶舱客舱的设置温度和实际温度等信息。

AUX 页面显示座舱高度、座舱压差、座舱高度变化率、着陆标高、驾驶舱温度、前后客舱温度、货仓状态和剩余氧气量信息。当驾驶舱内左侧或右侧无 AUX 显示格式时，在环控系统简

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

图页右下角会增加座舱高度、座舱压差、座舱高度变化率和着陆标高信息显示。

5.3.4.1.1 页面显示

AUX 页面的环控系统信息如所示：

①-座舱高度：显示范围为[-3500, 41000]英尺，正常情况下显示为白色，在座舱高度高时可显示为黄色和红色，数据无效时显示为黄色虚线；

②-座舱压差：显示范围为[-9.9，9.9]PSI，正常情况下显示为白色，超限时显示为红色，数据无效时显示为黄色虚线；

③-座舱高度变化率：显示范围为[-9900，9900]英尺每分钟，自动调节时显示为白色，手动调节时显示为青色，手动调节的范围为[-2000，2000]英尺每分钟；数字前方的箭头向上代表座舱高度变化率增加，向下代表座舱高度变化率减少；

④-着陆标高：显示范围为[-2000，15000]英尺，可通过手动和 FMS 自动设置着陆标高，当通过手动设置时，会在数字后显示白色的“MAN”。数据无效时显示为黄色虚线；

⑤-温度显示，详见⑦、⑧、⑨和⑩；

⑥-机组剩余氧气量：正常情况下显示为白色数字，当氧气量低时会显示为黄色，数据无效时显示为黄色虚线；

⑦-驾驶舱温度：手动调节时显示为青色数字，显示范围为 18-30℃；实际温度显示为白色，显示范围为-55-120℃；数据无效时显示为黄色虚线；

⑧-前货仓状态：显示为通风“VENT”、加热“HEAT”和关闭“OFF”；

⑨-前客舱温度：手动调节时显示为青色数字，显示范围为 18-30℃；实际温度显示为白色，显示范围为-55-120℃；数据无效时显示为黄色虚线；

⑩-后客舱温度：手动调节时显示为青色数字，显示范围为 18-30℃；实际温度显示为白色，显示范围为-55-120℃；数据无效时显示为黄色虚线。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

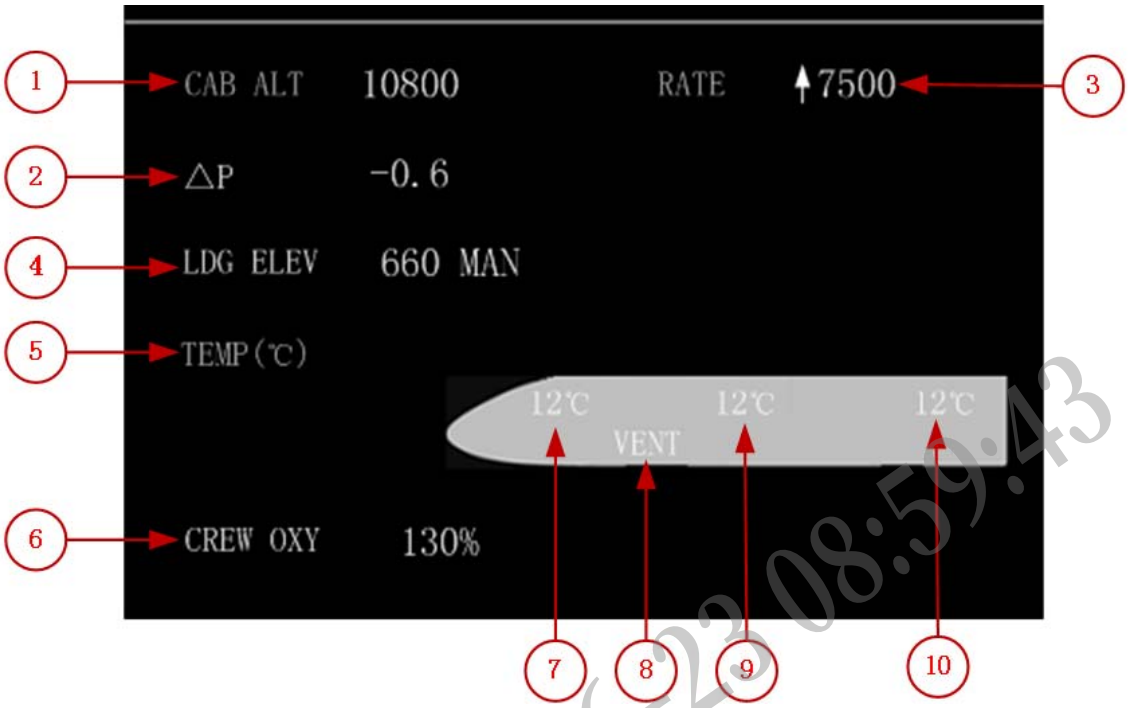



图 72 AUX 页面

空调系统简图页页面布局如 图 73 所示，主要显示：

a) 读数，包括：驾驶舱、前客舱、后客舱的设定温度与实际温度；左右引气的温度与压力；机组剩余氧气量；座舱高度；座舱高度变化率；座舱内外压差；着陆标高。

b) 阀的状态指示，包括：L FCV、R FCV、L TAPRV、R TAPRV、L NAISOV、R NAISOV、L PRSOV、R PRSOV、L WAIV、R WAIV、CBV 和 APU BAV。阀的状态有 7 种，分别表示：阀正常工作且阀关闭；阀正常工作有流且阀开启；阀正常工作无流且阀开启（仅适用于 CBV）；阀工作失效有流且阀开启；阀工作失效无流且阀开启；阀工作失效且阀关闭；阀信号缺失。

c) 流线，包括有流正常、无流、异常（如超温、超压）、数据无效四种状态。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

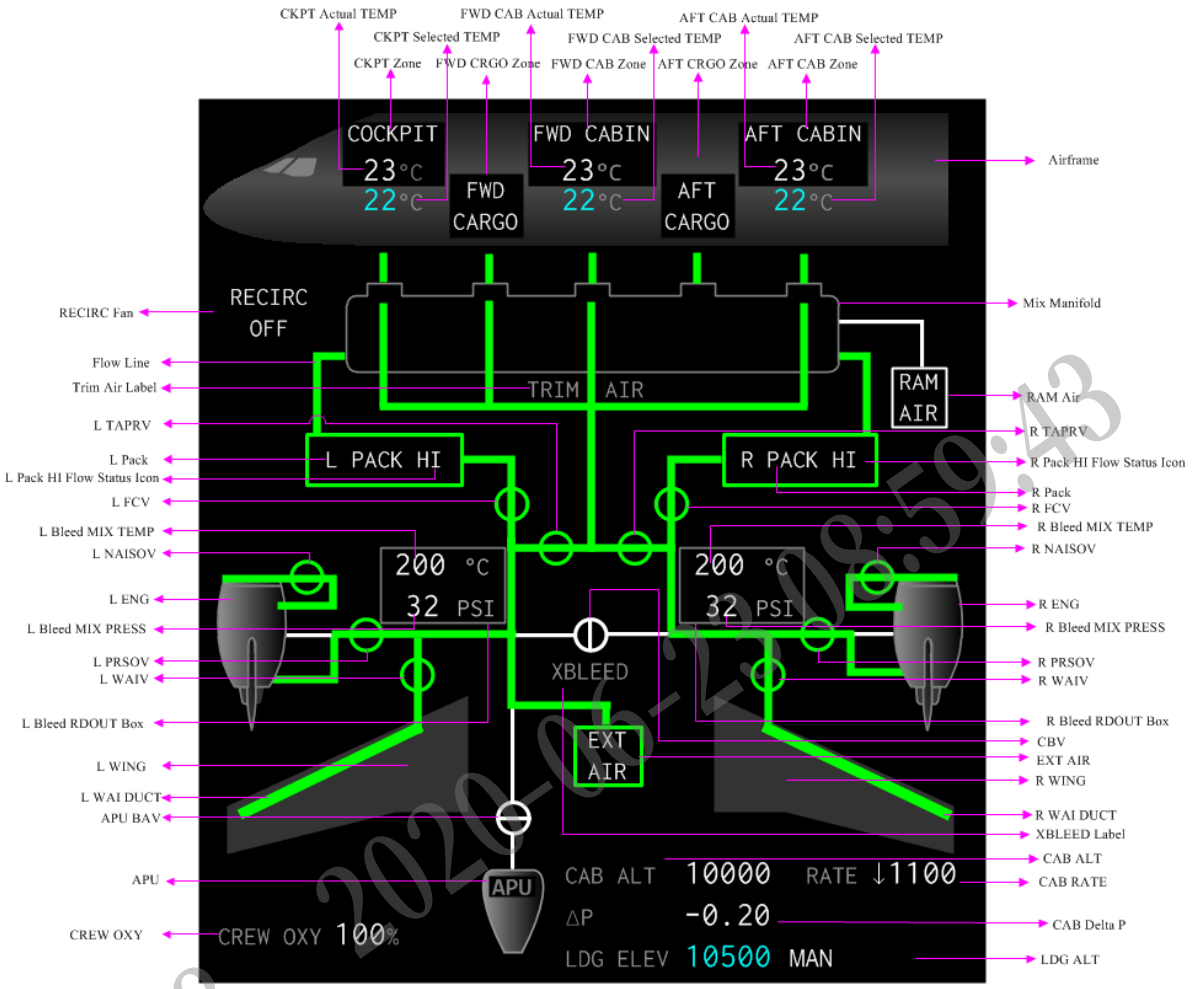



图 73 空调系统简图页

5.3.4.1.2 架构

空气管理简图页显示架构如 图 74 所示：

a) IASC 通过 A429 总线提供温度、空调包工作状态、引气压力、引气温度、座舱高度、座舱压差、座舱高度变化率、阀门状态和着陆标高等信息至 RDIU6、RDIU7、RDIU8 和 RDIU9，由 RDIU 转换为 A664 数据后发送至 SYN 软件；

b) ICE_CABIN_LT_CPA 通过 A825 总线提供大翼防冰控制信号至 RDIU4 和 RDIU6，由 RDIU 转换为 A664 数据后发送至 SYN 软件；

c) AIR_COND_CPA 通过 A825 总线提供应急通风开关状态至 RDIU4 和 RDIU6，由 RDIU 转换为 A664 数据后发送至 SYN 软件；

d) ERAIA 通过离散量形式，将 ERAIA 开关状态送至 RDIU10，由 RDIU 转换为 A664 数据后发送至 SYN 软件；

e) AFBBSOV 通过离散量形式，将阀门开关状态送至 RDIU16，由 RDIU 转换为 A664 数据

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

后发送至 SYN 软件；

f) FWDBBSOV 通过离散量形式，将阀门开关状态送至 RDIU7，由 RDIU 转换为 A664 数据后发送至 SYN 软件；

g) LGCU 通过 A429 总线提供 WOW 信号至 RDIU3 和 RDIU8，由 RDIU 转换为 A664 数据后发送至 SYN 软件；

h) IHDC 通过 A429 总线提供引气、防冰和空调过热信息至 RDIU7、RDIU12、RDIU14 和 RDIU15，由 RDIU 转换为 A664 数据后发送至 SYN 软件；

i) FADEC 通过 A664 总线提供短舱防冰状态至 SYN 软件；

j) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交互，实现 IDU 的失效转换和显示格式配置功能；

k) FDAS 通过 A664 总线提供告警状态至 SYN 软件；

l) SYN 软件生成环控系统简图页，通过 A664 总线发送至 IDU 进行显示。

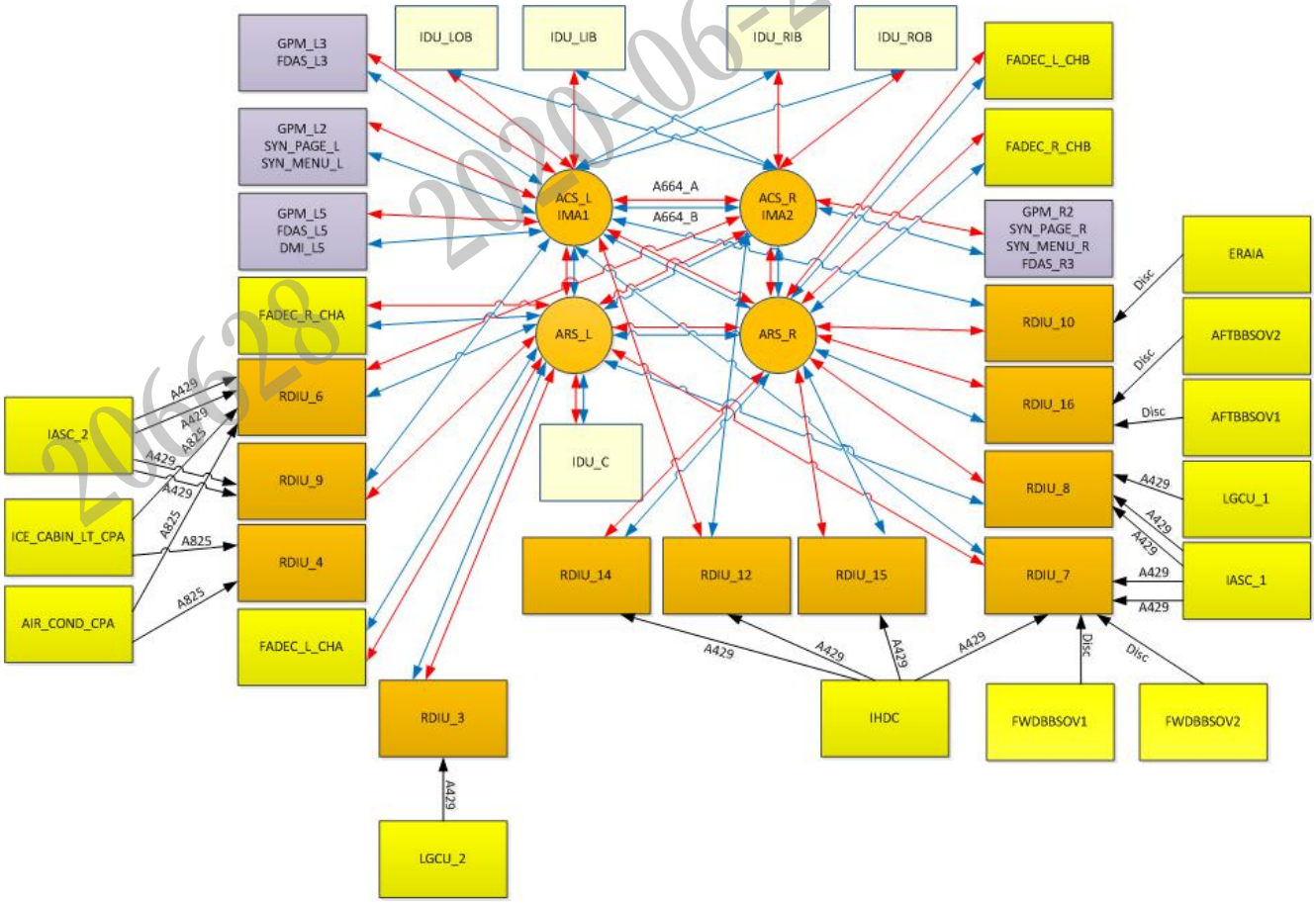



图 74 空调系统简图页显示架构

### 5.3.4.2 显示舱门系统信息

舱门简图页为机组提供各舱门的状态。

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

2026-06-28 2026-06-23 08:59:43

5.3.4.2.1 页面显示

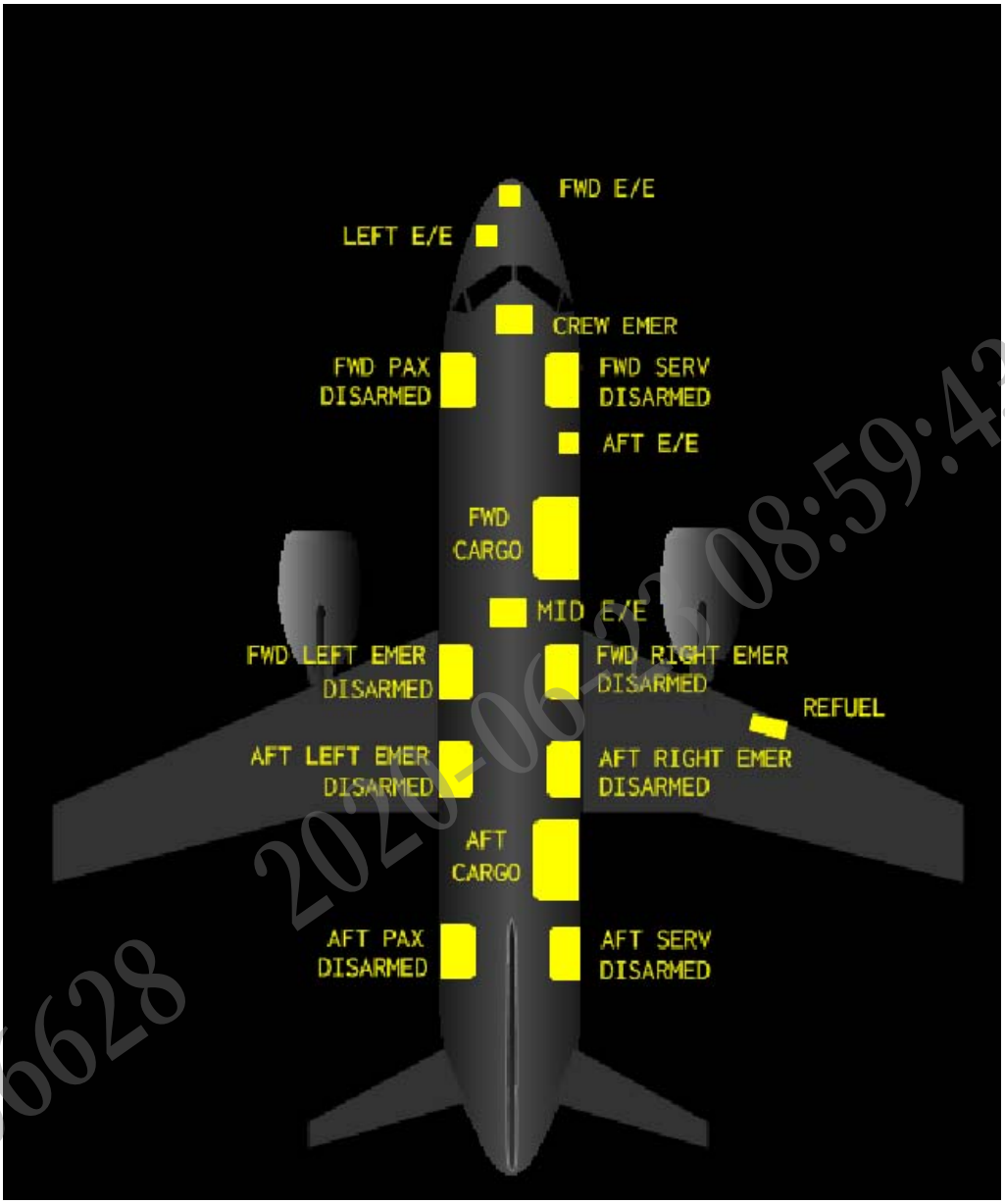
舱门简图页页面布局如 图 75 所示，主要显示：

a) 舱门，包括：登机门（FWD PAX、AFT PAX）、应急撤离门（CREW EMER、FWD LEFT EMER、FWD RIGHT EMER、AFT LEFT EMER、AFT RIGHT EMER）、E/E 舱门（FWD EE、LEFT EE、AFT EE、MID EE）、货舱门（FWD CARGO、AFT CARGO）、服务门（FWD SERV、AFT SERV）和加油门（REFUEL）等。门有 3 种状态：
   1) 安全关闭：当相应的信号指示舱门安全关闭时，显示该状态。本状态下，FWD PAX Door、FWD LEFT EMER Door、AFT LEFT EMER Door、AFT PAX Door、FWD RIGHT EMER Door、AFT RIGHT EMER Door、FWD SERV Door、AFT SERV Door 显示为绿色，其它的舱门不显示；
   2) 没有安全关闭：当相应的信号指示舱门没有安全关闭时，相应舱门显示为黄色；
   3) 失效：无法收到有效的舱门位置信号时，舱门显示为黄 X。

b) 滑梯，包括：登机门滑梯、应急撤离门滑梯等。滑梯有 3 种状态：
   1) 预位：当相应的信号指示滑梯预位时，显示为绿色 ARMED；
   2) 不在预位位置：当相应的信号指示滑梯为 disarmed 时，显示为黄色 DISARMED；
   3) 失效：无法收到有效的滑梯状态信号时，显示为黄色 SLIDE。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。




206628 2020-06-22 08:59:43

图 75 舱门简图页

5.3.4.2.2 架构

舱门管理简图页显示架构如 图 76 所示（未包括DMI实现的IDU失效重构和显示格式配置功能）：

a) PSEU 通过 A429 总线提供舱门位置信息至 RDIU8 和 RDIU10，由 RDIU 进行数据转换后传送至 SYN 软件；

b) SYN 软件生成舱门简图页，并通过 A664 总线发送至 IDU 进行显示。

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

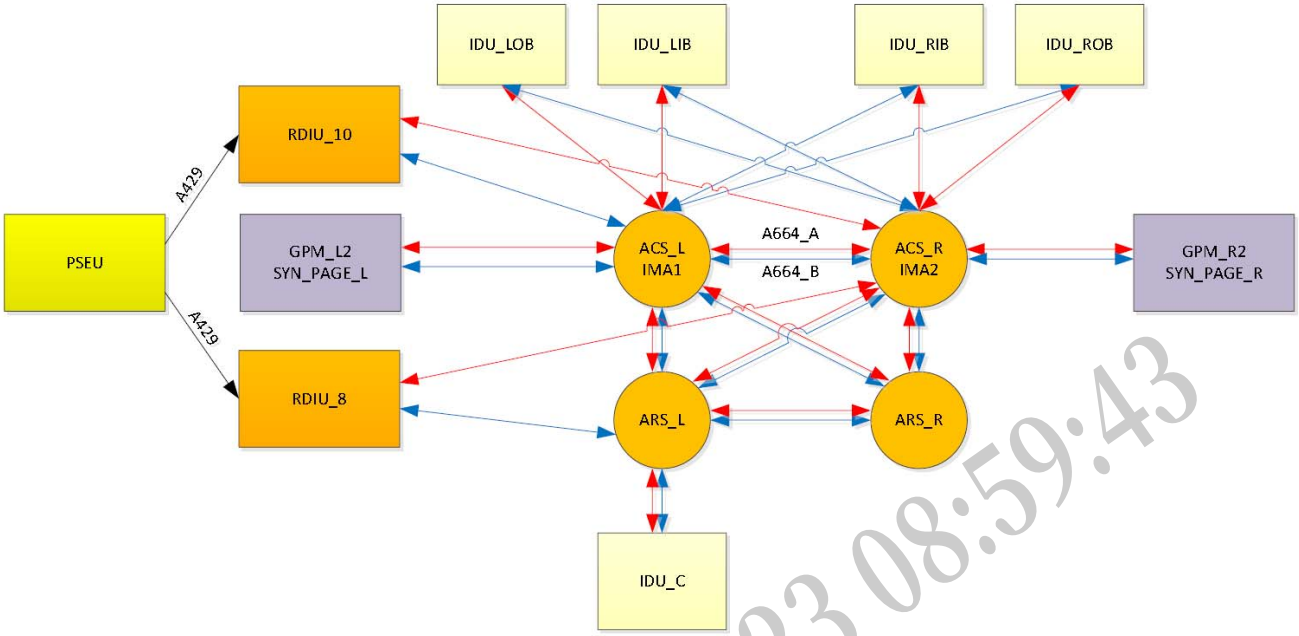



图 76 舱门简图页显示架构

5.3.4.3 显示电源系统信息

电源简图页为机组提供蓄电池、汇流条、TRU、发电机、外电源、静止变流器状态。

5.3.4.3.1 页面显示

电源系统简图页页面布局如图 77 所示，主要显示：

a) 蓄电池状态：主蓄电池、APU 蓄电池、飞控蓄电池。有三种状态：正常、故障、数据无效；

b) 汇流条状态：左、右交流汇流条，左、右直流汇流条，左、右直流应急汇流条，3 相交流应急汇流条，单相交流汇流条，直流应急转换汇流条。其中直流应急转换汇流条有三种状态分别显示：有电、故障、数据无效。其它汇流条有四种状态：有电、故障、关闭、数据无效；

c) TRU 状态：有电、故障、无电、数据无效；

d) 左、右发电机状态：运行、故障、关闭、未连接、数据无效；

e) 外电源状态：运行、可用、关闭（不显示）、数据无效；

f) APU 发电机状态：运行、关闭（不显示）、故障、数据无效；

g) RAT 发电机状态：运行、故障、已展开但未运行、未展开（不显示）、数据无效；

h) 静止变流器：运行、故障、关闭（不显示）、数据无效；

i) 流线状态：

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

1) 类型一的状态：接通、断开、故障、数据无效；

2) 类型二的状态：接通、断开、数据无效；

3) 类型三的状态：接通、断开（不显示）、数据无效。

j) 读数：

1) 外电源的读数状态有 3 种：正常值、不显示、数据无效；

2) APU 发电机、RAT 发电机的读数有 4 种：正常值、不正常值、不显示、数据无效；

3) 其它的读数状态有 3 种，分别是：正常值、不正常值、数据无效。

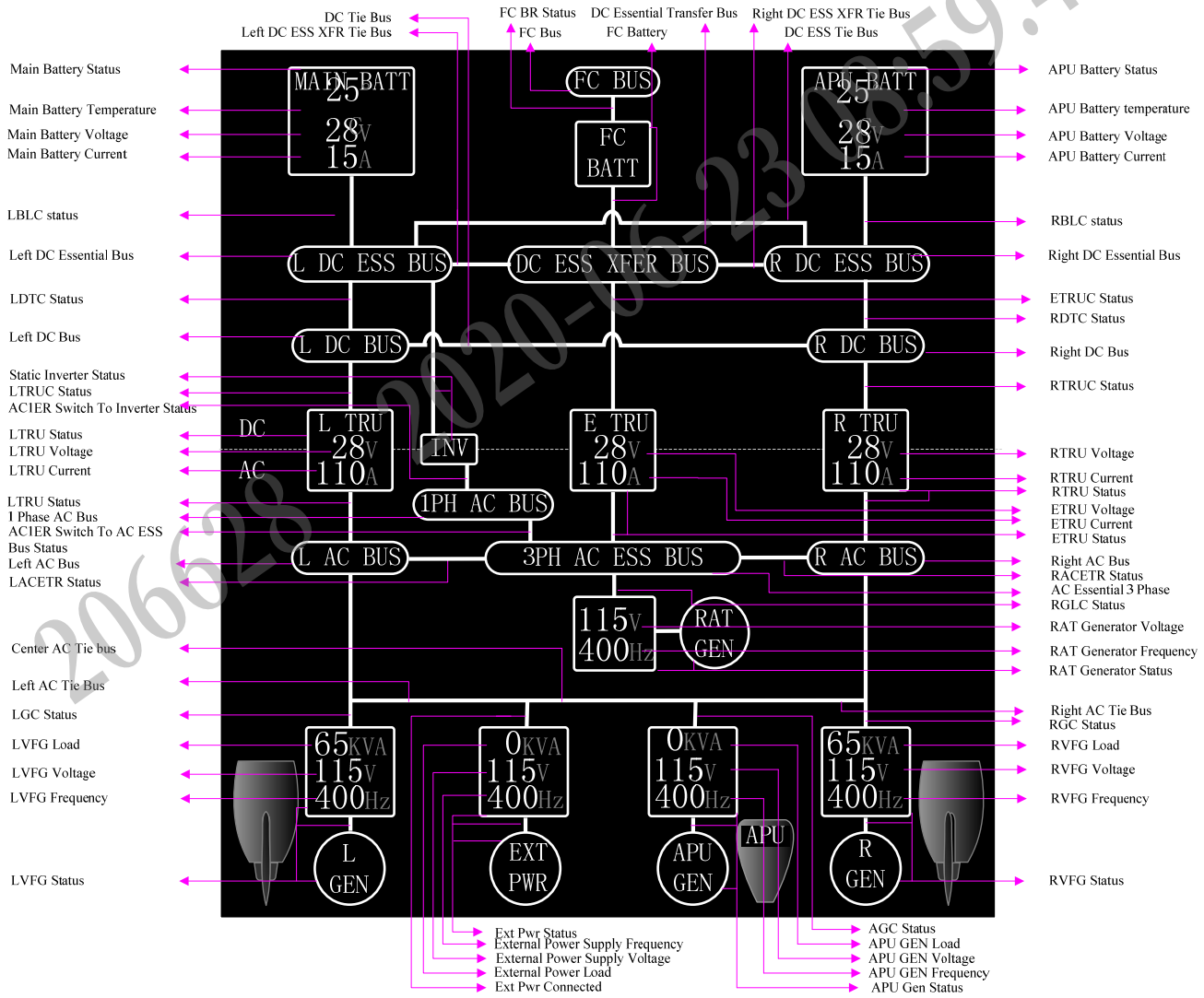



图 77 电源简图页

5.3.4.3.2 架构

电源简图页显示架构如 图 78 所示：

a) RPDU 通过 A664 总线提供电源系统汇流条、蓄电池、TRU、静止变流器等信息至 SYN

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

软件；

b) FDAS 通过 A664 总线提供告警处理结果至 SYN 软件；

c) SYN 软件生成电源简图页并通过 A664 总线送至 IDU；

d) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交互，实现 IDU 的失效转换和显示格式配置功能。

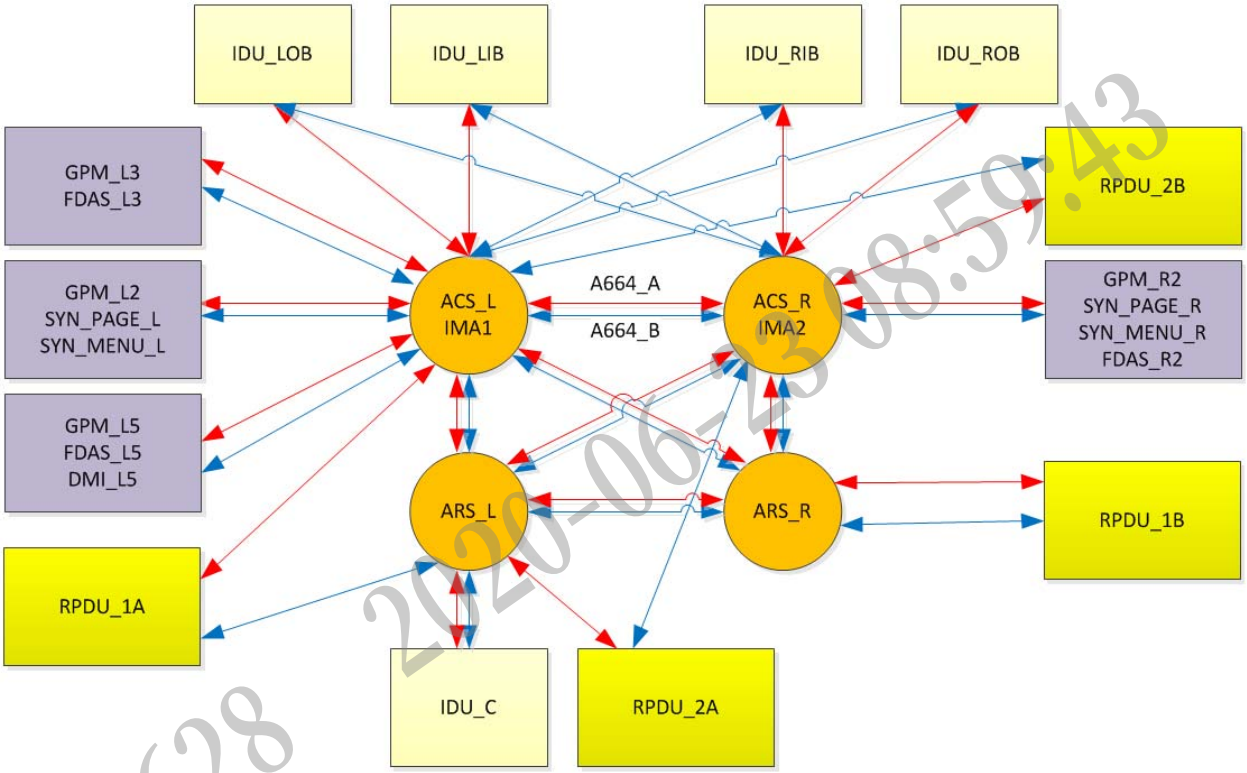



图 78 电源简图页显示架构

206628 2020-06-23 08:59:43

5.3.4.4 显示飞控系统信息

飞控系统信息包括飞控系统简图页、EICAS 页面襟缝翼位置和舵面配平信息。

5.3.4.4.1 页面显示

飞控系统简图页如 图 79 所示，显示如下信息：

a) 侧杆位置；

b) 襟缝翼命令卡位读数（正常状态下为组合读数，故障状态下移除组合读数，分别显示襟缝翼命令卡位）；

c) 襟翼状态和位置；

d) 缝翼状态和位置；

e) 地面扰流板状态和位置；

f) 多功能扰流板状态和位置；

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

g) 副翼状态和位置；

h) MCE（Motor Control Electronics）状态；

i) 升降舵状态和位置；

j) 方向舵状态和位置；

k) ACE（Actuator Control Electronics）状态；

l) 飞控模式。

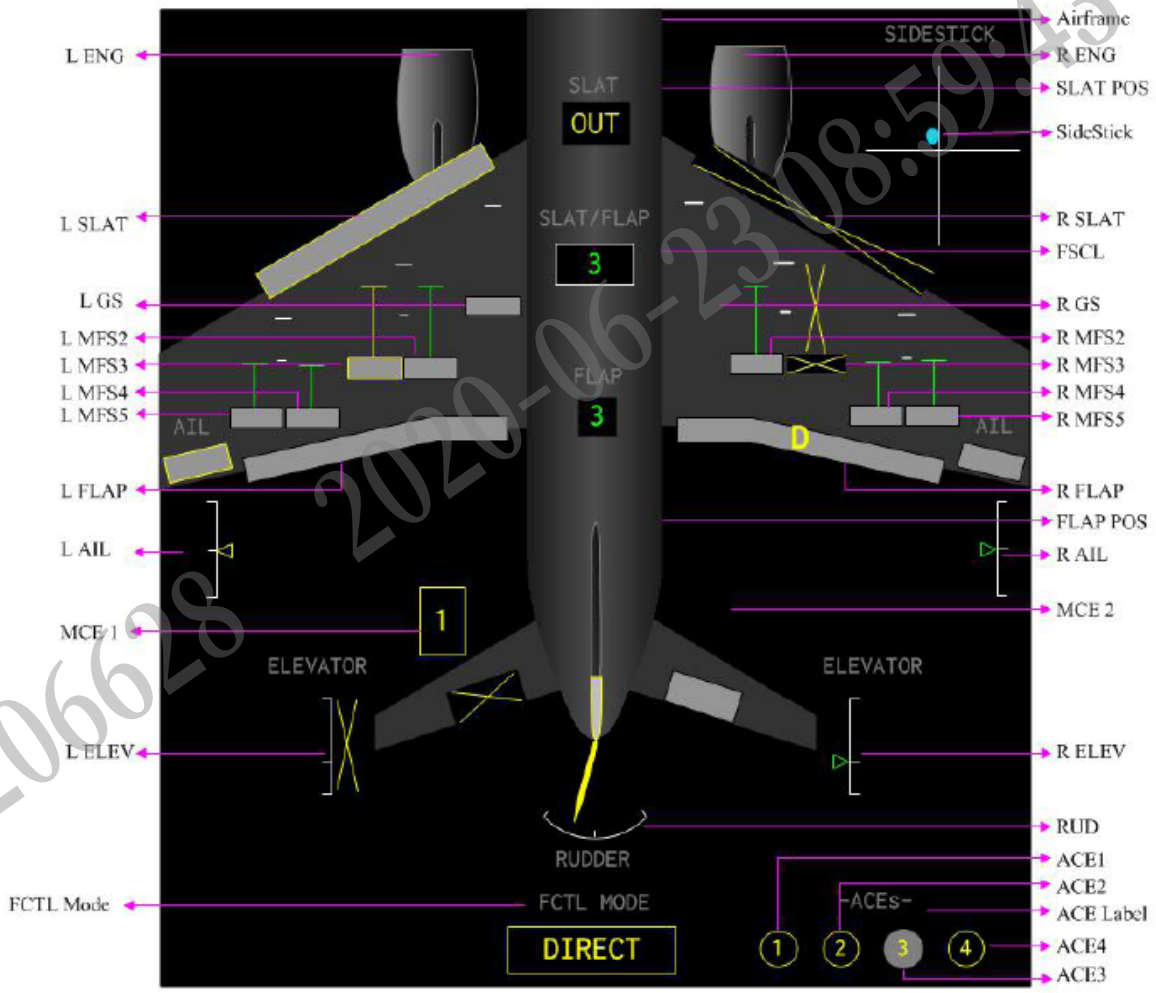



图 79 飞控系统简图页

正常EICAS襟缝翼位置指示如 图 80 所示：

①-襟翼卡位：未达到时显示为白色，实际襟翼位置到达后显示为绿色；从左至右分别为 0、1、2、3、FULL；

②-襟缝翼指令卡位：通过 2 个独立的青色游标分别指示襟翼和缝翼的指令卡位，襟缝翼到达指令卡位后移除显示；

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

③-缝翼卡位：未到达时显示为白色，实际缝翼位置到达后显示为绿色；从左至右分别为OUT、MID、IN；

④-缝翼舵面滑动位置：动态指示缝翼打开角度，移动过程中显示为白色，到达后显示为绿色，缝翼故障时显示为黄色；

⑤-襟翼舵面滑动位置：动态指示襟翼打开角度，移动过程中显示为白色，到达后显示为绿色，襟翼故障时显示为黄色；

⑥-襟缝翼位置读数：正常状态下襟缝翼为组合读数，故障状态下移除组合读数，分别显示襟翼和缝翼位置。

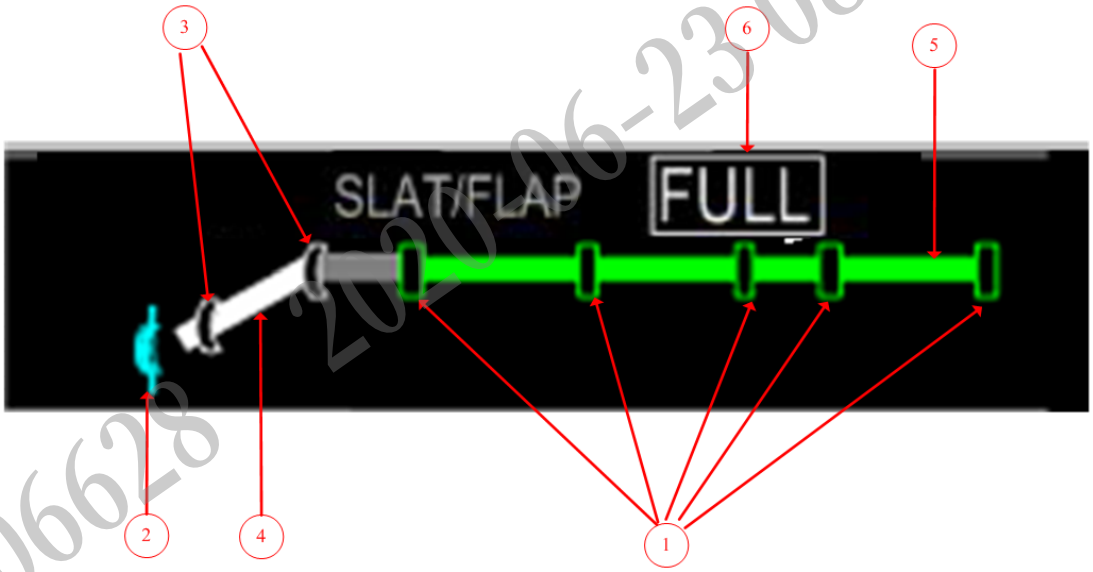



图 80 正常 EICAS 襟缝翼位置指示示意图

当无法收到有效襟缝翼位置数据时，显示为黄X，如 图 81 所示。

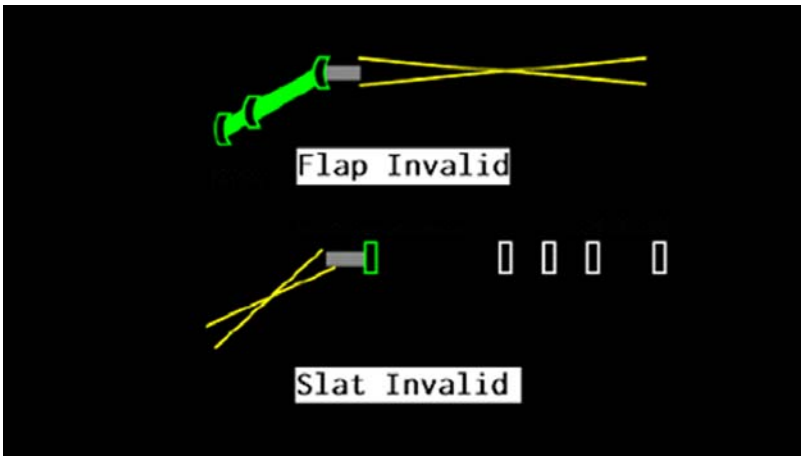



图 81 襟缝翼位置无效指示

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

缝翼卡位对应关系如下 图 82 所示，图中IN卡位对应的缝翼位置为 0°，MID卡位对应的缝翼位置为 21°，OUT卡位对应的缝翼位置为 26.5°。

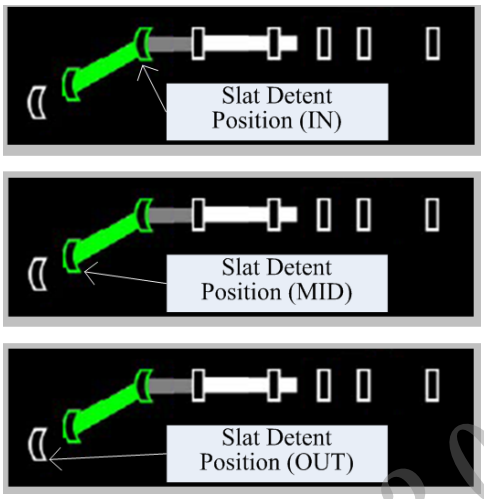



图 82 缝翼卡位对应关系

襟翼卡位对应关系如下 图 83 所示，图中 0/1 卡位对应的襟翼位置为 0°，1+F卡位对应的襟翼位置为 10°，2 卡位对应的襟翼位置为 19°，3/Full*卡位对应的襟翼位置为 25°，Full卡位对应的襟翼位置为 34°。

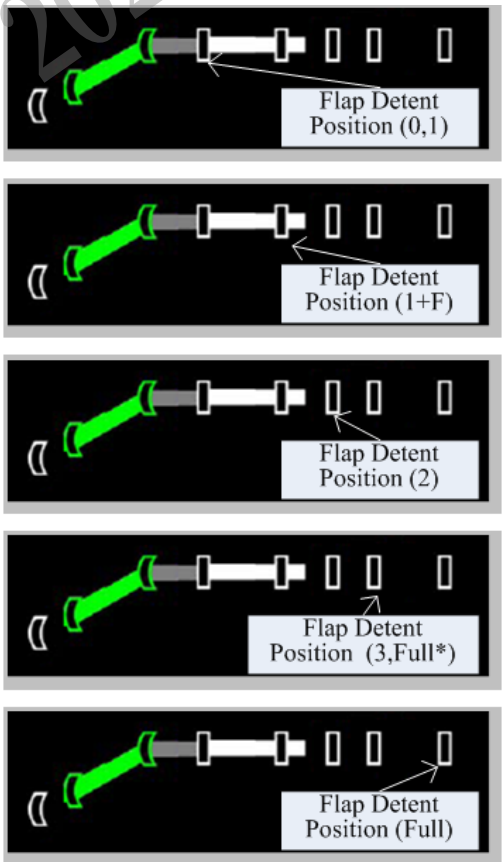



图 83 襟翼卡位对应关系

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

襟缝翼位置组合读数与襟缝翼位置对应关系如下表 15 所示，当襟缝翼位置不属于下表所涵盖的情况时，组合读数保持前一时刻的有效读数。

表 15 襟缝翼位置组合读数与卡位对应关系

| 组合读数 | 襟翼位置 | 缝翼位置 |
|---|---|---|
| 0 | [-1°, 1°] | [-0.5°, 0.5°] |
| 1 | [-1°, 1°] | [20.5°, 21.5°] |
| 1+F | [9°, 11°] | [20.5°, 21.5°] |
| 2 | [18°, 20°] | [20.5°, 21.5°] |
| 3 | [24°, 26°] | [20.5°, 21.5°] |
| Full* | [24°, 26°] | [26°, 27°] |
| Full | [33°, 35°] | [26°, 27°] |

故障状态下，组合读数切换为分立读数后，襟翼读数与襟翼位置对应关系如下表 16，当襟翼位置不属于下 表 16 所涵盖的情况时，襟翼读数保持前一时刻的有效读数。缝翼读数与缝翼位置对应关系如下表 17，当缝翼位置不属于下 表 17 所涵盖的情况时，缝翼读数保持前一时刻的有效读数。

206628 2020-06-23 08:59:43

表 16 襟翼读数与襟翼位置对应关系

| 组合读数 | 襟翼位置 |
|---|---|
| 0 | [-1°, 1°] |
| 1 | [9°, 11°] |
| 2 | [18°, 20°] |
| 3 | [24°, 26°] |
| 4 | [33°, 35°] |

表 17 缝翼读数与缝翼位置对应关系

| 组合读数 | 缝翼位置 |
|---|---|
| IN | [-0.5°, 0.5°] |
| MID | [20.5°, 21.5°] |
| OUT | [26°, 27°] |

压缩 EICAS 襟缝翼指示仅包含襟缝翼位置读数，正常状态下为组合读数，故障状态下移除组合读数，分别显示襟缝翼实际位置。

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

正常EICAS和压缩EICAS配平显示一致，如下 图 84 所示，显示以下信息：

①-平尾配平读数：在绿带显范围内时显示为绿色，不在绿带范围内时显示为白色；

②-平尾配平刻度带和绿带：NU 代表抬头方向，ND 代表低头方向；绿带在地面时显示，空中移除；

③-方向舵配平：包含读数和刻度带，NL 代表机头左偏，NR 代表机头右偏。

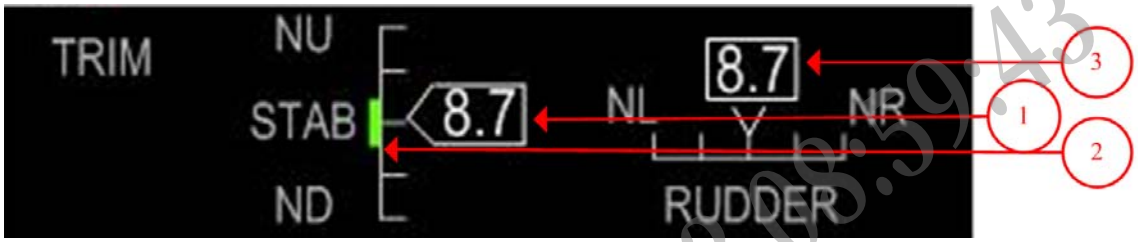



图 84 配平显示示意图

5.3.4.4.2 架构

飞控系统信息显示架构如下 图 85 所示：

a) FSECU 通过 A429 总线提供襟缝翼位置、指令卡位和襟缝故障等信息至 RDIU9、RDIU10、RDIU15 和 RDIU16，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 IDU 实现 EICAS 襟缝翼指示；由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 SYN 软件生成飞控简图页，并通过 A664 总线送至 IDU 实现飞控简图页显示；

b) LGCU 通过 A429 总线提供轮载信号至 RDIU3 和 RDIU8，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 IDU 后用于判断平尾配平绿带是否显示；

c) FCM 通过 A664 信息提供扰流板、副翼、方向舵、升降舵位置等信息至 SYN 软件，由 SYN 软件生成简图页后通过 A664 总线发送至 IDU 进行显示；FCM 通过 A664 总线提供平尾配平和方向舵配平信息至 IDU，用于显示配平信息。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

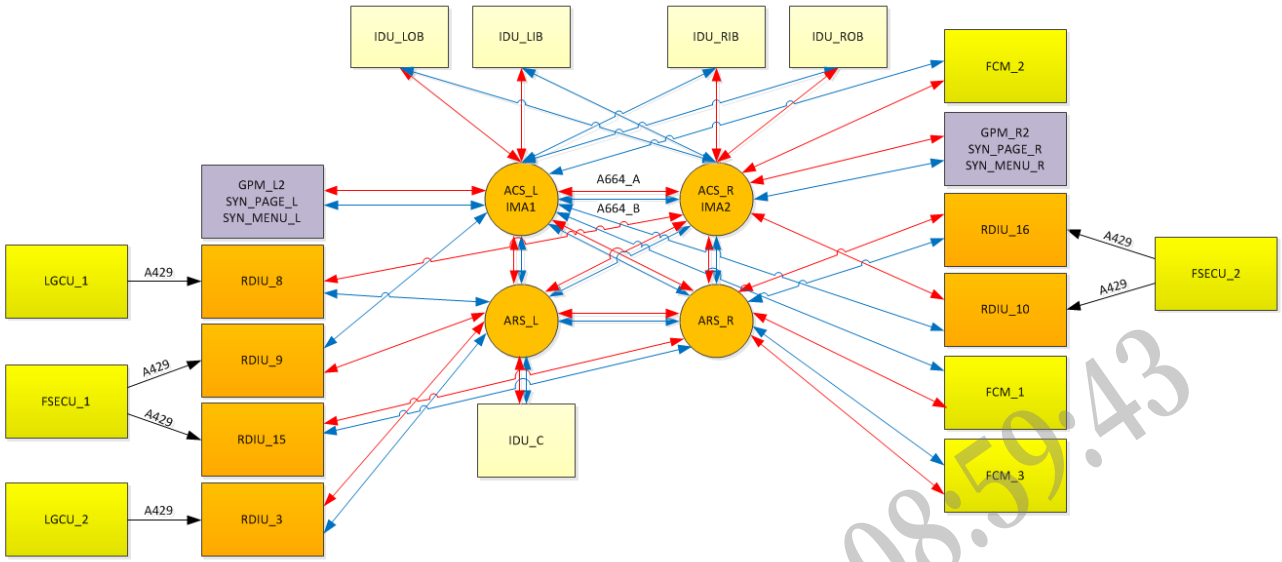



图 85 飞控系统信息显示架构

5.3.4.5 显示燃油系统信息

燃油系统信息包括燃油简图页和 EICAS 页面的燃油量显示。

5.3.4.5.1 页面显示

燃油简图页示意图如下 图 86 所示：

a) 燃油油量：包括左油箱、中央油箱、右油箱、总量、已用燃油量等。中央油箱只有正常和失效 2 种状态外，总的已用油量状态 TBD，其余的油量均有 3 种状态：

1) 正常显示；

2) 油量低：当油量低于临界值时，油量显示为黄色；

3) 状态未知：当下列情况之一发生时，读数显示为黄虚线：

① 信号值为无效值；

② 在规定的周期内无法收到正常信号；

③ 通信故障。

b) 油箱温度：包括左、右油箱温度等，共 3 种状态：

1) 正常显示；

2) 油量低：当油量低于临界值时，油量显示为黄色；

3) 状态未知：当下列情况之一发生时，读数显示为黄虚线：

① 信号值为无效值；

② 在规定的周期内无法收到正常信号；

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

③ 通信故障。

c) 泵：包括 DC 泵、L1 AC 泵、L2 AC 泵、C1 AC 泵、C2 AC 泵、R1 AC 泵、R2 AC 泵等。共 4 种状态：

1) 泵处于开状态；

2) 泵处于关状态；

3) 泵处于故障状态；

4) 泵处于未知状态：

① 信号值为无效值；

② 在规定的周期内无法收到正常信号；

③ 通信故障。

d) 阀：包括左引擎阀、交输阀、右引擎阀、APU 阀泵等。共 6 种状态：

1) 阀处于正常关状态；

2) 阀处于正常开状态；

3) 阀处于转换状态；

4) 阀处于坏在开位状态；

5) 阀处于坏在关位状态；

6) 阀处于未知状态：

① 信号值为无效值；

② 在规定的周期内无法收到正常信号；

③ 通信故障。

e) 流线：包括所有油路的流线，共 2 种状态：

1) 有油流动；

2) 无油流动。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

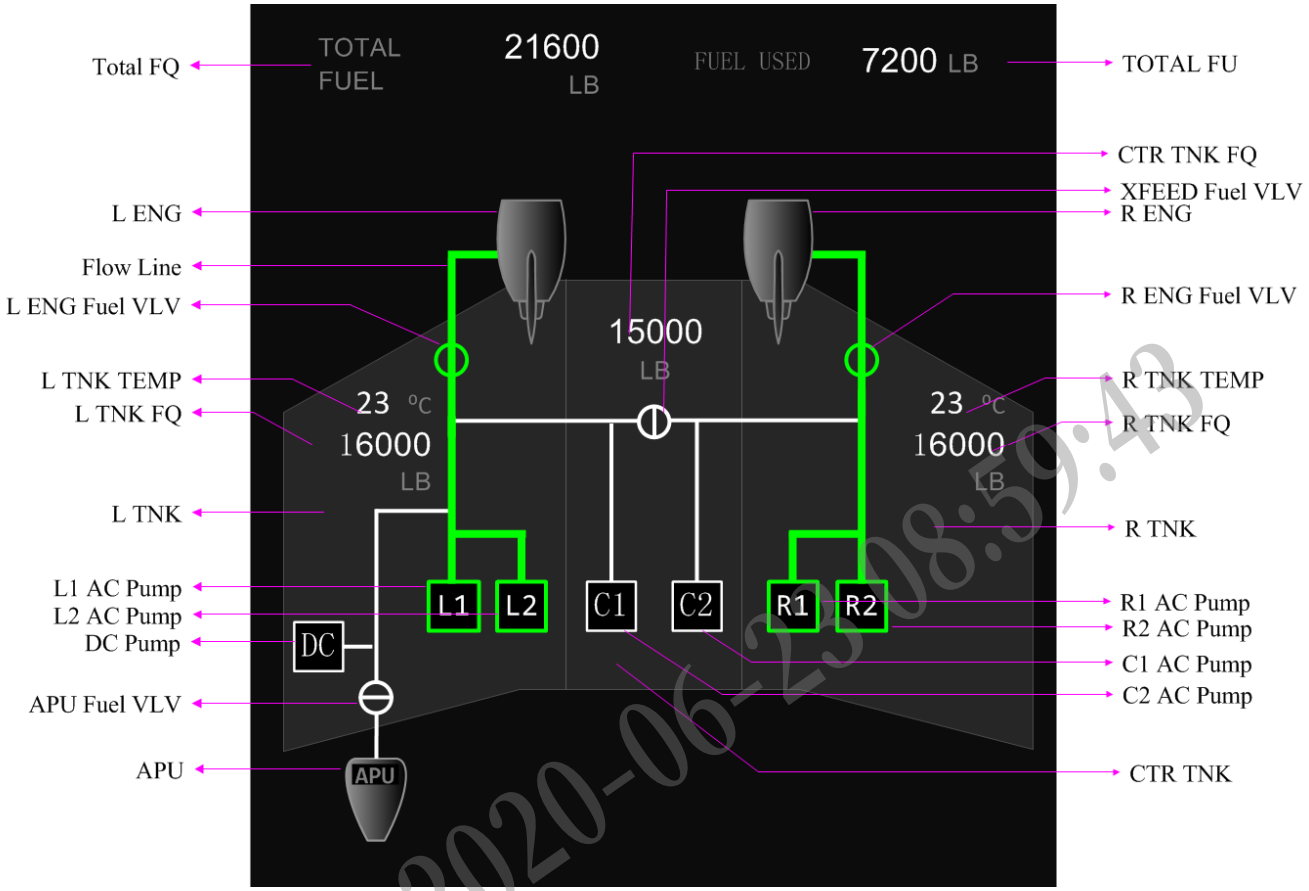



图 86 燃油简图页

EICAS页面燃油量显示如 图 87 所示，压缩EICAS与正常EICAS显示一致，显示如下信息：

①-总燃油量：根据燃油计算机提供的燃油量单位显示为 KG 或 LB，正常情况下显示为白色数字+白色外框；A429 总燃油量显示在 A664 总燃油量右侧，并显示为黄色；显示 A429 总燃油量时，A664 总燃油量显示为黄色且外框显示为黄色；当总燃油量小于等于 1760KG（3880LBS）时，A664 总燃油量和外框均显示为黄色；燃油量单位数据无效或总燃油量数据无效时显示为黄色虚线；

②-左油箱燃油量：根据燃油计算机提供的燃油量单位显示为 KG 或 LB，正常情况下显示为白色数字；A429 左油箱燃油量显示在 A664 左油箱燃油量下方，并显示为黄色；显示 A429 左油箱燃油量时，A664 左油箱燃油量显示为黄色且外加黄色边框；当左油箱燃油量小于等于 880KG（1940LBS）时，A664 左油箱燃油量显示为黄色；燃油量单位数据无效或左油箱燃油量数据无效时显示为黄色虚线；

③-中央翼油箱燃油量：根据燃油计算机提供的燃油量单位显示为 KG 或 LB，正常情况下显示为白色；A429 中央翼油箱燃油量显示在 A664 中央翼油箱燃油量下方，并显示为黄

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

色；显示 A429 中央翼油箱燃油量时，A664 中央翼油箱燃油量显示为黄色且外加黄色边框；燃油量单位数据无效或燃油量数据无效时显示为黄色虚线；

④-右油箱燃油量：根据燃油计算机提供的燃油量单位显示为 KG 或 LB；A429 右油箱燃油量显示在 A664 右油箱燃油量下方，并显示为黄色；显示 A429 右油箱燃油量时，A664 右油箱燃油量显示为黄色且外加黄色边框；当右油箱燃油量小于等于 880KG（1940LBS）时，A664 右油箱燃油量显示为黄色；燃油量单位数据无效或右燃油量数据无效时显示为黄色虚线；

⑤-A429 燃油量：IDU 接收通过 A664 总线传输的燃油量作为主通道，同时接收燃油计算机 A 通道发送的 A429 燃油量作为备用通道。IDU 对主通道来自 FLRM CHA 的燃油量和备用通道的燃油量进行比较，两者差值小于 200KG/400LB 时，仅显示主通道燃油量，当两者差值大于等于 200KG/400LB 并持续 30S 以上时，显示备用通道燃油量，同时主通道燃油量变为黄色并增加黄色边框，闪烁 15S 后稳定。当主通道和备用通道燃油量差值小于 150KG/300LB 并保持 30S，移除备用通道燃油量显示。

图 87 EICAS 页面燃油量显示

5.3.4.5.2 架构

燃油简图页显示架构如 图 88 所示：

a) FUEL_LRM 通过 A429 总线提供燃油量、燃油量单位等信息至 RDIU7 和 RDIU9，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 IDU 进行 EICAS 燃油量指示；

b) FUEL_LRM 通过 A429 总线提供 A 通道的燃油量数据至 IDU，用于对比 A664 燃油量，当两者不一致时显示 A429 燃油量并提供提示；

c) FUEL_LRM 通过 A429 总线提供燃油量、燃油量单位、油箱温度等信息至 RDIU7 和 RDIU9，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 SYN 软件，由 SYN 生成燃油简图页并通过 A664 总线发送至 IDU 进行显示；

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

d) FUELCONTROLSW 通过离散量提供燃油切断开关状态至 RDIU11 和 RDIU12，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 SYN 软件；

e) ENGSOVPOSSW 通过离散量提供燃油切断阀状态至 RDIU11 和 RDIU12，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 SYN 软件；

f) XFEED_SOVPOSSW 通过离散量提供燃油切断阀状态至 RDIU10，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 SYN 软件；

g) APU_DC_PUMP_PressSw 通过离散量提供 DC 泵的状态至 RDIU11，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 SYN 软件；

h) AFTPumpPressSw、FWDPumpPressSw、OverridePumpPressSw 通过离散量提供泵的状态至 RDIU3、RDIU5、RDIU7 和 RDIU11，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 SYN 软件；

i) ENGINEAPU_FIRECONTRLPANEL 通过离散量提供发动机和 APU 防火预位状态至 RDIU6，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 SYN 软件；

j) ECU 通过 A429 总线提供 APU 燃油切断阀开关指令至 RDIU14 和 RDIU15，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 SYN 软件；

k) FUELOverheadPanel 通过离散量提供交输供油阀开关指令、泵的开关指令至 RDIU3 和 RDIU5，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 SYN 软件；

l) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交互，实现 IDU 的显示格式配置功能。

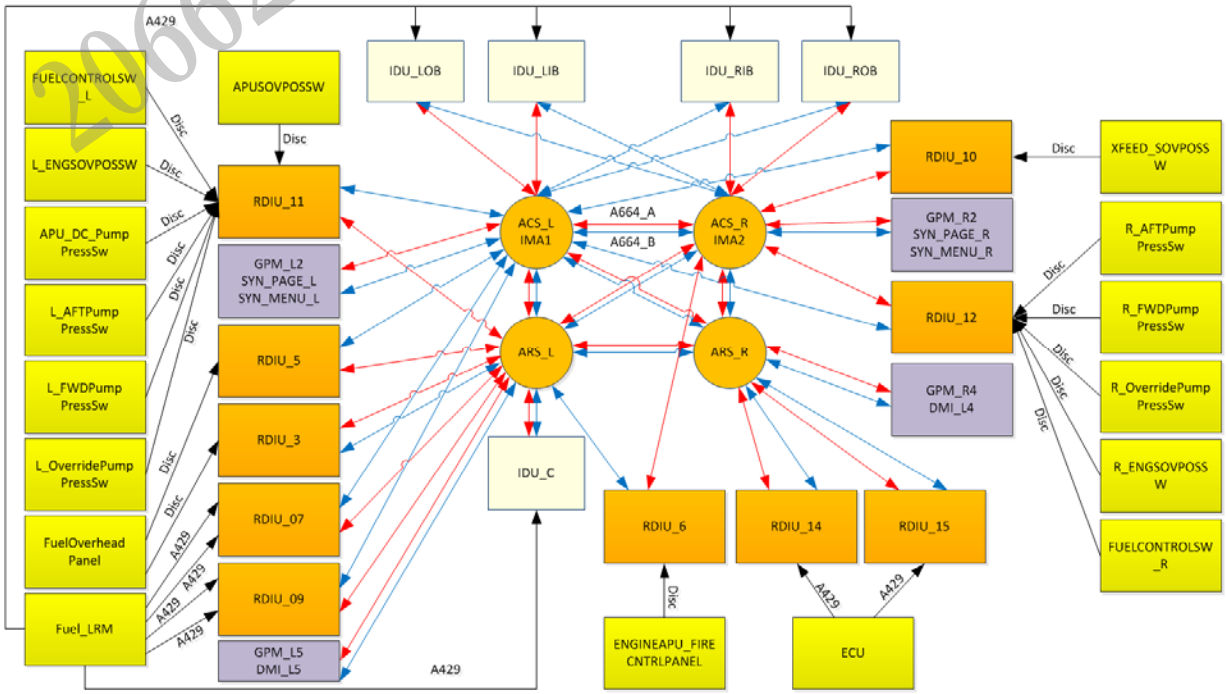



图 88 燃油简图页显示架构

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

5.3.4.6 显示液压系统信息

液压系统简图页为机组提供液压系统泵、阀门、压力、温度和液压油量等信息。

5.3.4.6.1 页面显示

液压系统简图页页面布局如 图 89 所示，主要显示：

a) 系统温度，共 3 种状态：

1) 超温（红色）：FDAS 发出有效的某个液压系统（#1，#2，#3）超温告警信号；

2) 高温（黄色）：FDAS 发出有效的某个液压系统（#1，#2，#3）高温报警信号；

3) 正常（绿色）；

4) 未知（黄色虚短线）：信号失效或不属于以上三种情况的状态。

b) 系统压力，共 3 种状态：

1) 低压（黄色）：FDAS 发出有效的某个液压系统（#1，#2，#3）油压低告警信号；

2) 正常（白色）；

3) 未知（黄色虚短线）：信号失效或不属于以上 2 种情况的状态。

c) 油箱油量，共 3 种状态：

1) 油量低（黄色）：FDAS 发出有效的某个液压系统（#1，#2，#3）油量低告警信号；

2) 正常（绿色）：

3) 未知（黄 X+黄色虚短线）：信号失效或不属于以上 2 种情况的状态。

d) 阀的工作状态，共 7 种：

1) 正常关闭；

2) 正常开启但无流通过；

3) 正常开启且有流通过；

4) 故障关闭；

5) 故障开启但无流通过；

6) 故障开启但有流通过；

7) 未知：信号失效或不属于以上 6 种情况的状态。

e) EDP 泵的工作状态有 4 种：

1) 故障（边框显示为黄色）：FDAS 发出有效的某个泵（EDP 1A、PUMP 1B、PUMP 3A、PUMP 3B、EDP 2A， PTU）失效的告警信号；

2) 正常开启（边框显示为绿色）；

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

3) 正常关闭（边框显示为白色）；

4) 未知（边框显示为黄色虚短线）：信号失效或不属于以上 3 种情况的状态。

f) 电动泵状态，共 2 种：

1) 超温（黄色 OH）：FDAS 发出有效的某个电动泵（PUMP 1B、PUMP 3A、PUMP 3B）的超温告警信号；

2) 未超温：不显示“OH”字符。

g) 管路状态，共 3 种：

1) 有流（绿色流线）：正常的液压管路状态；

2) 无流（白色流线）：由于管路前端状态影响导致此段油压低或者无液压油；

3) 未知（黄色流线）：管路状态未知或不属于以上 2 种情况的状态。

h) PTU 工作状态，共 4 种：

1) 故障：边框显示为黄色；

2) 正常开启：边框显示为绿色；

3) 正常关闭：边框显示为白色；

4) 未知：状态未知或不属于以上 2 种情况的状态。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

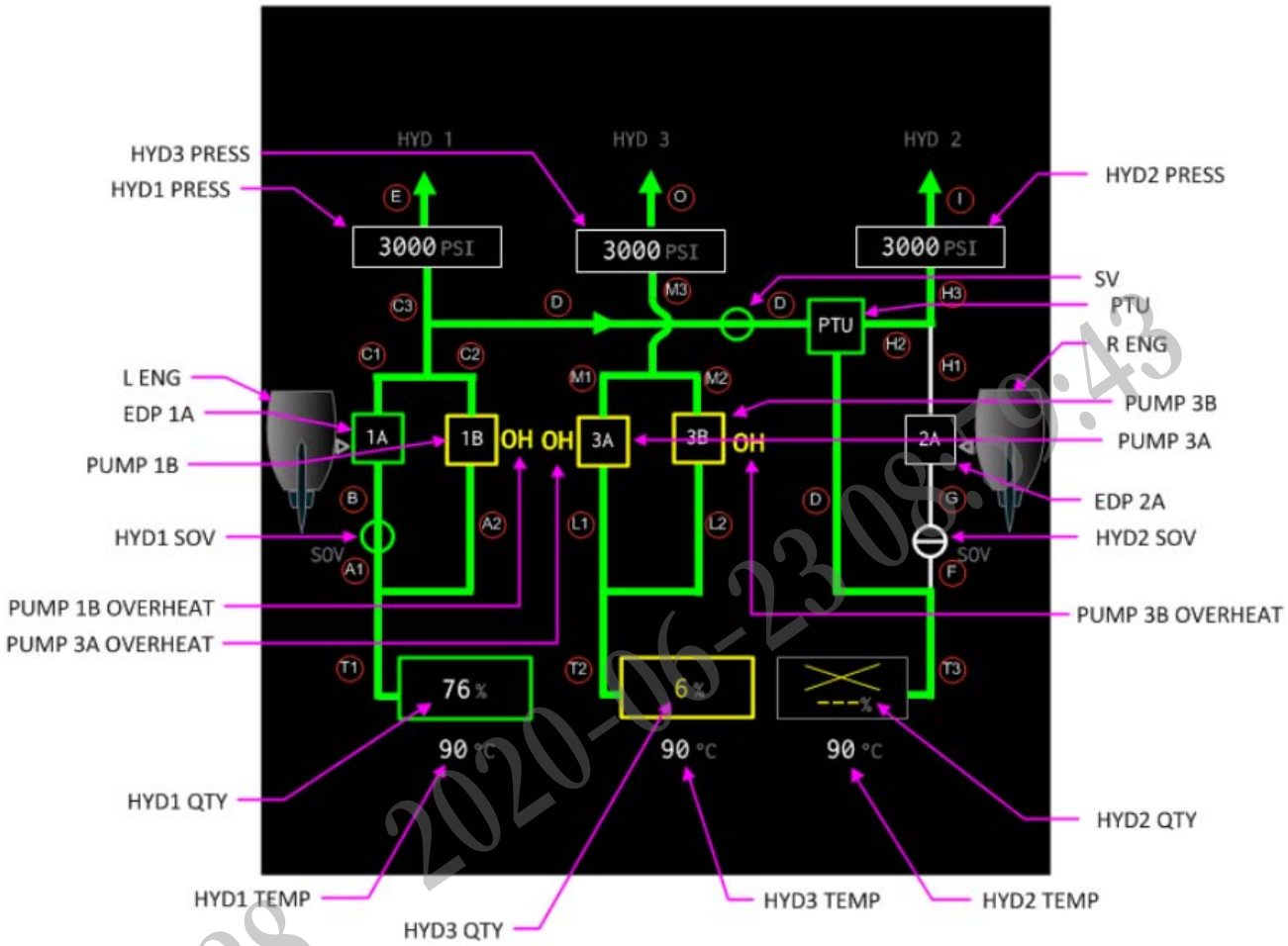



图 89 液压简图页

5.3.4.6.2 架构

液压系统简图页架构如 图 90 所示（未包括DMI实现的显示格式配置功能）：

a) HYDIMC 通过 A429 总线提供液压系统温度、压力、液压油量、阀和 PTU 的状态至 RDIU9 和 RDIU10，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 SYN 软件；

b) FDAS 通过 A664 总线提供告警状态至 SYN 软件；

c) FADEC 通过 A664 总线提供发动机运行状态和 EDP 脱开指令至 SYN 软件；

d) SYN 软件生成液压系统简图页，并通过 A664 总线送至 IDU。

206628 2020-06-23 08:09:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

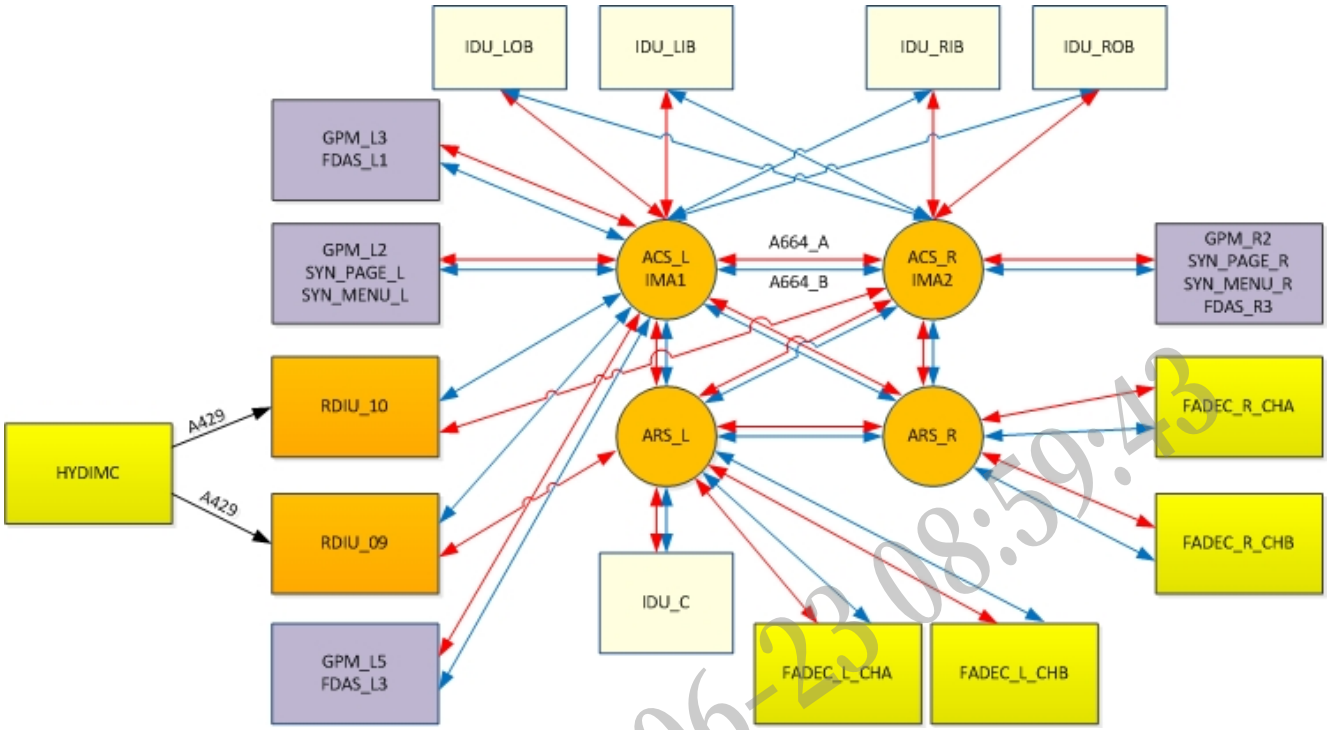



图 90 液压简图页架构

5.3.4.7 显示起落架信息

起落架信息显示，包括简图页 STATUS 页面起落架舱门指示和 EICAS 页面起落架位置指示。

5.3.4.7.1 页面显示

简图页STATUS页面起落架舱门指示如 图 91 所示，显示以下信息：

①-前起舱门指示；

②-左主起舱门指示；

③-右主起舱门指示。

起落架舱门指示共有三种状态：

a) IN TRANSIT：表示起落架舱门未关闭，包括运动中和打开的状态，指示为白框，白框内部填充白色斜线；

b) CLOSED：表示起落架舱门关闭，指示为白框，白框内部显示白色的 CLOSED 字符；

c) INOPERATION：表示起落架舱门既未处于关闭状态也未处于未关闭状态，或相关参数无效。

三种状态显示的优先级为：IN TRANSIT>CLOSED>INOPERATION。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

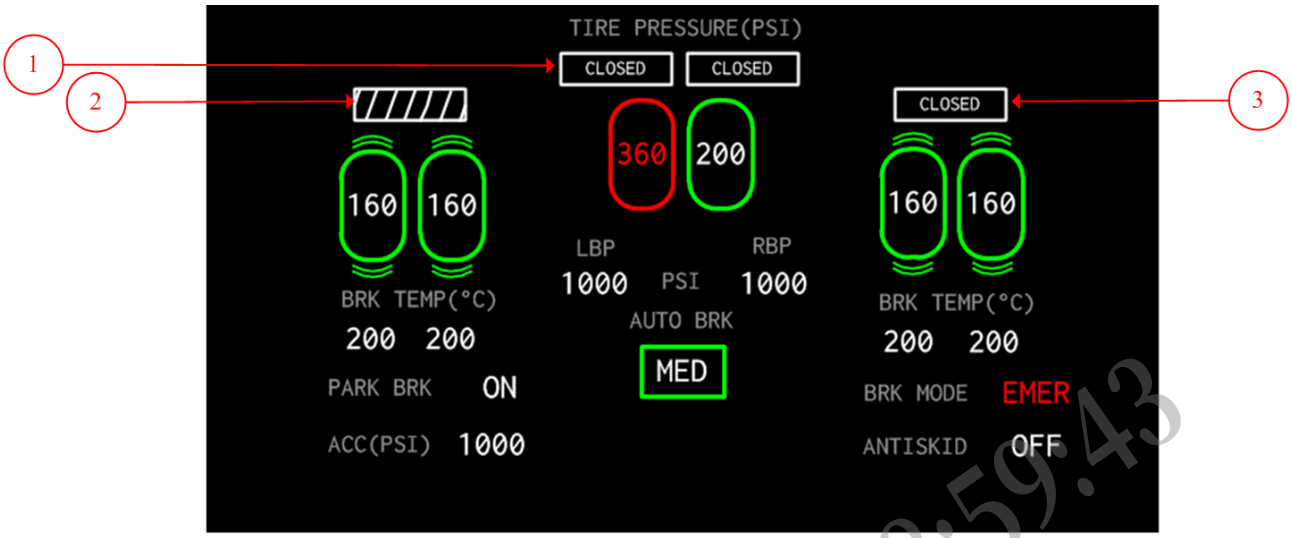



图 91 简图页 STATUS 页面起落架舱门指示示意图

EICAS页面起落架位置指示如 图 92 所示：

①-左主起位置；

②-前起位置；

③-右主起位置。

正常 EICAS 和压缩 EICAS 显示一致。起落架位置指示共有五种状态：

a) YELLOW INOPERATIVE：表示能收到有效的起落架系统参数，但有效参数指示的起落架状态异常，如起落架手柄位置与起落架实际位置不相符，指示为加粗的黄框；

b) WHITE TRANSIT：表示起落架正在运动中，指示为白框，白框内部填充白色斜线；

c) WHITE UP：表示起落架处于收起状态，指示为白框，白框内部显示白色的 UP 字符；

d) GREEN DOWN：表示起落架处于放下锁定状态，指示为绿框，绿框内部填充绿色并显示黑色的 DN 字符；

e) YELLOW DASH：表示起落架状态不属于上述任何一种状态，或相关参数无效，指示为黄色虚线框，虚线框内有两条黄色虚线。

五种状态显示的优先级为 YELLOW INOPERATIVE>WHITE TRANSIT>WHITE UP>GREEN DOWN>YELLOW DASH。

当前起落架、左主起和右主起均处于 WHITE UP 状态并持续 30S 后，EICAS 页面起落架位置指示进入防拥模式，即不再显示起落架状态，一旦进入防拥模式，当任一起落架不处于 WHITE UP 状态时，立即退出防拥模式。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

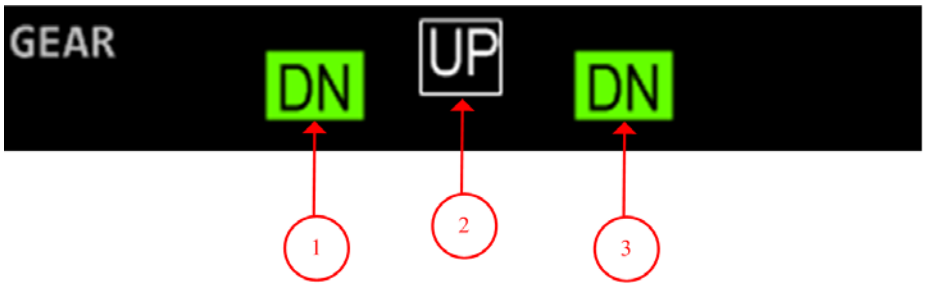



图 92 EICAS 页面起落架位置指示示意图

5.3.4.7.2 架构

起落架信息显示架构如 图 93 所示：

a) LGCU 通过 A429 总线提供起落架位置信息至 RDIU3 和 RDIU8，由 RDIU 转换为 A664 信号号送至 IDU；

b) LGCU 通过 A429 总线提供起落架舱门位置信息至 RDIU3 和 RDIU8，由 RDIU 转换为 A664 信号号送至 SYN 软件；

c) SYN 软件生成 STATUS 页面，并通过 A664 总线送至 IDU；

d) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交互，实现显示格式配置功能。

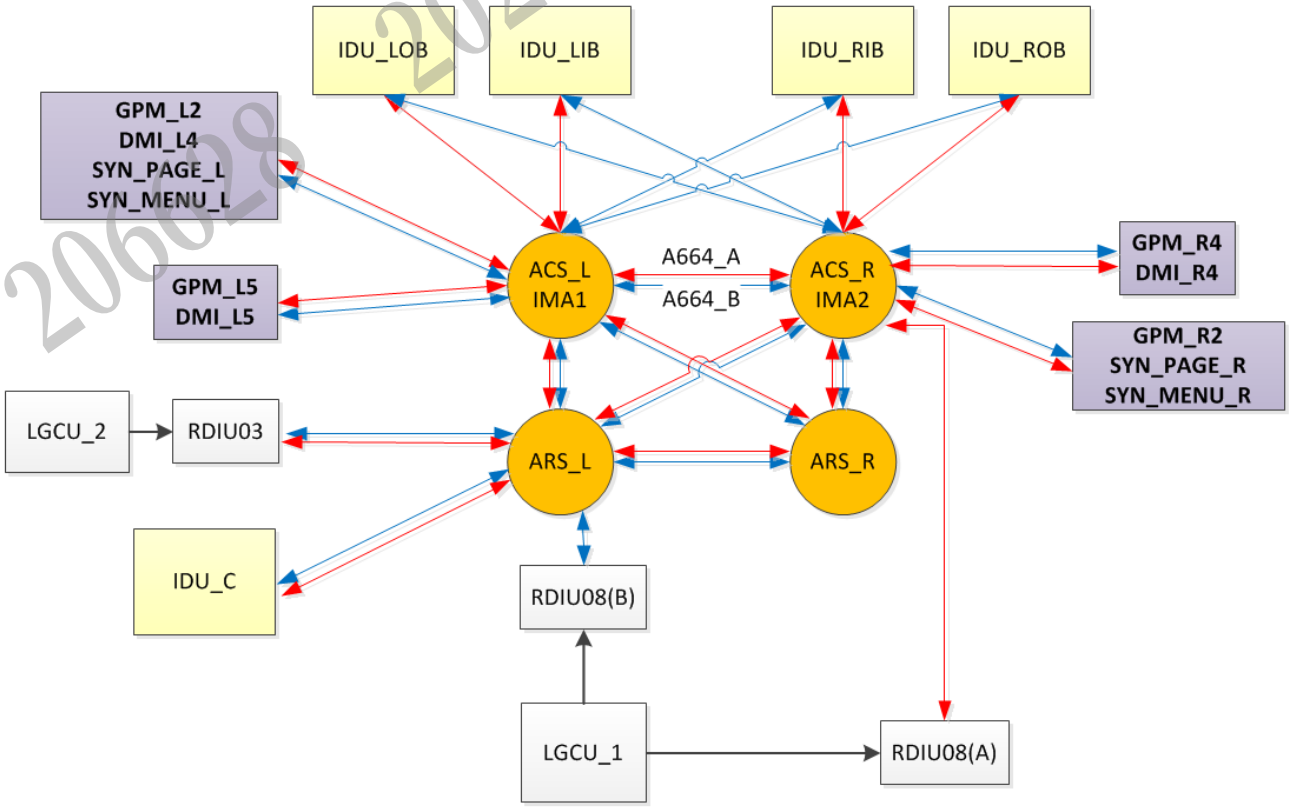



图 93 起落架信息显示架构

5.3.4.8 显示刹车信息

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

206028 2020-06-23 08:59:43

STATUS 简图页显示刹车温度、刹车压力、防滑指示、刹车模式、停留刹车、胎压和刹车蓄压器压力等信息。

5.3.4.8.1 页面显示

刹车系统信息显示在STATUS页面，其显示布局如 图 94 所示：

a) 胎压指示，共 3 种状态：

1) 正常：显示为绿色外框+白色数字；

2) 胎压高：显示红色外框+红色数字；

3) 未知：显示为黄色外框+黄色虚短线，数据无效或不属于上述 2 种状态的情况。

b) 刹车温度（前起无指示）指示，共 4 种状态：

1) 正常：显示为白色数字；

2) 刹车温度高：显示为黄色数字；

3) 刹车温度超温：显示为红色数字；

4) 未知：显示为黄色虚短线，数据无效或不属于上述 3 种状态的情况。

c) 刹车蓄压器压力指示，共 3 种状态：

1) 正常：显示为白色数字；

2) 压力低：显示为黄色数字；

3) 未知：显示为黄色虚短线，数据无效或不属于上述 2 种状态的情况。

d) 刹车压力（前起无指示）指示，共 2 种状态：

1) 正常：显示为白色数字；

2) 未知：显示为黄色虚短线，数据无效。

e) 停留刹车指示，共 5 种状态：

1) ON：显示为白色 ON；

2) OFF：显示为白色 OFF；

3) 故障：显示为黄色 FAULT；

4) 空中停留刹车 ON：显示为黄色 APPLY；

5) 未知：显示为黄色虚短线，数据无效或不属于上述 4 种状态的情况。

f) 刹车模式，共 4 种状态：

1) 正常：显示为白色 NORM；

2) 备份刹车：显示为黄色 ALT；

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

3) 应急刹车：显示为红色 EMER；

4) 未知：显示为黄色虚短线，数据无效或不属于上述 3 种状态的情况。

g) 防滑指示，共 4 种状态：

1) 正常激活：显示为白色 ON；

2) 正常关闭：显示为白色 OFF；

3) 故障：显示为黄色 FAULT；

4) 未知：显示为黄色虚短线，数据无效或不属于上述 3 种状态的情况。

h) 独立防滑指示，共 2 种状态：

1) 激活：显示为绿色弧线；

2) 未知或未激活：不显示。

i) 自动刹车等级指示，共 7 种状态：

1) 高：显示为绿色边框+白色 HI；

2) 中：显示为绿色边框+白色 MED；

3) 低：显示为绿色边框+白色 LO；

4) 中断起飞：显示为绿色边框+白色 RTO；

5) 故障：显示为黄色边框+黄色 FAULT；

6) 关闭：显示为绿色边框+白色 OFF；

7) 未知：显示为黄色边框+黄 X。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

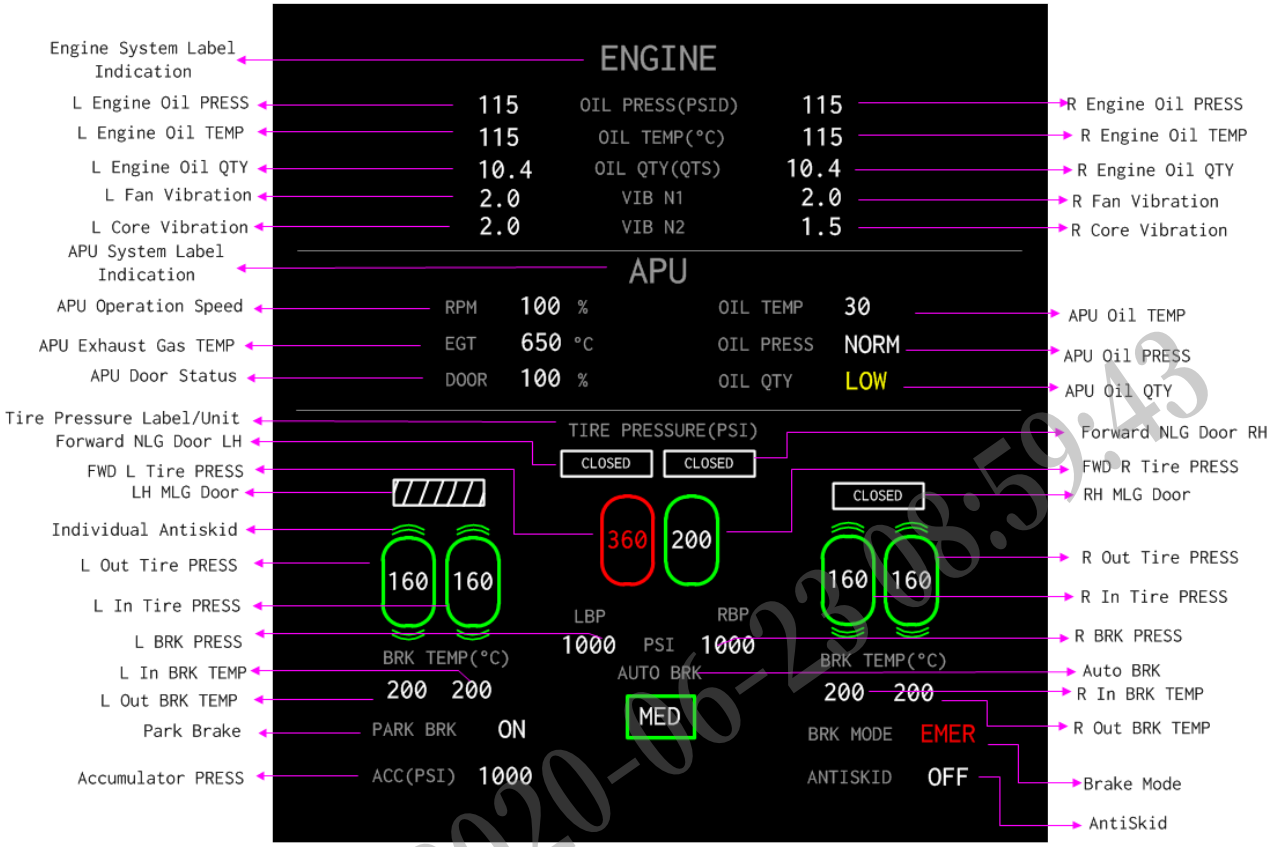



图 94 STAUTS 简图页

5.3.4.8.2 架构

刹车系统架构如 图 95 所示：

a) ABCU 通过 A429 总线提供刹车模式、防滑、刹车压力等信息至 RDIU6 和 RDIU7，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 SYN 软件；

b) 刹车控制和监视装置（Brake Control and Monitoring Unit，BCMU）通过 A429 总线提供自动刹车等级、刹车蓄压器压力、刹车温度、停留刹车和胎压等信息至 RDIU6 和 RDIU7，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 SYN 软件；

c) SYN 软件生成 STATUS 页面，并通过 A664 总线送至 IDU。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

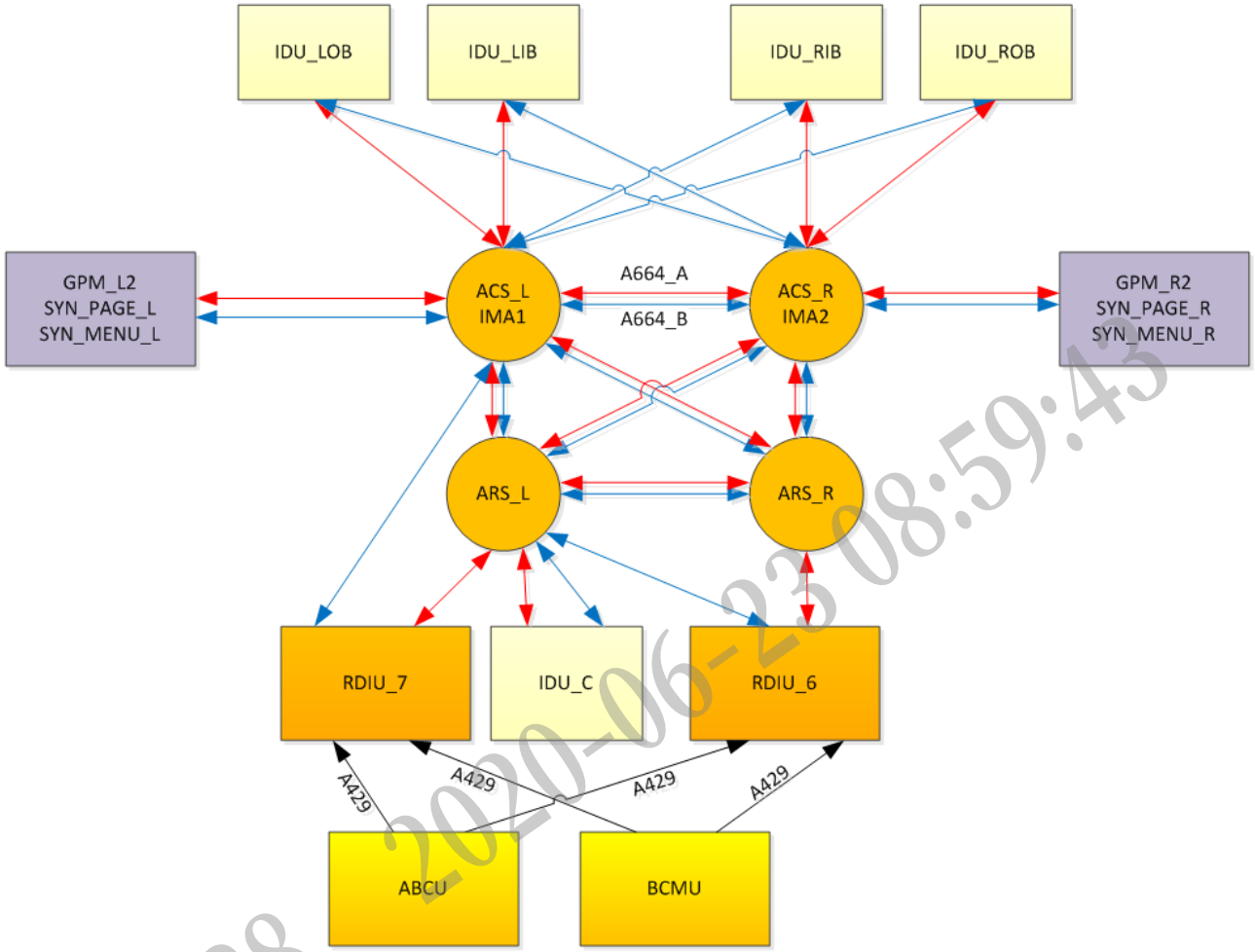



图 95 刹车信息显示架构

5.3.4.9 显示 APU 信息

5.3.4.9.1 页面显示

APU信息在简图页STATUS页面显示，如 图 96 所示，显示的信息包括：

①-RPM：APU 转速，包括正常白色指示、超限黄色指示、超限红色指示和参数无效的黄色虚线；

②-EGT：APU 排气温度，包括正常白色指示、超限黄色指示、超限红色指示和参数无效的黄色虚线；

③-DOOR：APU 风门位置，包括正常白色指示、未到位的黄色指示、超控的黄色指示和参数无效的黄色虚线；

④-OIL TEMP：APU 滑油温度，包括正常白色指示、超限黄色指示和参数无效的黄色虚线；

206628 2020-06-23 08:59:45

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

⑤-OIL PRESS：APU 滑油压力，包括正常白色指示、超限黄色指示和参数无效的黄色虚线；

⑥-OIL QTY：APU 滑油量，包括正常白色指示、超限黄色指示和参数无效的黄色虚线。

图 96 APU 信息显示

5.3.4.9.2 架构

APU信息显示架构如 图 97 所示：

a) ECU 通过 A429 总线提供 APU 的转速、排气温度、风门位置、滑油温度、滑油压力和滑油量等信息至 RDIU14 和 RDIU15，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 SYN 软件；

b) SYN 软件生成 STATUS 页面，并通过 A664 总线送至 IDU 进行显示；

c) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交互，实现显示格式配置功能。

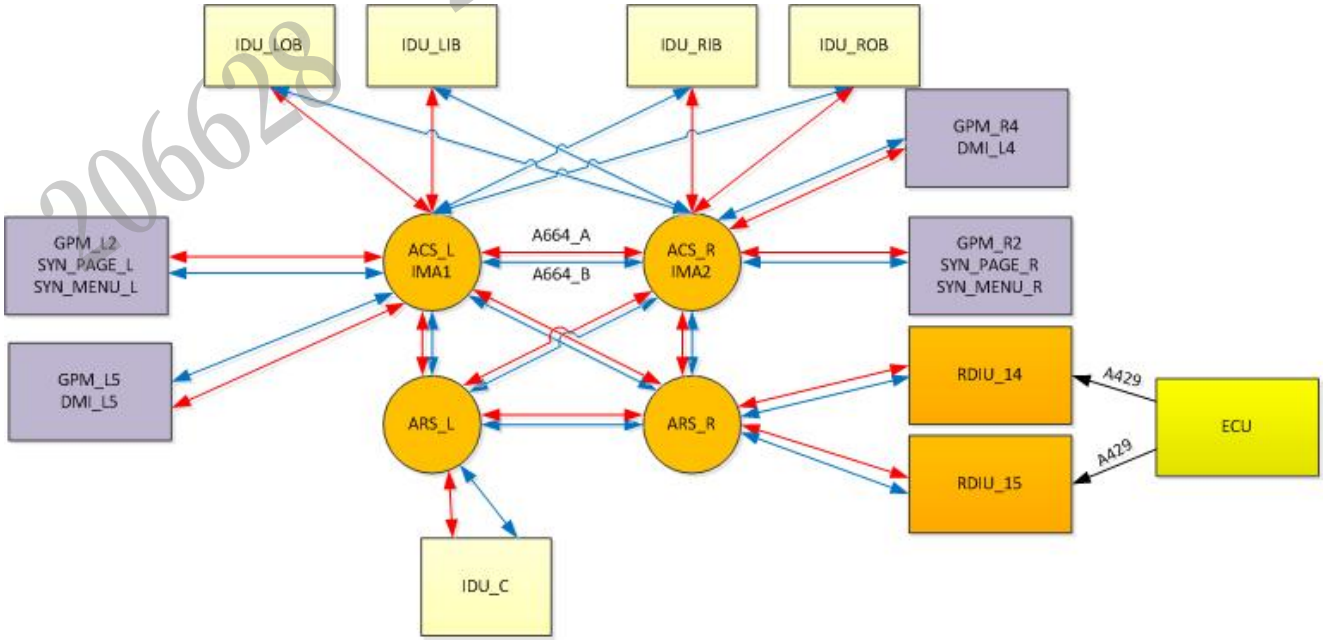



图 97 APU 信息显示架构

5.3.4.10 显示通信信息

5.3.4.10.1 页面显示

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

通信信息包括 AUX 页面通信通道、通信频率显示（仅甚高频和高频有频率显示）和选呼码显示，EICAS 页面客舱呼叫提示、数据链提示（ATS、AOC、FMS COMM）、卫星通讯提示、选呼提示和未获知 INFO 消息提示。

AUX页面通信通道和通信频率显示如 图 98 所示：

①-SELCAL：选呼码；

②-MIC：通信通道和通信频率，通信通道有 9 种，即：VHF-1、VHF-2、VHF-3、HF-1、HF-2、SATCOM、CABIN、PA 和 INTERPHONE，其中仅通道为 VHF 和 HF 时，有频率显示。MIC 显示格式见表 18。

图 98 AUX 页面通信信息显示示意图

表 18 MIC 显示格式

| 序号 | 显示格式 |
|---|---|
| 1 | MIC 118.001 VHF1 |
| 2 | MIC 118.001 VHF2 |
| 3 | MIC 118.001 VHF3 |
| 4 | MIC 29.999 HF1 |
| 5 | MIC 29.999 HF2 |
| 6 | MIC SAT-PHONE |
| 7 | MIC PA |
| 8 | MIC CABIN |
| 9 | MIC INT |

EICAS页面通信信息显示如 图 99 所示，图中各提示灯未触发时不显示，触发后显示在图中

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

区域，包括：

①-CABIN：客舱呼叫提示，分为普通客舱呼叫和应急客舱呼叫，普通客舱呼叫显示为青色背景黑色字符，应急客舱呼叫显示为黄色背景黑色字符；应急客舱呼叫的显示优先级高于普通客舱呼叫；

②-ATS：有未确认的 ATS 消息时显示为青色背景黑色字符；

③-AOC：有未确认的 AOC 消息时显示为青色背景黑色字符；

④-FMS COMM：有未确认的 FMS 数据链消息时显示为青色背景黑色字符；

⑤-SATCOM，卫通电话提示，显示为青色背景黑色字符；

⑥-SELCAL，选呼提示，显示为青色背景黑色字符。

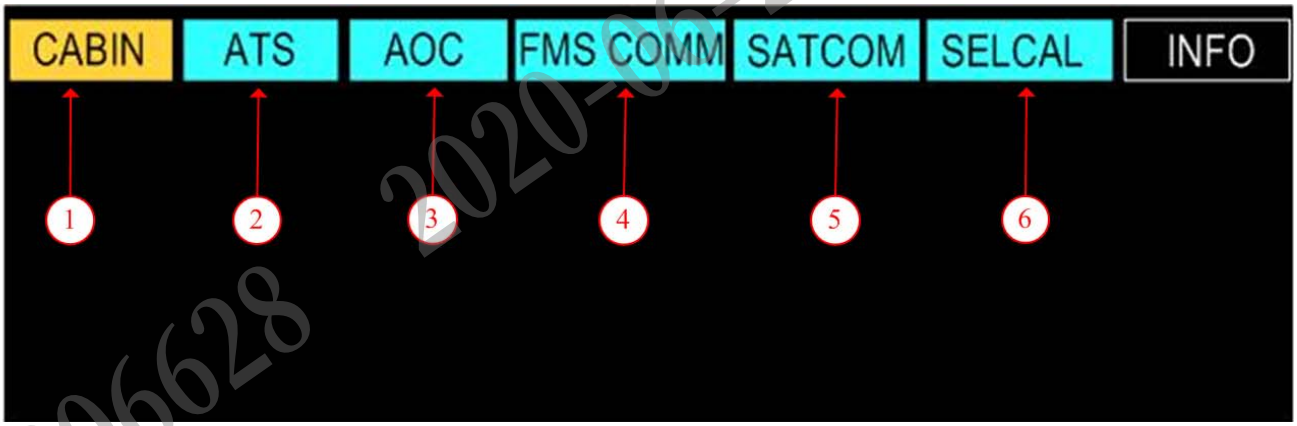



图 99 EICAS 页面通信信息显示

206628 2020-06-23 08:59:43

5.3.4.10.2 架构

通信信息显示架构如下 图 100 所示：

a) RIU 通过 A429 总线提供通信通道、VHF 频率、选呼码、按压通话、卫通信息至 RDIU5 和 RDIU10，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 IDU；

b) HF 通过 A429 总线提供 HF 频率信息至 RDIU6 和 RDIU7，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 IDU；

c) ATS 通过 A664 总线提供 ATS 通信消息状态至 IDU，用于点亮和熄灭 ATS 通信旗；

d) AOC 通过 A664 总线提供 AOC 通信消息状态至 IDU，用于点亮和熄灭 AOC 通信旗；

e) ACU 通过 A429 总线提供应急通信和普通通信请求至 RDIU5，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 IDU；

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

f) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交互，实现 IDU 的失效转换功能。

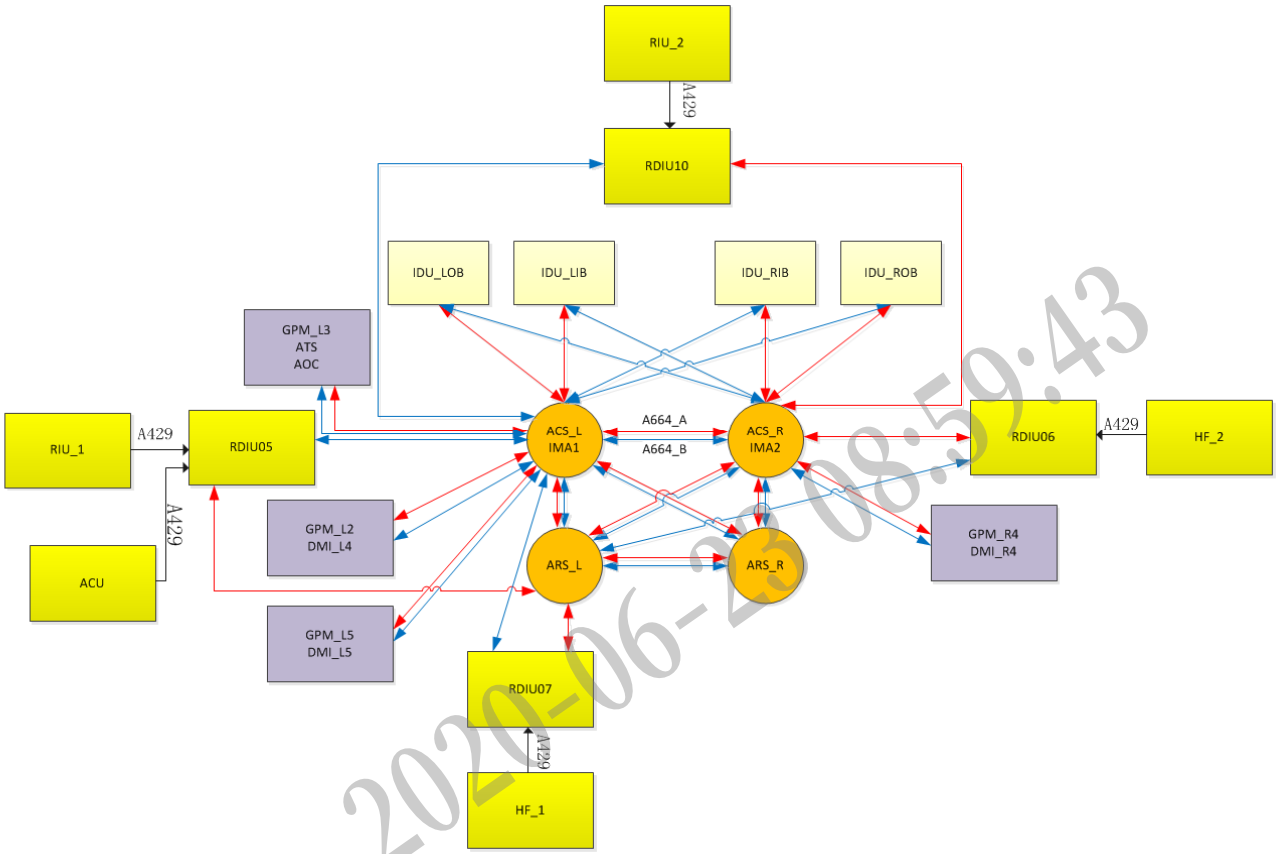



图 100 通信信息显示架构

5.3.4.11 显示 INFO 页面

INFO 页面显示影响飞机签派的系统设备故障状态信息，供维护人员和机组在飞行前检查，并按最低设备清单确认影响。INFO 类消息作为详细故障信息的指示，在空中可以提高机组情景意识，但不引起机组非正常操作程序。INFO 类消息不需要机组进行操作，不与检查单关联。INFO 页面为机组提供确认手段，机组可对已出现的 INFO 消息进行确认。INFO 类消息的触发状态会同步发布到 A664 网络供其它系统使用。

5.3.4.11.1 页面显示

INFO 类消息通过文字进行指示。INFO 类消息不搭配主告警灯、主告警音或任何其它音响告警。

INFO 类消息的长度不超过 36 个英文字符。INFO 类消息字符编排包含下述七个部分：

a) 部件所属的 ATA 章节；

b) 子系统的位置标识（例如：L、R 侧）；

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

c) 子系统名称（例如：GEN、HYD）；

d) 子系统的编号表示（例如 1、2 号）；

e) 具体子系统设备名称（例如：PUMP、PACK）；

f) 具体子系统设备编号标识（例如：1、2 号）；

g) 具体设备故障或失效的属性（例如：OPEN 或 CLOSE，故障无该部分）。

由于INFO类消息需机组选择后才能显示，所以在EICAS页面的机组告警消息窗口底部有“INFO”字符的标识框（INFO ICON），当INFO类消息页面有新的消息出现时，位于EICAS窗口右下方的“INFO”字符会出现，位置示意如 图 101 所示。

图 101 INFO ICON 显示位置

INFO ICON的显示格式取决于飞机的状态。如果飞机在空中，显示的INFO ICON格式如 图 102 左侧所示，如果飞机在地面，显示的INFO ICON格式如 图 102 右侧所示。

图 102 INFO ICON 显示格式

INFO 类消息显示在简图页窗口的INFO页面下，如 图 103 所示。INFO信息在满足INFO信息逻辑的条件下自动显示；INFO信息逻辑条件不存在情况下，自动消失。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

图 103 INFO 消息显示窗口

当 INFO 页面上的 INFO 信息显示超过一页时，使用 CCD 光标点击下翻页的箭头按钮查看其它 INFO 消息。如果 INFO 消息不超过一页，则该按钮无效。

按下页面右下角ACKNOWLEDGE 按键，可以完成对INFO消息的确认。已确认的INFO消息按照ATA章节号升序排列，依次在下半窗口排序显示，上半窗口清空，如 图 104 所示。同时，EICAS窗口右下侧的INFO ICON消失。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

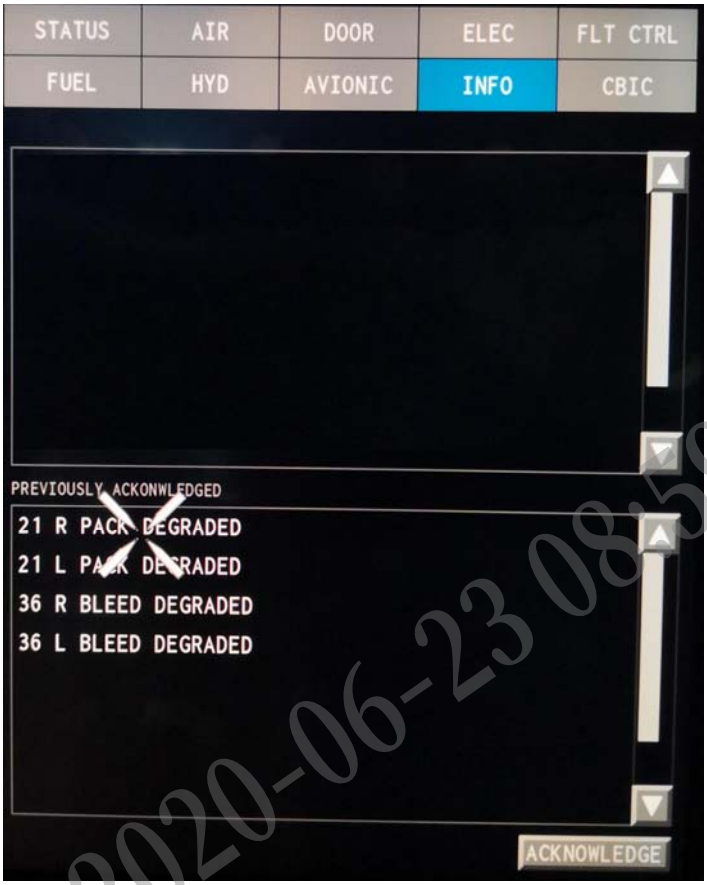



图 104 经过确认操作的 INFO 窗口显示

5.3.4.11.2 架构

INFO信息显示架构如 图 105 所示：

a) INFO 生成 INFO 页面，并通过 A664 总线送至 IDU；

b) DMI 通过 A664 总线与 IDU 进行交互，实现 IDU 的显示格式配置功能。

2020-06-23 08:59:43
206628

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

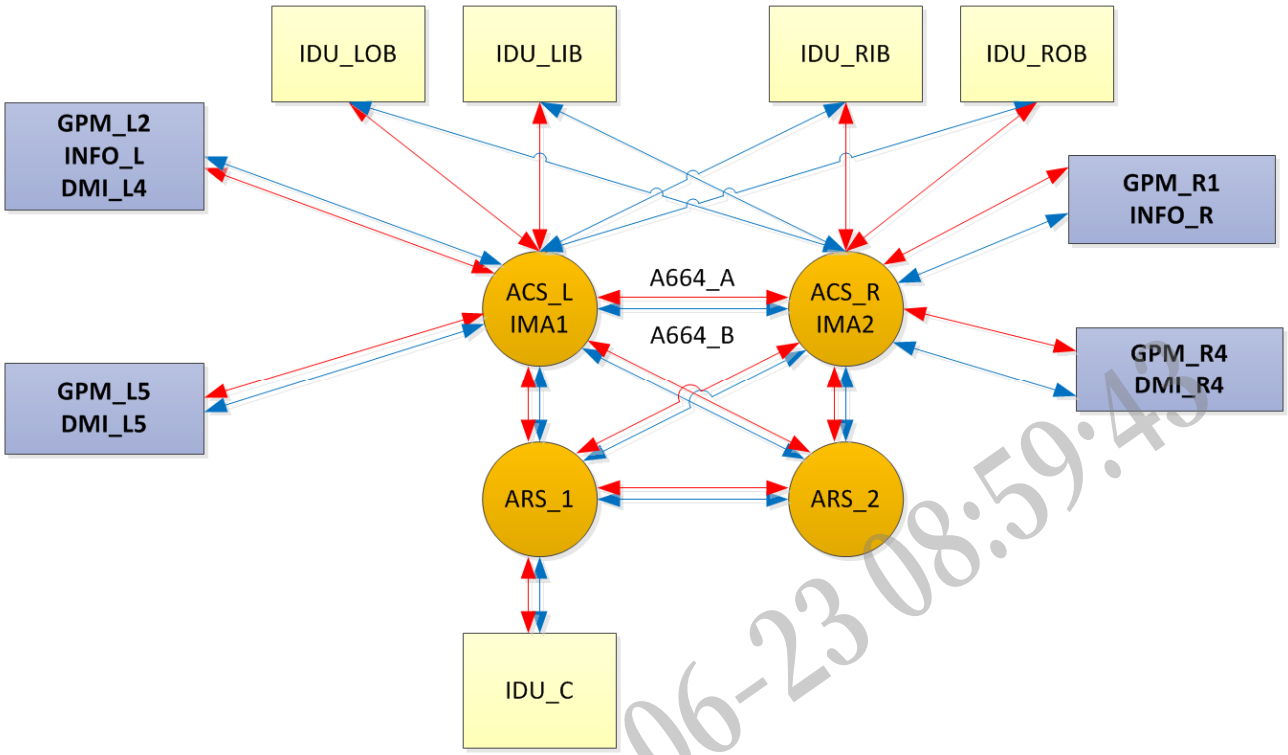



图 105 INFO 信息显示架构

5.3.4.11.3 DCAS INFO

DCAS 共定义 1 条 INFO 消息，在两套 FDAS 软件失效时触发 31 FDAS NO DISPATCH。

5.3.4.12 显示飞机标识

5.3.4.12.1 页面显示

飞机标识包括在AUX页面显示的航班号、机尾号及应答机编码，显示页面如 图 106 所示：

①-FLT#：航班号，正常显示为白色，数据无效时显示为黄色虚线；

②-TAIL #：机尾号，正常显示为白色，数据无效时显示为黄色虚线；

③-XPDR：应答机编码，正常显示为白色，数据无效时显示为黄色虚线。

206628 2020-06-23 08:59:46

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

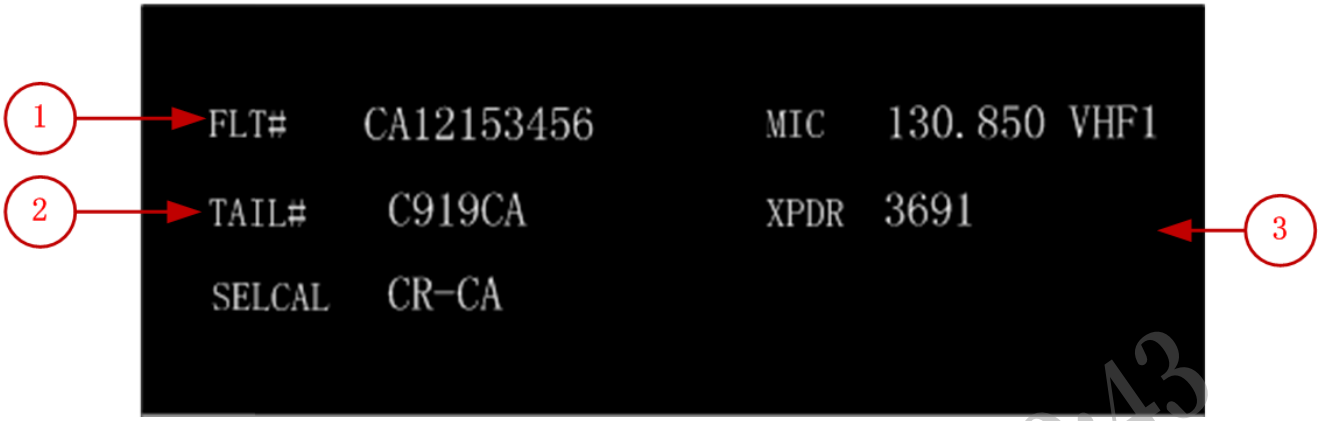



图 106 飞机标识显示

5.3.4.12.2 架构

飞机标识显示架构如 图 107 所示：

a) AOT 通过 A664 总线提供机尾号至 IDU；

b) FMS CORE 通过 A664 总线提供飞机航班号至 IDU；

c) ISS 通过 A664 总线提供应答机编码至 IDU；

d) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交互，实现 IDU 的失效转换功能。

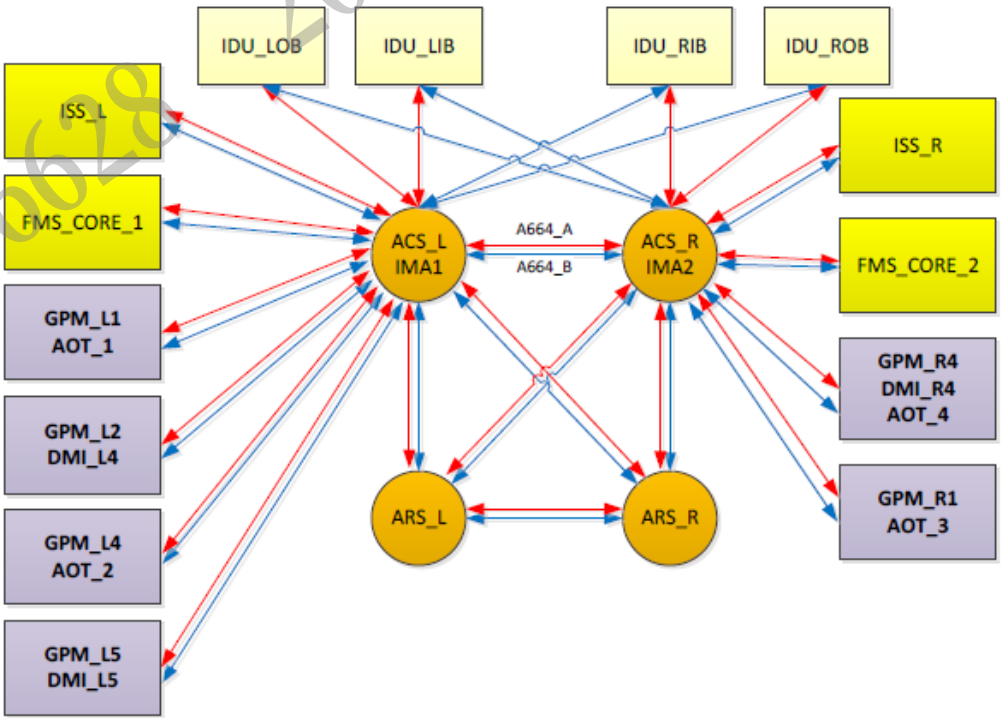



图 107 飞机标识显示架构

5.3.4.13 提供 A661 成员系统图层信息显示功能

C919 飞机部分显示页面采用了A661 协议的显示架构，包括FSD、OMS、CBIC、FMS导航

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

206628 2020-06-23 08:59:43

信息、TCAS、TAWS、WXR、ATC、ATS、AOC、ADS-B等。默认显示构型下A661 格式页面如下 图 108 所示。

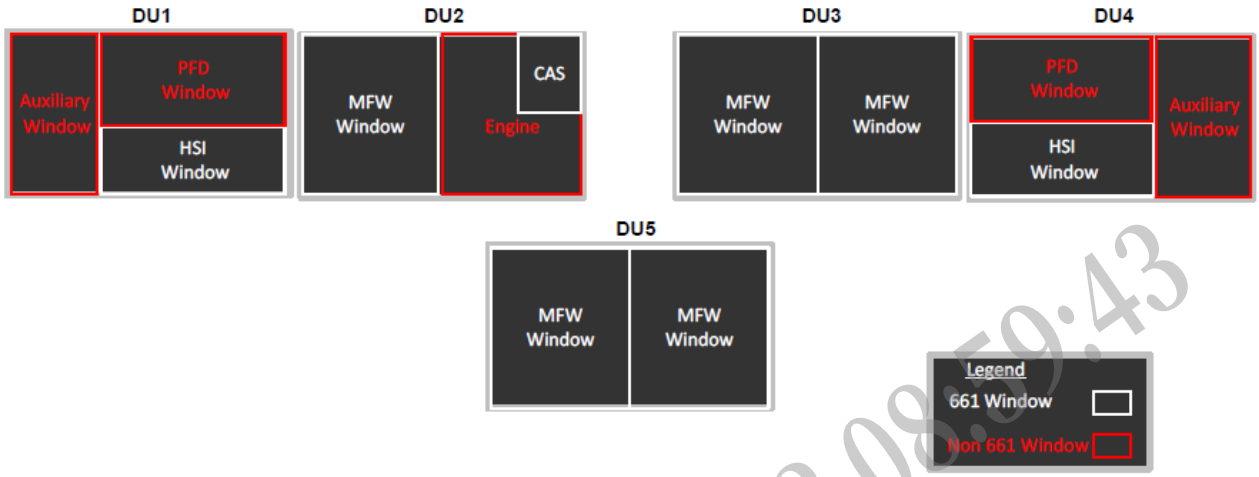



图 108 默认显示构型下 A661 格式页面示意图

5.3.4.13.1 页面显示

采用 A661 协议的 DCAS 页面包括：

a) HSI 页面；

b) 系统简图页；

c) 电子检查单；

d) CAS 消息堆栈；

e) VCP；

f) PIT 页面；

g) INFO；

h) MAP 页面（含 VSD）。

采用 A661 协议的其它系统显示页面包括：

a) CNS 页面（包括 ATC、ATS、AOC）；

b) FSD 页面；

c) FMS 地图叠加信息；

d) CBIC 页面；

e) 综合监视 WXR、TERRAIN 和 TFC 叠加信息（包括模式通告和告警信息）；

f) OMS 页面。

5.3.4.13.2 架构

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

DCAS与A661 成员系统的交联架构如 图 109 所示：

a) 各系统按 DCAS 发布的成员系统规范定义 DF 文件，DF 文件加载在 IDU 中；

b) DMI 软件负责管理显示格式，当配置 A661 页面时，由驻留在 IDU 中的 IDU Server 发送图层激活信息至 A661 UA，A661 UA 收到该信息后可请求图层可见。光标控制信息和编辑框内容等由 Server 发送给 A661 UA，A661 UA 按需更新相关图层信息，由 A661 Server 进行显示。

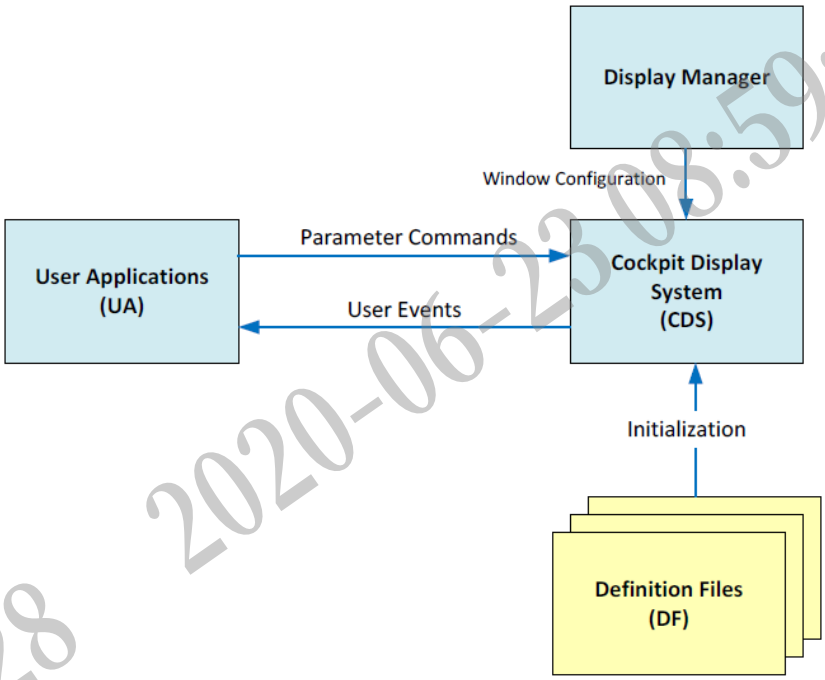



图 109 DCAS 与 A661 成员系统交联示意图

5.3.5 显示飞行和导航信息

5.3.5.1 显示姿态信息

5.3.5.1.1 页面显示

姿态指示窗口如 图 110 所示：

①-飞机符号：固定的指示飞机本身位置的参考符号；

②-地平线：显示为白线，白线上方显示为蓝色代表天，白色下方显示棕色代表地；为当 FPV 显示时，地平线上每 5°显示一个刻度，在 10 的整数倍（90°、180°、270°和 360°除外）时显示数字，如 60°显示为 6，90°显示为 E，180°显示为 S，270°显示为 W，360°显示为 N；

③-俯仰刻度带：指示相对于飞机本体符号的惯性系水平面位置及俯仰角度。俯仰刻度带显

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

示范围为-90°至 90°，在视场范围内显示 40°，在 50°、70°位置显示 2 个红色过大仰角箭头，在-30°、-50°、-70°显示 3 个红色过大俯角箭头。姿态无效时俯仰刻度带不显示；

④-滚转刻度带：为滚转指针提供固定的刻度参考。刻度线包含 0°，±10°，±20°，±30°，±45°和±60°，其中 0°，±30°和±60°由三角符号表示。姿态无效时滚转刻度带不显示；

⑤-滚转指针：当在滚转限制包线内时显示为白色空白三角形，当超出滚转限制包线时白色三角会填充黄色；

⑥-俯仰包线限制：指示包线保护功能中的俯仰限制角。当飞控处于直接模式或备份模式时，在 30°仰角处显示带黄叉的黄色仰角包线限制，在-15°俯角处显示带黄叉的黄色俯角包线限制。当飞控处于正常模式时，显示由 FCM 计算的绿色俯仰包线限制；

⑦-滚转包线限制：指示包线保护功能中的滚转限制角。当飞控处于直接模式或备份模式时，在 ±67°滚转角处显示带黄叉的黄色滚转包线限制。当飞控处于正常模式时，显示由 FCM 计算的绿色滚转包线限制。

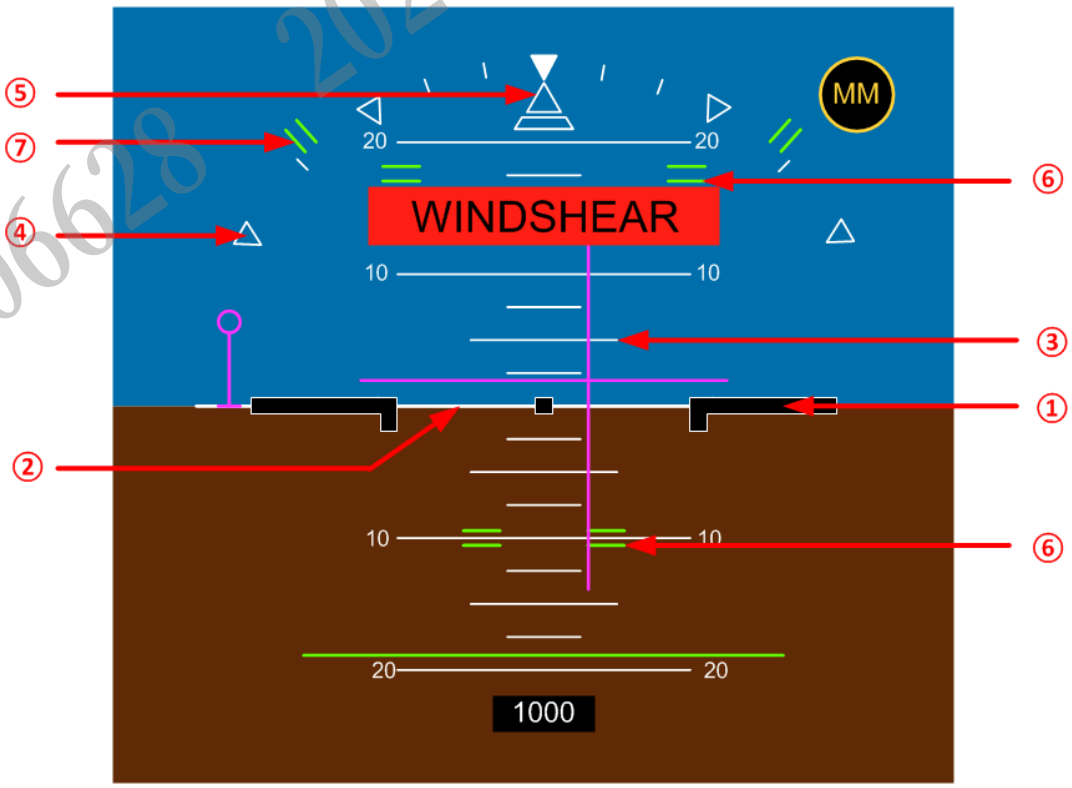



图 110 姿态显示

5.3.5.1.2 架构

姿态信息显示架构如 图 111 所示：

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

206628 2020-06-23 08:59:43

a) FCM 通过 A664 总线和 A429 总线提供表决姿态数据至 IDU，IDU 首选 A664 表决姿态数据，当 IDU 收不到有效的 A664 表决姿态时，使用 A429 表决姿态数据；

b) IRS 通过 A429 总线提供姿态数据，当 IDU 收不到有效的 A664 和 A429 表决姿态时，使用 IRS 姿态数据，此时会激活 RCP 上的“L PFD IRS”和“R PFD IRS”惯导源切换功能，源切换信号通过双路 A825 总线与 IDU 交联；

c) 集成备用仪表（Integrated Standby Instrument，ISI）通过自身陀螺仪提供独立的姿态显示源；

d) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交联，实现 IDU 失效转换功能。

206628 2020-06-23 08:59:43

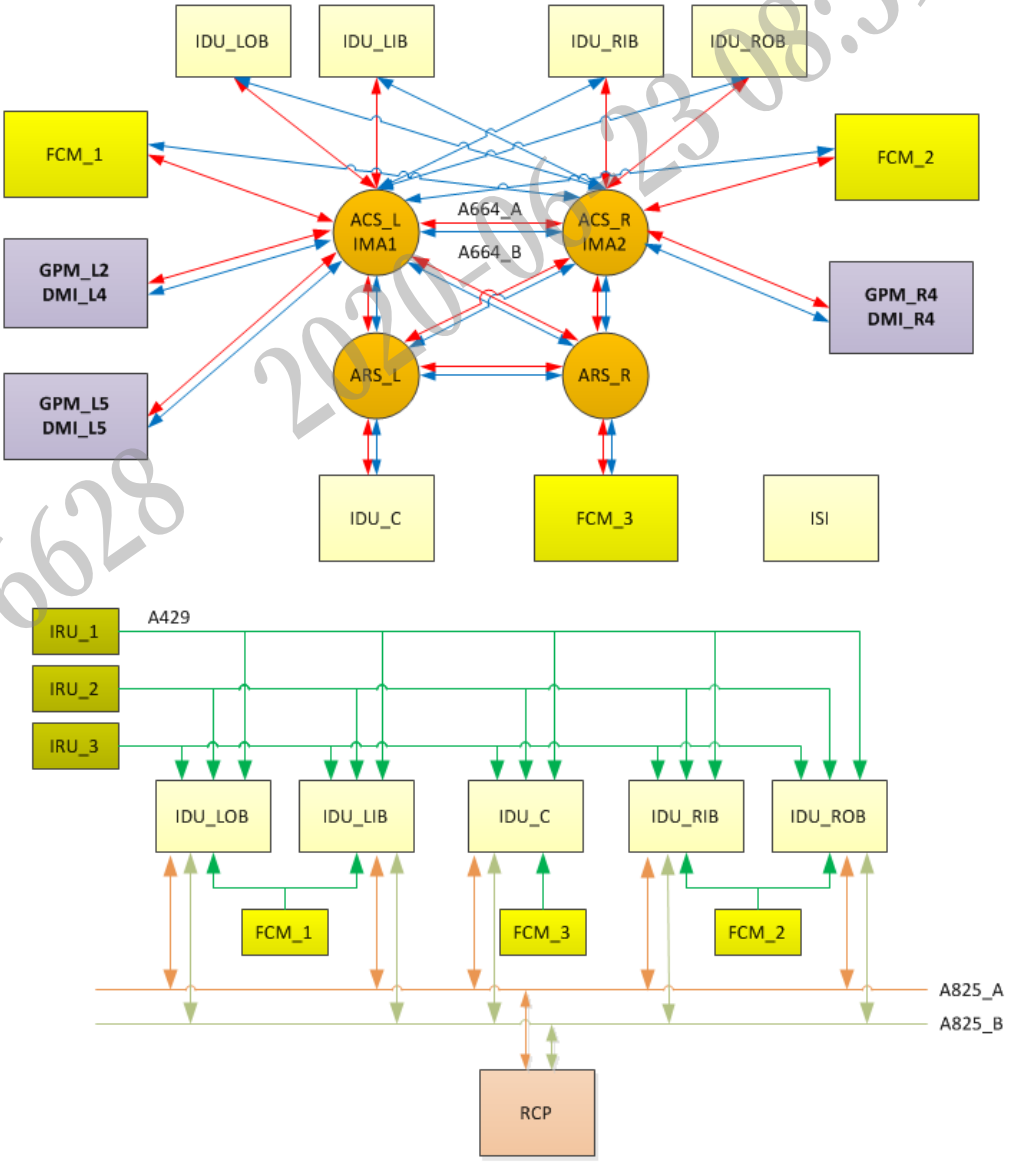



图 111 姿态信息显示架构

5.3.5.2 显示空速信息（含选择空速）

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

5.3.5.2.1 页面显示

空速显示如 图 112 所示：

①-空速刻度带：显示范围 30-450kts，可视范围为当前空速±50kts；空速数据无效时移除刻度带；

②-当前空速读数：当速度趋势值小于等于迎角保护速度且大于等于最大迎角速度时，当前空速窗口外框变黄色；当当前空速值小于等于迎角速度或大于等于最大迎角速度时，当前空速读数变黄色。当速度趋势值小于等于失速告警速度/最大迎角速度，或大于等于构型限制速度时，当前空速窗口外框变红色；当当前空速值小于等于失速告警速度或大于等于构型限制速度时，当前空速读数变红色。空速数据无效时，窗口外框变红色，显示红色 SPD 故障旗；

③-速度趋势指针：指示以当前加速度计算的 10s 后的预测空速。当加速度大于等于 2kts/10sec 时开始显示；

④-选择空速读数：当源自 FMS 时显示为洋红色，机组手动设置时显示青色；

⑤-选择空速游标：游标箭头指向与选择空速对应的空速带刻度位置。当选择空速超过空速带刻度量程时，游标停留在刻度带边缘（顶部或底部），且只有一半游标可见。颜色显示与选择空速读数显示一致。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

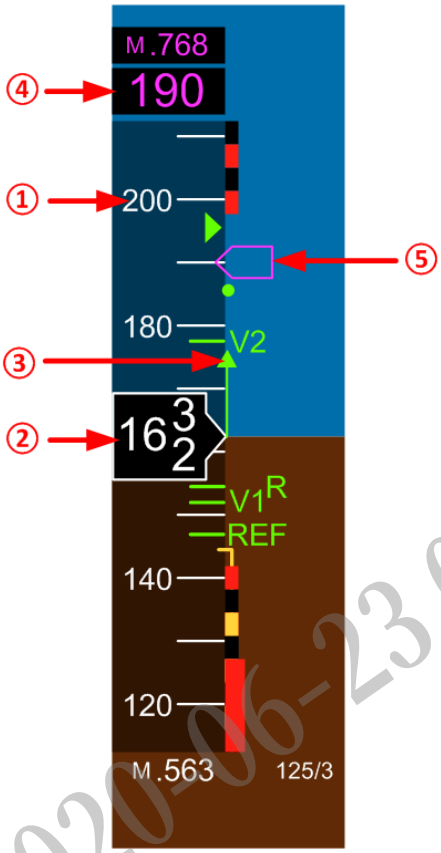



图 112 空速显示

5.3.5.2.2 架构

空速信息显示架构如 图 113 所示：

a) FCM 通过 A664 总线和 A429 总线提供表决大气数据和单通道大气数据至 IDU。IDU 首选 A664 和 A429 表决大气数据，当 IDU 收不到有效的表决大气数据时，使用单通道的 A664 和 A429 大气数据；

b) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交联，实现 IDU 失效转换功能。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

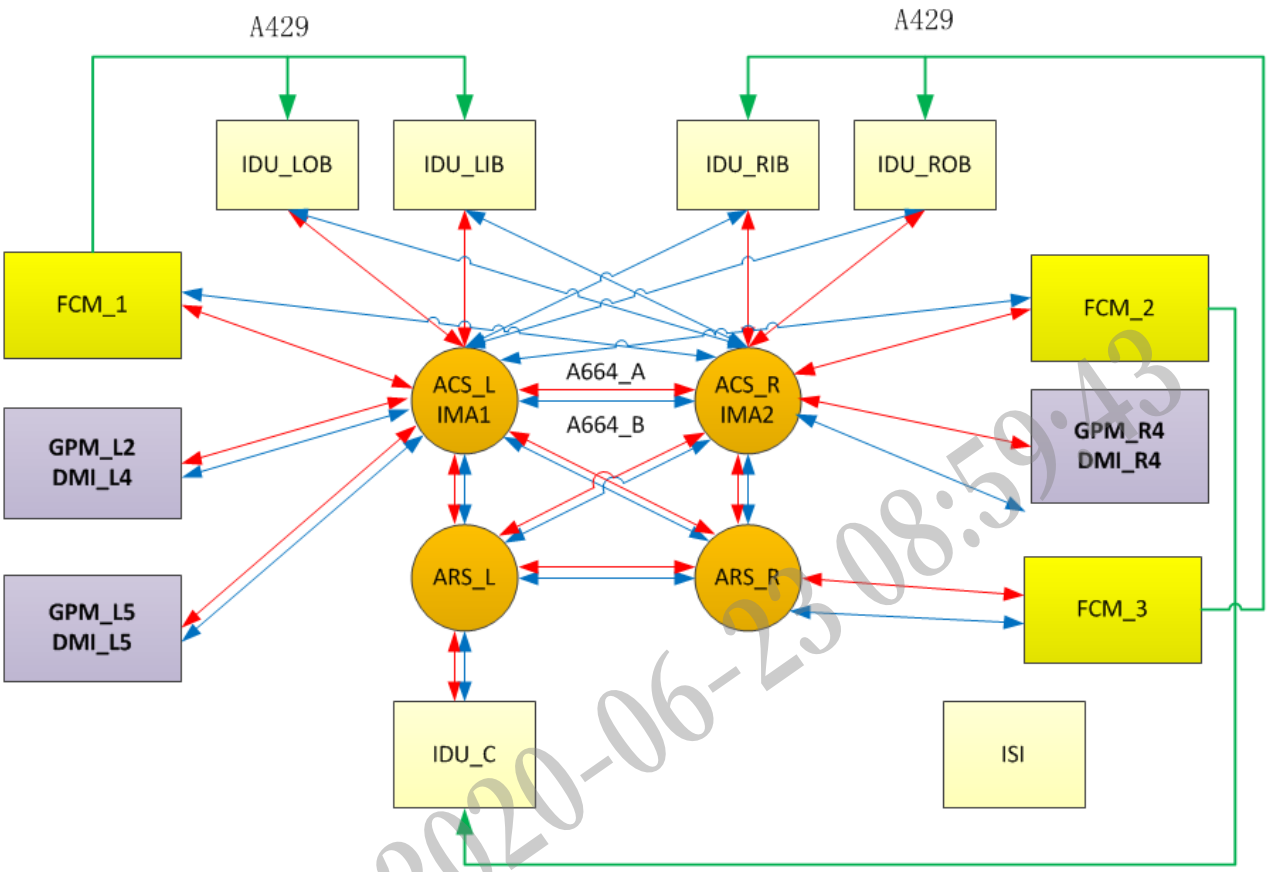



图 113 空速显示架构

5.3.5.3 显示马赫数信息（含选择马赫数）

5.3.5.3.1 页面显示

马赫数显示如 图 114 所示：

①-当前马赫数：当前马赫数大于 0.45 时显示，小于 0.4 马赫数时移除，数据无效时移除；

②-选择马赫数：源自 FMS 时显示为洋红色，机组手动设置时显示为青色；

③-选择空速游标：由选择马赫数转换得出选择空速，然后显示在空速带上。当选择空速超过空速带刻度量程时，游标停留在刻度带边缘（顶部或底部），且只有一半游标可见。颜色显示与选择空速读数显示一致。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

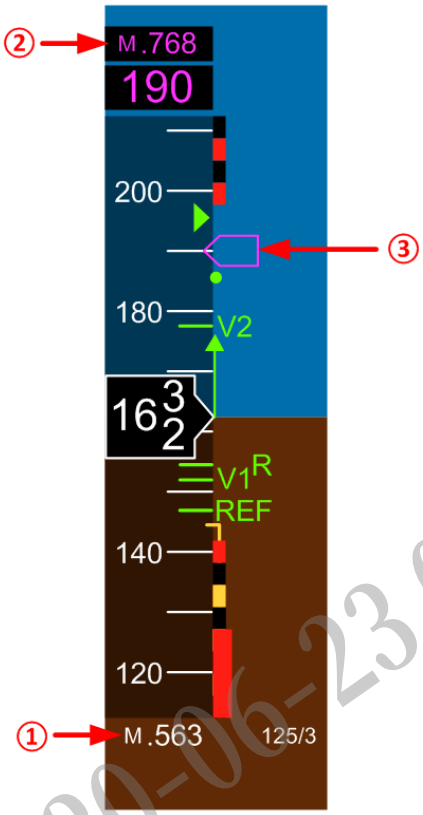



图 114 马赫数显示

5.3.5.3.2 架构

马赫数信息显示架构如 图 115 所示：

a) FCM 通过 A664 总线和 A429 总线提供表决马赫数和单通道马赫数至 IDU。IDU 首选 A664 和 A429 表决马赫数，当 IDU 收不到有效的表决马赫数时，使用单通道的 A664 和 A429 马赫数；

b) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交联，实现 IDU 失效转换功能。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

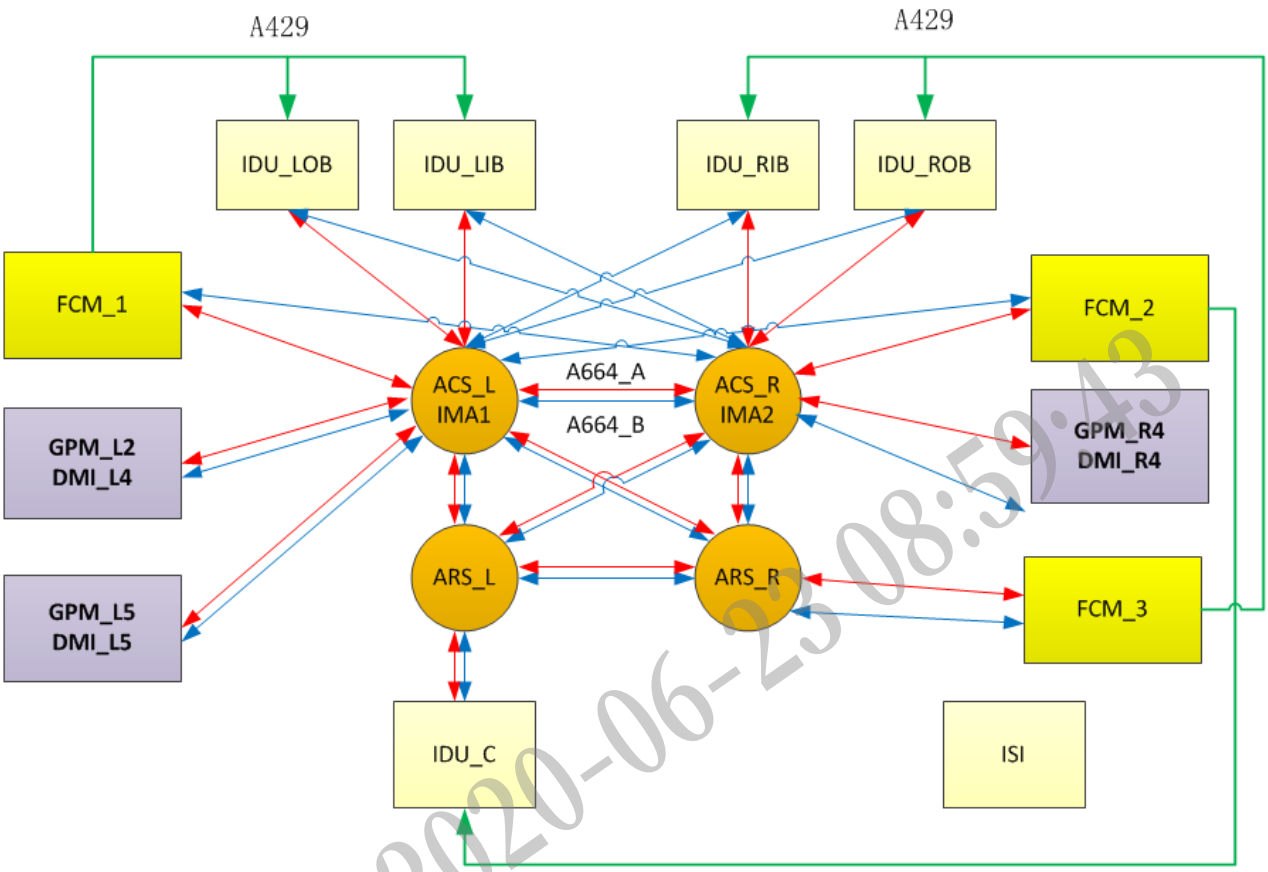



图 115 马赫数显示架构

5.3.5.4 显示安全速度信息（V1VRV2）

5.3.5.4.1 页面显示

V1、V2 和VR显示在空速带右侧，如 图 116 所示：

①-V1，数据有效时显示为绿色短线+绿色 V1，当超出空速带显示上边界时停留在上边带；

②-VR，数据有效时显示为绿色短线+绿色 VR，超出空速带显示上边界时不显示，当 VR 与 V1/V2 之间距离小于 5kts 可能导致符号显示重叠时，VR 右移 2 个字符显示；

③-V2，数据有效时显示为绿色短线+绿色 V2，超出空速带显示上边界时不显示。

当数据无效时，V1、V2 和 VR 显示为黄色的 VSPD 故障旗。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

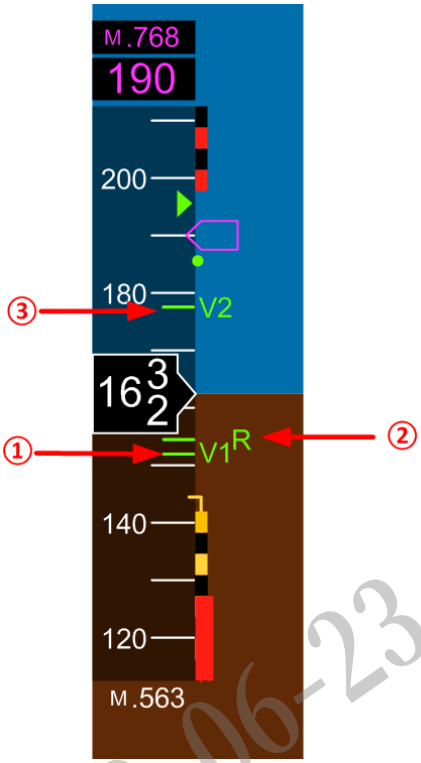



图 116 V1、V2 和 VR 显示

5.3.5.4.2 架构

V1、V2 和VR的显示架构如 图 117 所示：

a) FCM 通过 A664 总线和 A429 总线提供空速数据至 IDU；

b) LGCU 通过 A429 总线提供轮载信号至 RDIU3 和 RDIU8，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 IDU；

c) FMS CORE 通过 A664 总线提供 V1、V2 和 VR 至 IDU；

d) FADEC 通过 A664 总线提供油门杆信息至 IDU，用于触发 VSPD 告警旗。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

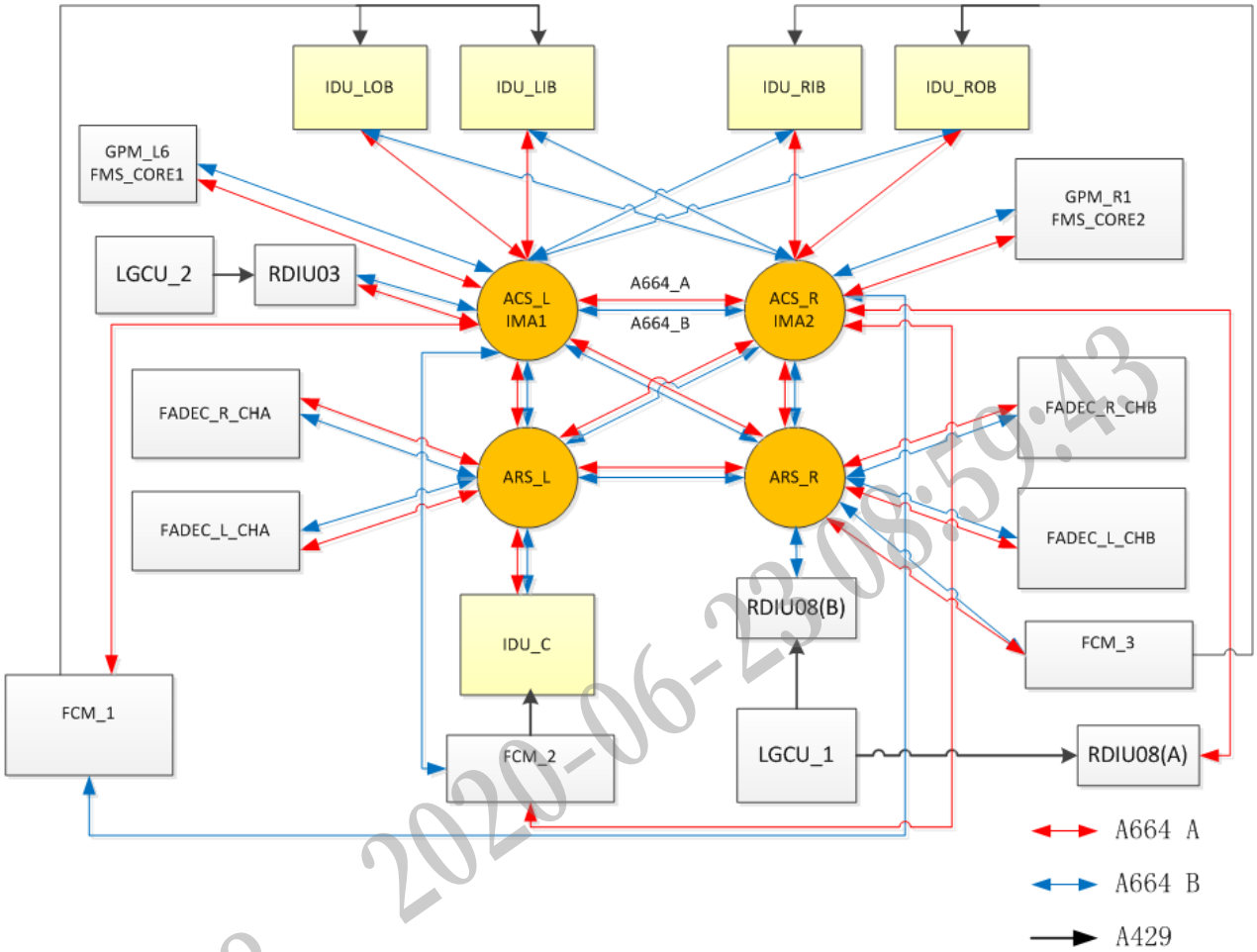



图 117 V1、V2 和 VR 显示架构

5.3.5.5 显示襟缝翼收放速度信息

5.3.5.5.1 页面显示

襟缝翼收放速度信息如 图 118 所示，数据无效或不在空速带显示范围内时移除显示：

①-收放襟翼至 1 卡位速度，显示为绿色短线+绿色 1；

②-收放襟翼至 2 卡位速度，显示为绿色短线+绿色 2；

③-收放襟翼至 3 卡位速度，显示为绿色短线+绿色 3；

④-收放襟翼至 FULL 卡位速度，显示为绿色短线+绿色 FULL。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

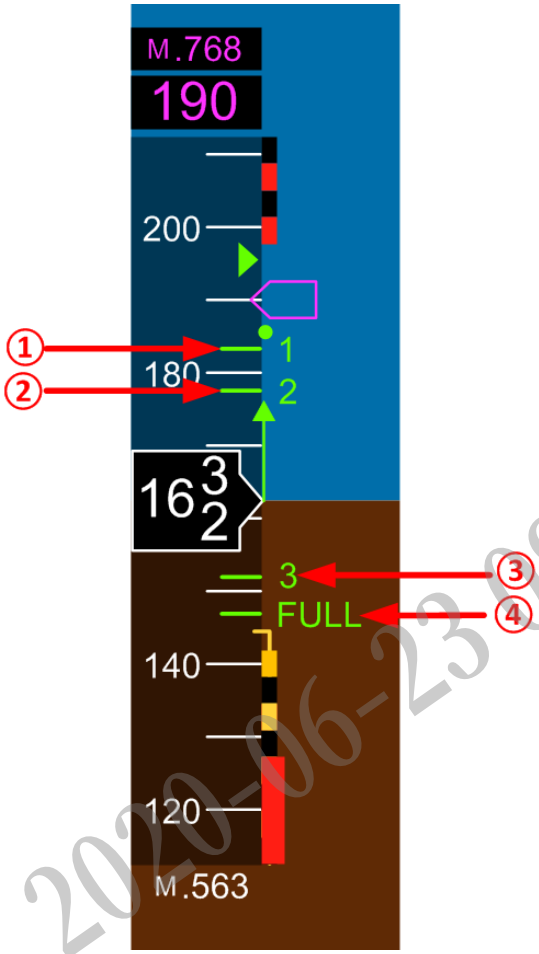



图 118 襟缝翼收放速度

5.3.5.5.2 架构

襟缝翼收放速度的显示架构如 图 119 所示（未包括DMI实现的IDU失效转换功能）：

a) FMS CORE 通过 A664 总线提供襟缝翼收放速度信息至 IDU；

b) FCM 通过 A664 总线和 A429 总线提供空速信息至 IDU。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

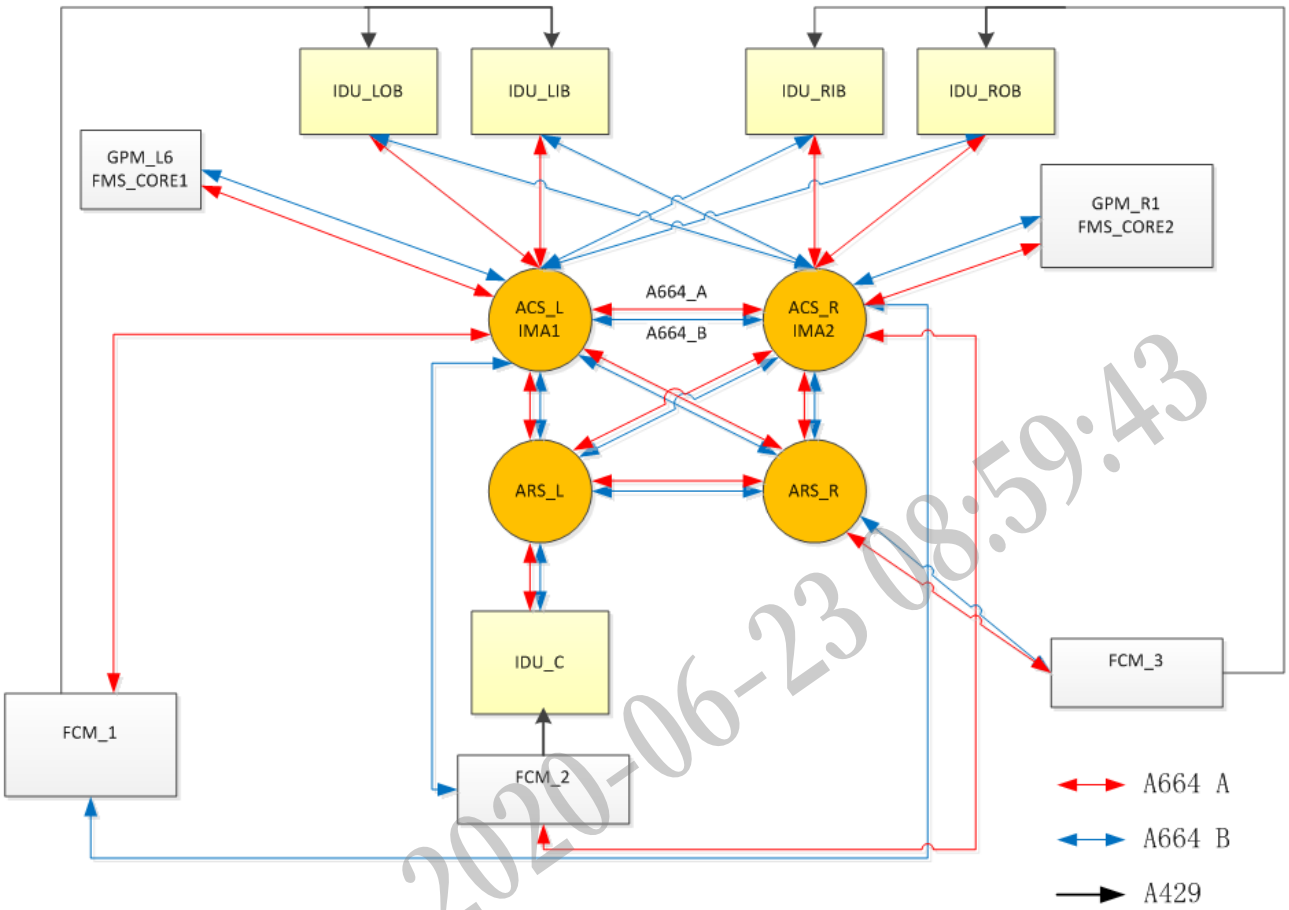



图 119 襟缝翼收放速度显示架构

5.3.5.6 显示着陆参考速度信息

5.3.5.6.1 页面显示

着陆参考信息显示如 图 120 所示，数据无效时或不在空速带显示范围内时移除显示：

①-REF：显示为绿色短线+REF+详细信息；

②-125/3：显示格式为白色“着陆参考速度/襟缝翼位置”。当着陆速度（襟缝翼位置）无效，但襟缝翼位置（着陆参考速度）有效时，无效部分和“/”显示为黄色虚短线，有效部分显示为白色。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

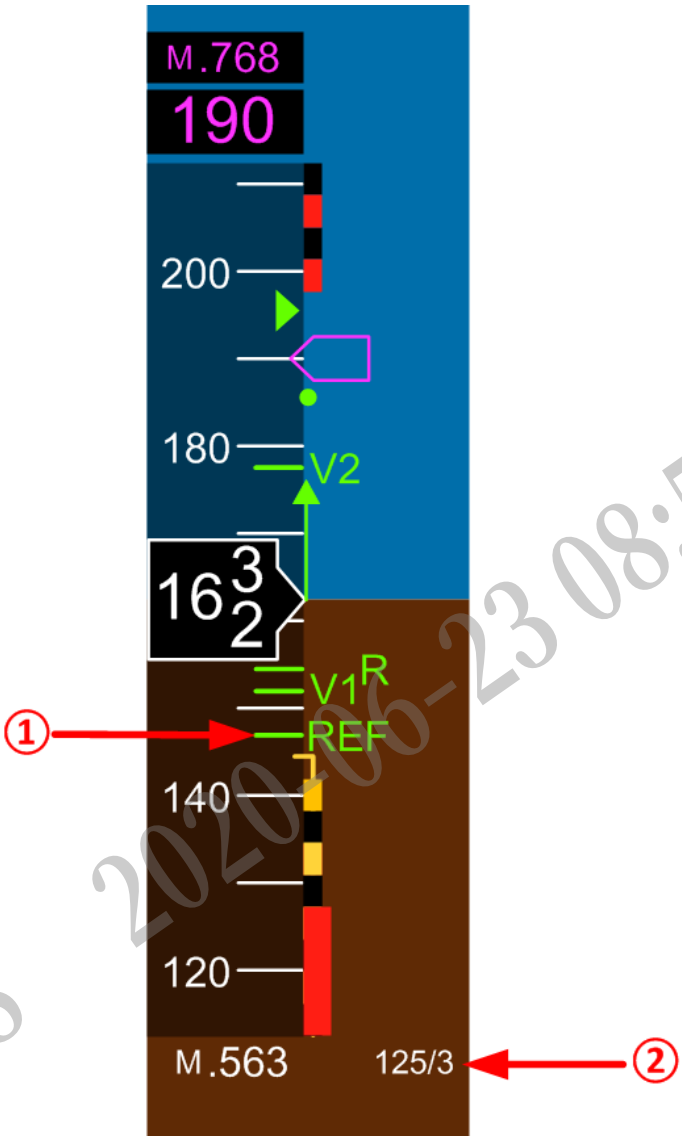



图 120 着陆参考速度

5.3.5.6.2 架构

着陆参考速度显示架构如 图 121 所示（未包括DMI实现的IDU失效转换功能）：

a) FMS CORE 通过 A664 总线提供着陆参考速度信息至 IDU；

b) FCM 通过 A664 总线和 A429 总线提供空速信息至 IDU。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

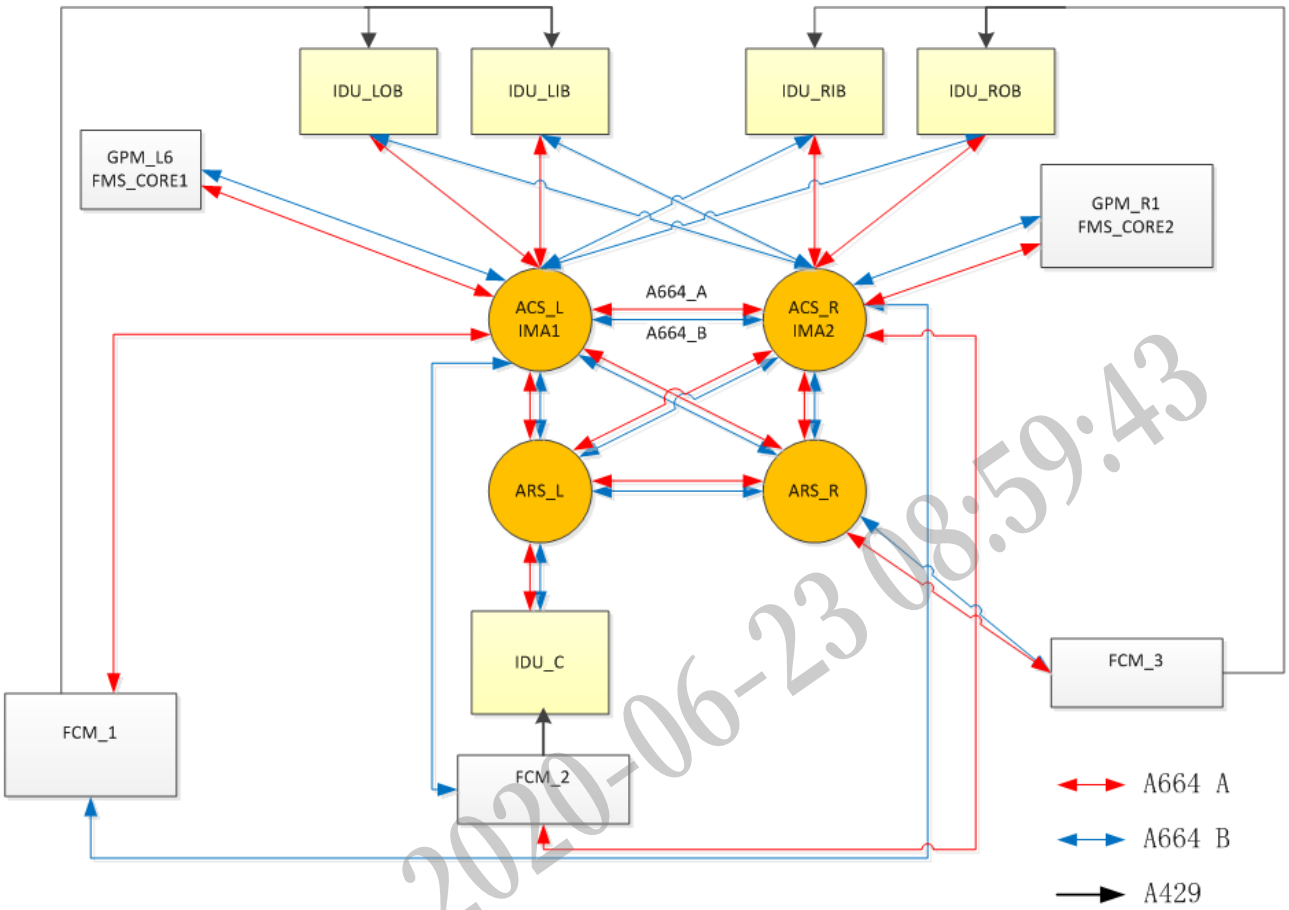



图 121 着陆参考速度显示架构

206628 2020-06-23 08:59:43

5.3.5.7 显示空速限制信息

5.3.5.7.1 页面显示

空速限制信息显示如 图 122 所示：

①-构型限制速度：根据飞机的襟缝翼位置、起落架位置和高度计算得出，在当前空速带范围内时开始显示，显示为红黑相间的条纹；

②-VLS：最小可选速度，在飞控正常、辅助和直接模式下均会显示，显示为黄色；

③-$V_{\alpha pro}$：迎角保护速度，在正常控制率下显示，显示为黄黑相间的条纹；

④-$V_{\alpha max}$：最大迎角速度，在正常控制率下显示，显示为红色条纹；

⑤-VSW：失速告警速度，在直接或辅助控制率下显示，显示为红黑相间条纹。数据无效时显示为黄色 STW 故障旗。

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

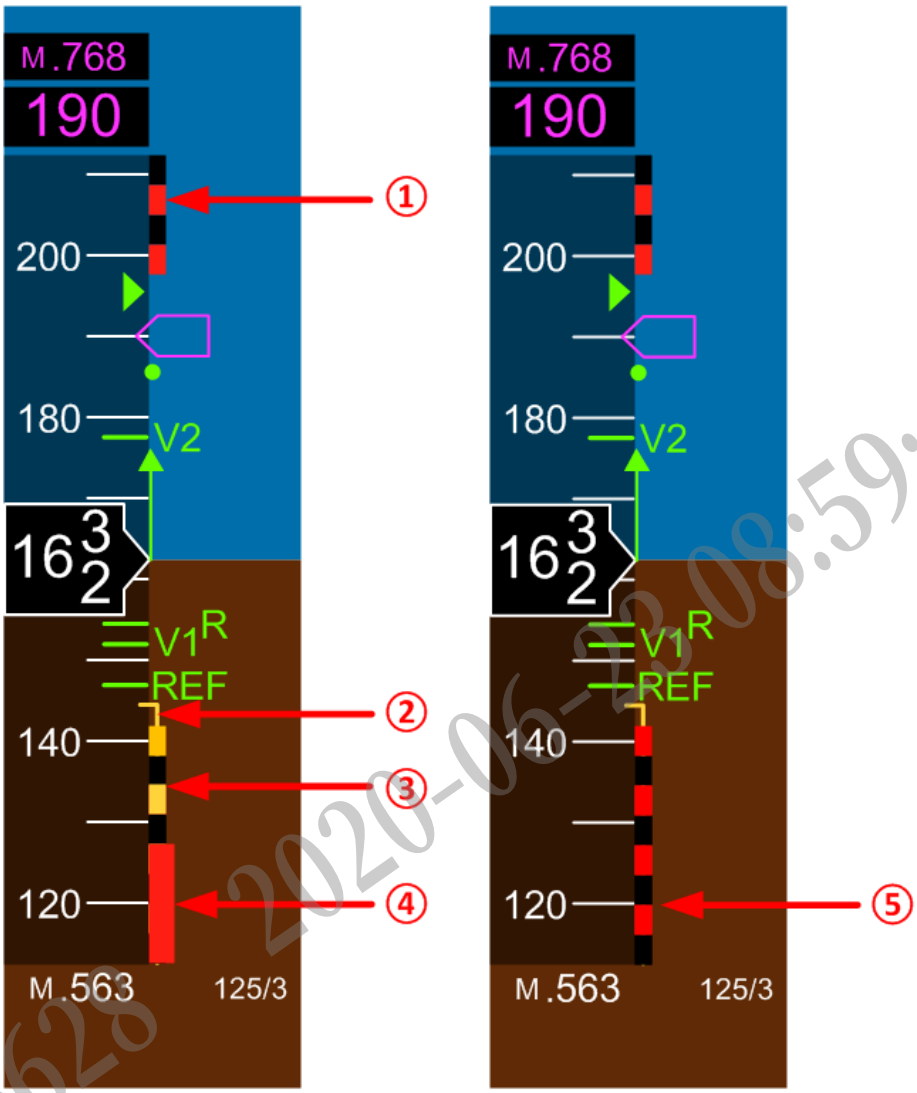



图 122 空速限制信息

5.3.5.7.2 架构

空速限制信息的显示架构如 图 123 所示（未包括DMI实现的IDU失效转换功能）：

a) LGCU 通过 A429 信号提供起落架位置信息至 RDIU3 和 RDIU8，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 IDU；

b) FSECU 通过 A429 总线提供襟缝翼位置信息至 RDIU9、RDIU10、RDIU15 和 RDIU16，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 IDU；

c) FCM 通过 A664 总线提供 VLS、$V_{\alpha pro}$、$V_{\alpha max}$ 和 VSW 等信息至 IDU，通过 A664 总线和 A429 总线提供空速信息至 IDU。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

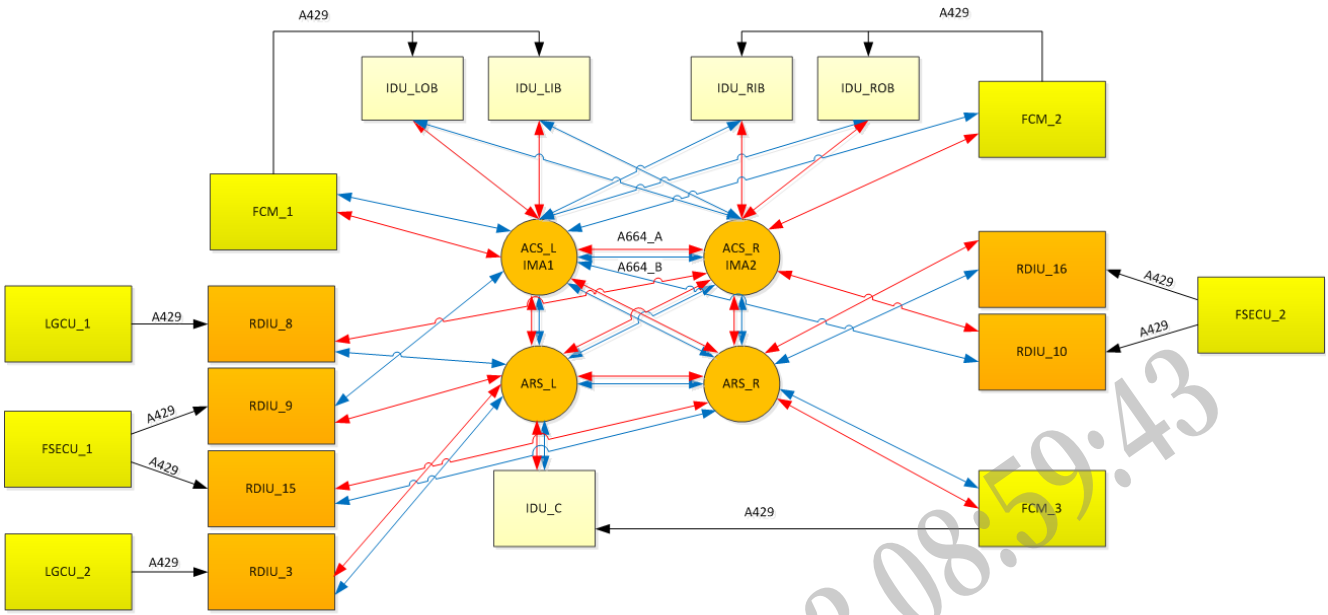



图 123 空速限制信息显示架构

5.3.5.8 显示最小参考信息

5.3.5.8.1 页面显示

最小参考速度显示如 图 124 所示：

①-数据有效时显示为绿色实心圆点，超出当前空速带显示范围时停留在空速带上/下端，维持整个符号可见。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

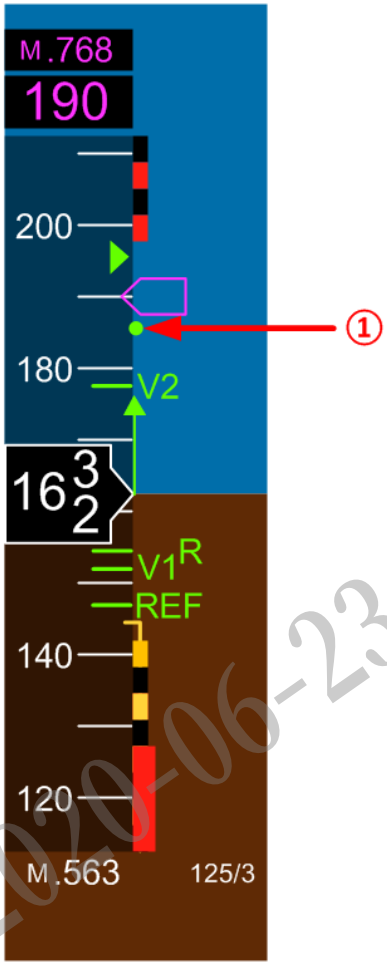



图 124 最小参考速度

5.3.5.8.2 架构

最小参考速度显示架构如 图 125 所示（未包括DMI实现的IDU失效转换功能）：

a) FMS CORE 通过 A664 总线提供最小参考速度信息至 IDU；

b) FCM 通过 A664 总线和 A429 总线提供空速信息至 IDU。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

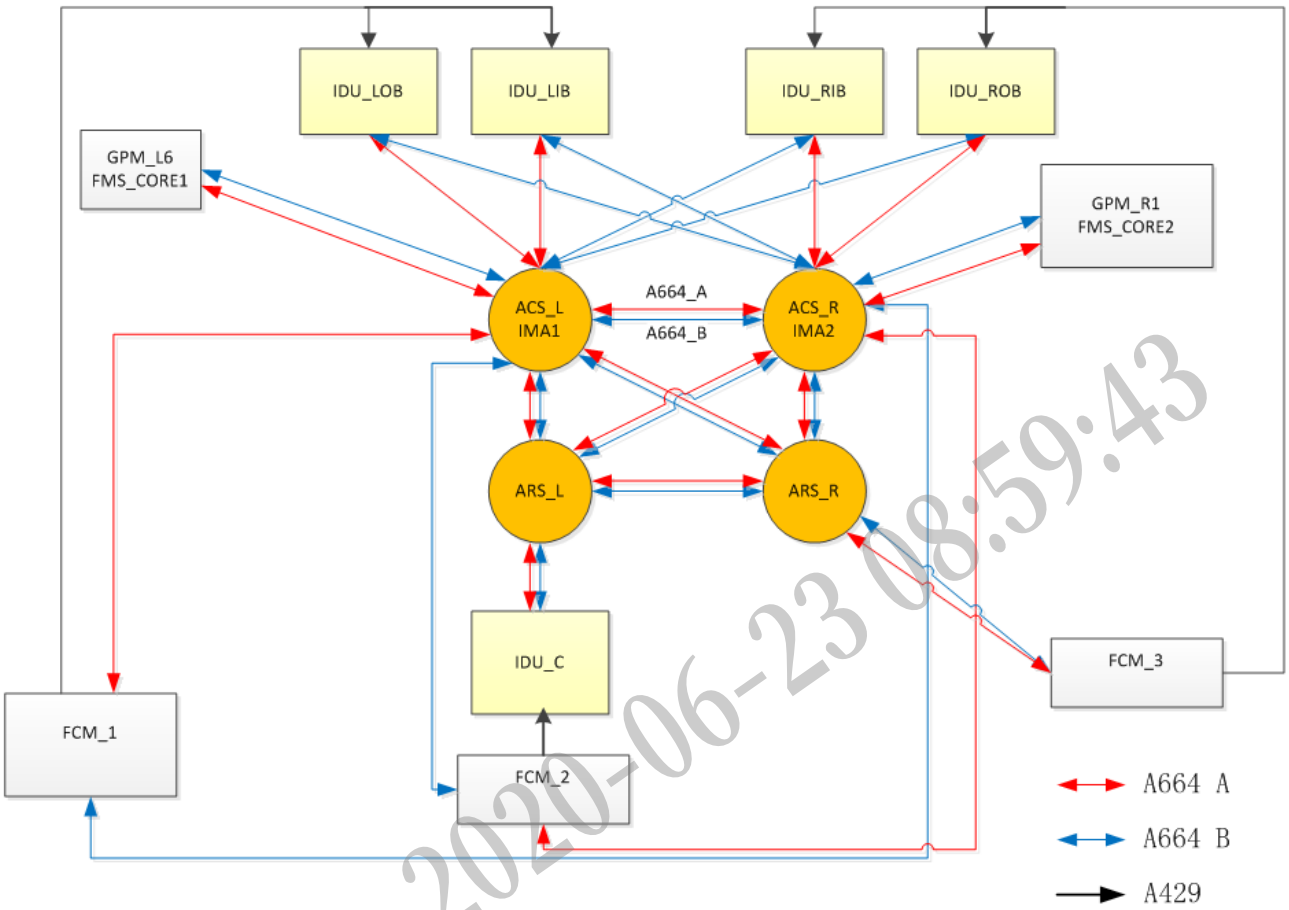



图 125 最小参考速度显示架构

5.3.5.9 显示地速信息

5.3.5.9.1 页面显示

地速信息显示在MAP页面（包括MAP模式和PLAN模式）和HSI页面左上角，如 图 126 示：

①-地速显示：包括标签和数字读数显示。当地速数据有效时，显示标签和数字读数；当地速数据无效时，移除数字读数，标签保留。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

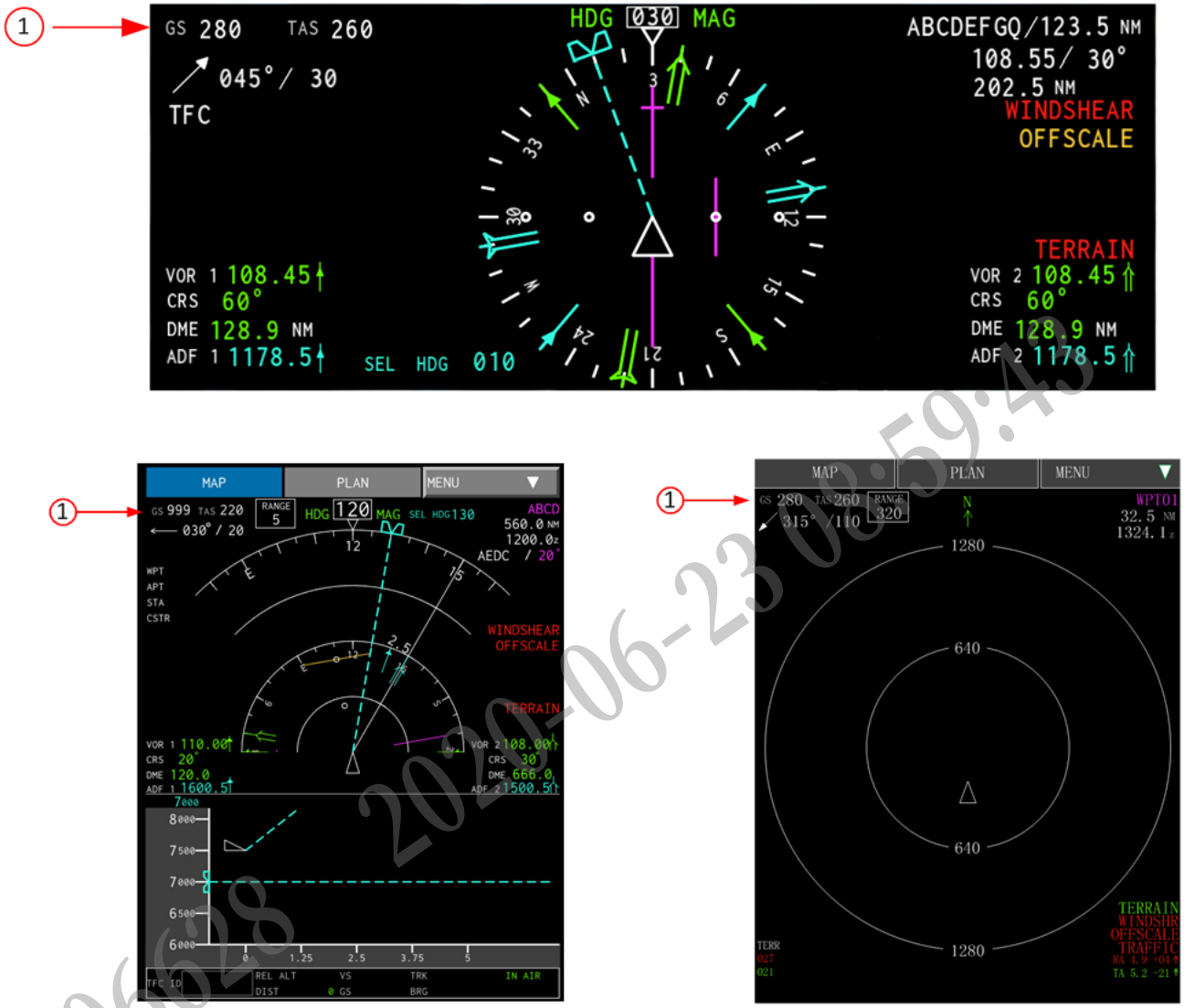



图 126 地速显示

5.3.5.9.2 架构

地速显示架构如 图 127 所示：

a) FMS NAV 通过 A664 总线提供地速信息至 IDU；

b) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交互，实现 IDU 的失效转换功能。

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

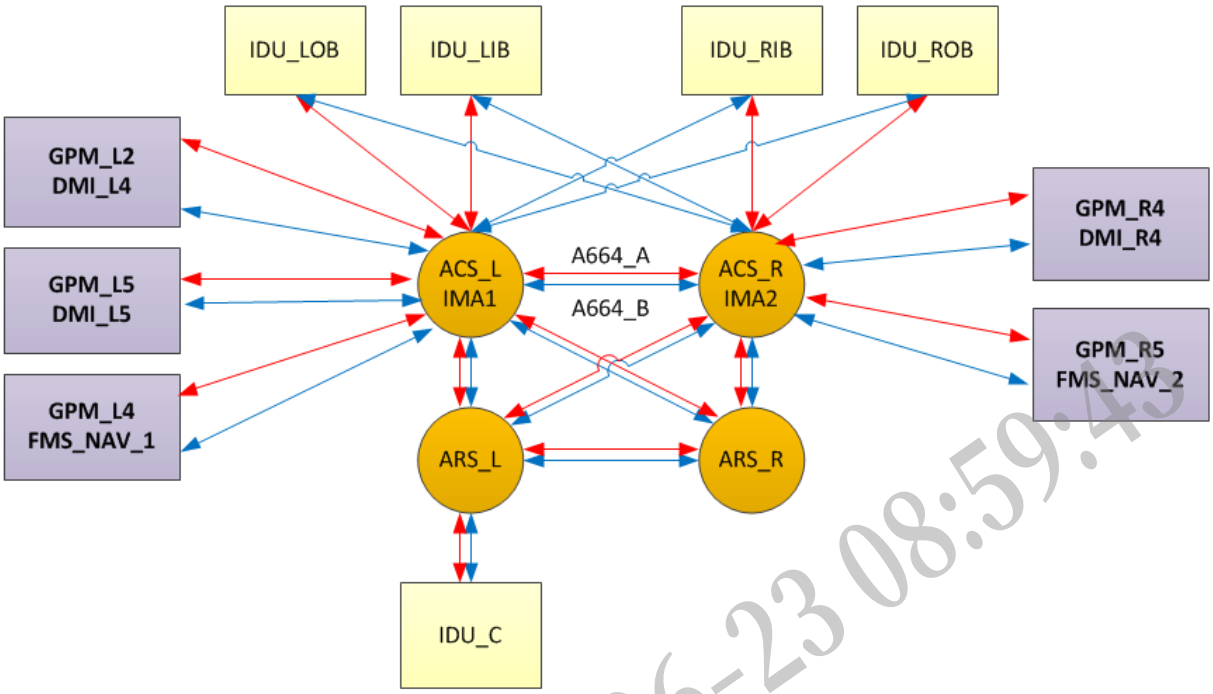



图 127 地速显示架构

5.3.5.10 显示垂直速度

5.3.5.10.1 页面显示

垂直速度显示如图 128 所示：

①-垂直速度刻度带：在 0ft/min、±500ft/min、±1000ft/min、±2000ft/min 和±6000ft/min 位置有白色短线，其中±1000ft/min、±2000ft/min 和±6000ft/min 位置处分别显示 1、2、6；

②-垂直速度读数：在当前垂速速度变化率大于 100ft/min 时显示为白色数字，爬升显示在垂速刻度带上端，下降显示在垂速刻度带下方；

③-垂速速度指针：指针左端在±6000ft/min 移动，垂速变化率超出 6000ft/min 时指针左侧停留在顶/底端。指针右侧在±1000ft/min 移动；

④-选择垂速速度指针：源自 FMS 时显示为洋红色，机组手动设置时显示为青色，超出±6000ft/min 时停留在顶/底端。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

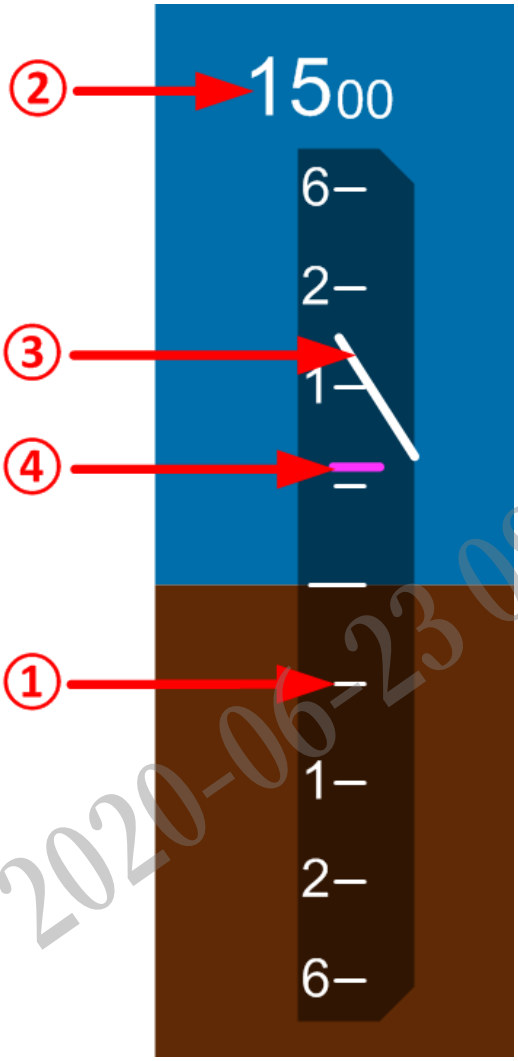



图 128 垂直速度显示

206628 2020-06-23 08:59:43

5.3.5.10.2 架构

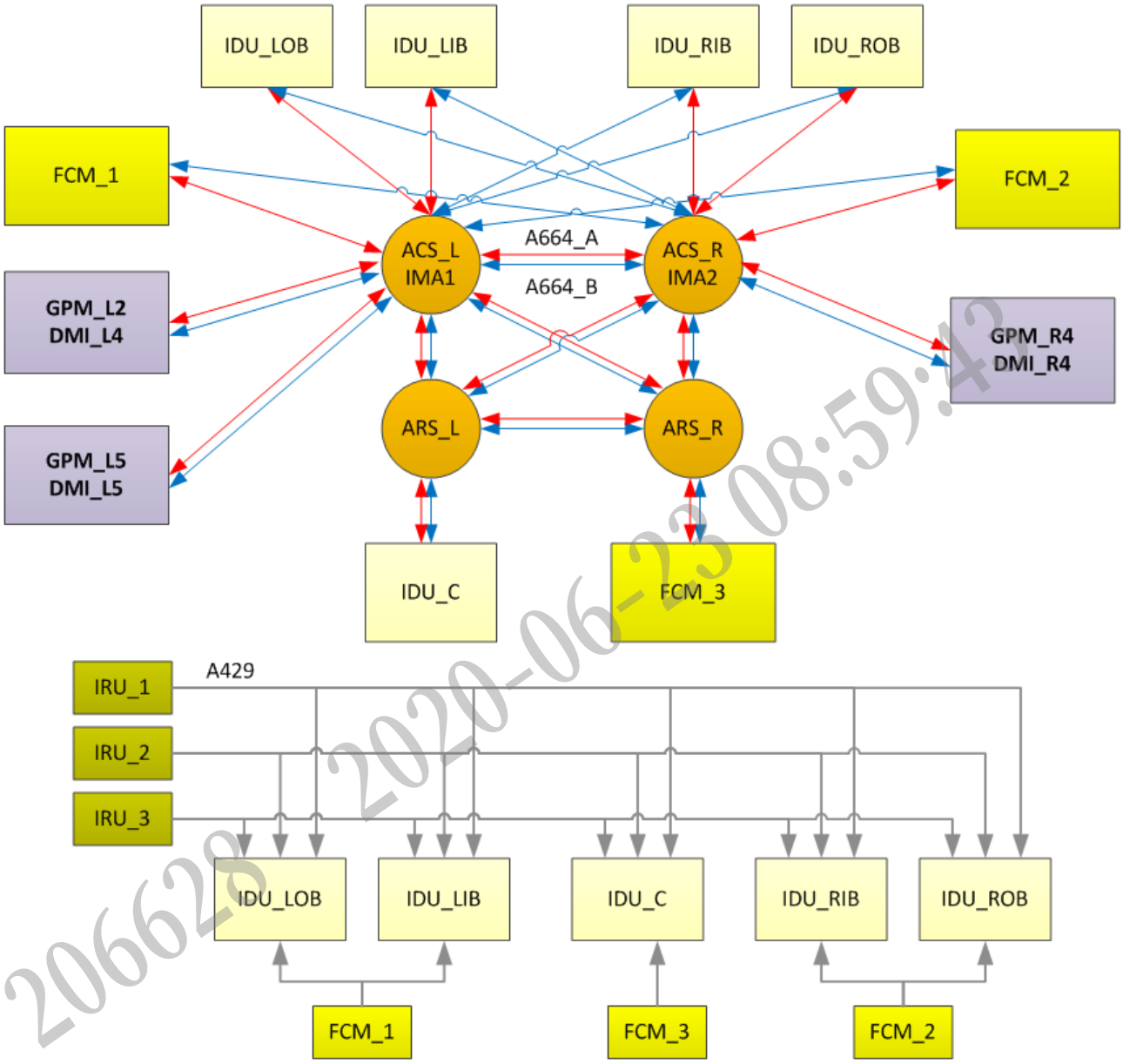
垂速显示架构如 图 129 所示：

a) FCM 通过 A664 总线和 A429 总线提供表决的垂速信息至 IDU，IDU 无法收到有效 A664 表决垂速信息时使用 A429 表决垂速信息；

b) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交互，实现 IDU 失效重构功能；

c) IRU 通过 A429 总线提供垂速信息至 IDU，IDU 收不到有效的表决 A664 和 A429 表决数据时，使用 IRS A429 垂速数据。

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。




206628 2020-06-23 08:59:42

图 129 垂直速度显示架构

5.3.5.11 显示气压高度

5.3.5.11.1 页面显示

气压高度显示如 图 130 所示：

①-高度刻度带：气压高度有效时显示，显示范围为-2000ft 至 50000ft，每 100ft 有短线标识，每 200ft 有数字标识，可视范围为当前高度±500ft；

②-当前高度读数：以滚动数字的形式显示飞机当前的气压高度，气压高度数据无效时显示为红色 ALT 告警旗；

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

③-当前米制高度：机组可通过手动按压 DCP 上的 MTRS 按键选择是否显示米制高度，米制高度的显示分辨率为 5m；

④-选择气压高度读数：数据有效时显示，无效时移除。源自 FMS 时显示为洋红色，机组手动设置时显示为青色；当前高度接近选择高度并且在 1000ft 范围内时，在选择高度读数上显示白色高度捕获框，当达到选择高度后高度捕获框消失。当前高度再次偏离选择高度超过 200ft 时，在选择高度读数上显示高度偏离框，直至与选择高度偏离超过 1000ft 或回到 200ft 偏离范围内时，高度偏离框消失；

⑤-选择高度游标：与选择气压高度读数颜色相同，超出当前高度带显示范围时，显示一半符号并停留在高度带边界顶/底端；

⑥-选择米制高度：数据有效时显示，颜色与选择气压高度读数相同，显示分辨率为 5m；

⑦-高度趋势：显色为绿色箭头，指示飞机 10s 后的高度；

⑧-激活的气压参考值：非标准气压显示为绿色数字+白色单位+白色 QFE/QNH 的形式，气压参考值的单位分为 InHg 和 HPA，QFE/QNH 单位切换时会加白框闪烁 5s 后稳定。标准气压显示为绿色的 STD；

⑨-预选的气压参考值：显示为白色数字+白色单位+白色 QFE 的形式，预选气压参考值的单位分为 InHg 和 HPA；

⑩-着陆标高：指示无线电地面，左侧黄色带指示离地 0-500ft，左侧白色带指示离地 500-1000ft，飞机落地后移除显示。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

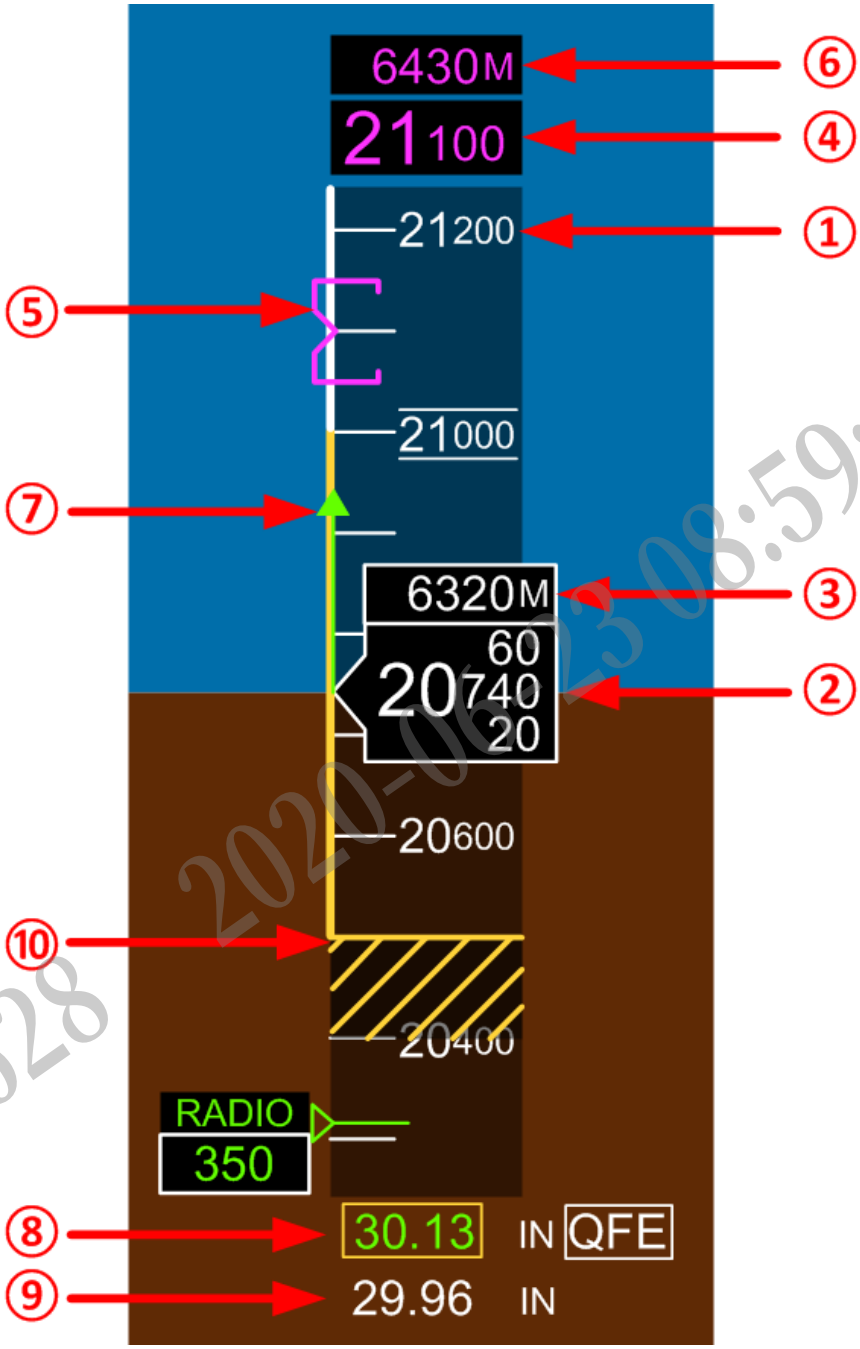



图 130 气压高度显示

5.3.5.11.2 架构

气压高度显示架构如 图 131 所示：

a) FCM 通过 A664 总线和 A429 总线提供气压高度、垂直速度（用于计算高度趋势）等信息至 IDU；

b) LRA_2100 通过 A429 总线提供无线电高度至 RDIU14 和 RDIU15，由 RDIU 进行数据转换后送至 IDU 用于显示无线电地面；

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

c) 气压参考值信息通过 DCP 或 VCP 进行调节并在 IDU 上进行显示，设置好的气压参考值由 IDU 通过 A664 总线接口送出；

d) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交互，实现 IDU 失效转换功能；

e) LGCU 通过 A429 总线提供轮载信号至 RDIU3 和 RDIU8，将 RDIU 转换为 A664 数据后送至 IDU，用于移除无线电地面指示。

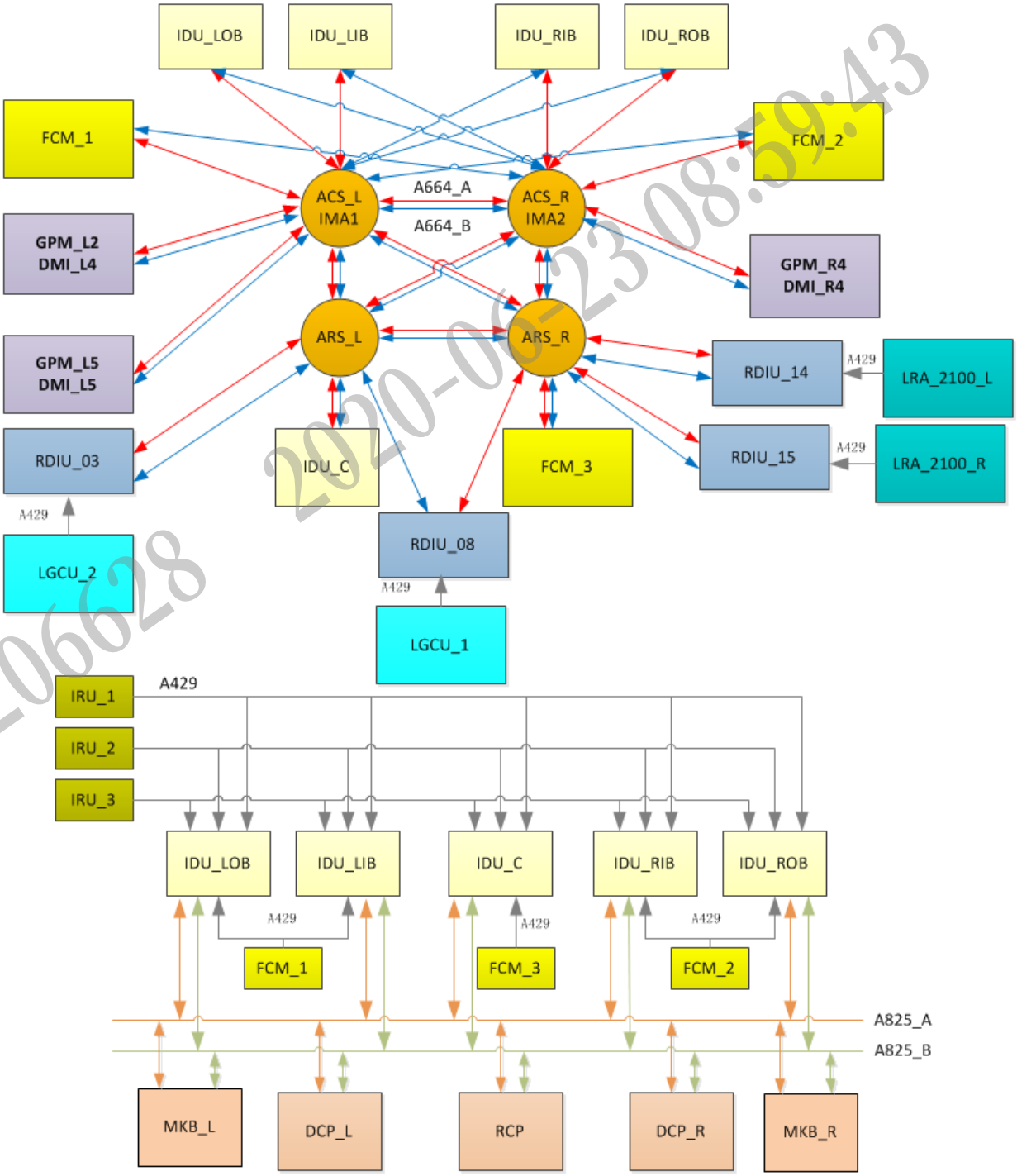



图 131 气压高度显示架构

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

5.3.5.12 显示无线电高度

5.3.5.12.1 页面显示

无线电高度显示如 图 132 所示：

①-跑道来势线：指示飞机相对于接地区的无线电高度和 ILS 横向偏差。在飞机高度降至 1000ft AGL 以下时显示：在 1000AGL 以下 200ft AGL 以上，跑道来势线停留在最底端初始显示位置，仅横向移动指示横向偏差；当飞机高度降至 200ft AGL 及以下时，根据飞机下降高度跑道来势线符号逐渐上升，并横向移动指示横向偏差，直至飞机接地，跑道来势线上边沿停留在飞机符号底部；飞机接地 10 秒后，跑道来势线移除显示。跑道来势线只在进近阶段显示，在起飞阶段不显示；

②-地面来势线：指示飞机相对于接地区的无线电高度。在飞机高度降至 200ft AGL 以下时显示：根据飞机下降高度逐渐上升，直至飞机接地，地面来势线停留在飞机符号底部；飞机接地 10 秒后，地面来势线移除显示。地面来势线只在进近阶段显示，在起飞阶段不显示。当跑道来势线显示时，地面来势线不显示；

③-无线电高度指示：无线电高度在 0-2500ft 范围内时显示。当飞机下降至决断高度±5ft 时，无线电高度显示为带白色边框的“DH”并闪烁。当飞机下降至决断高度±5ft 以下时，无线电高度恢复数字形式显示，白色外框移除。无线电高度在[50, 2500]范围内显示分辨率为 10ft，在[10, 50)范围内显示分辨率为 5ft，在[0, 10)范围内显示分辨率为 1ft。无线电高度表故障时显示黄色“RA”告警旗。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

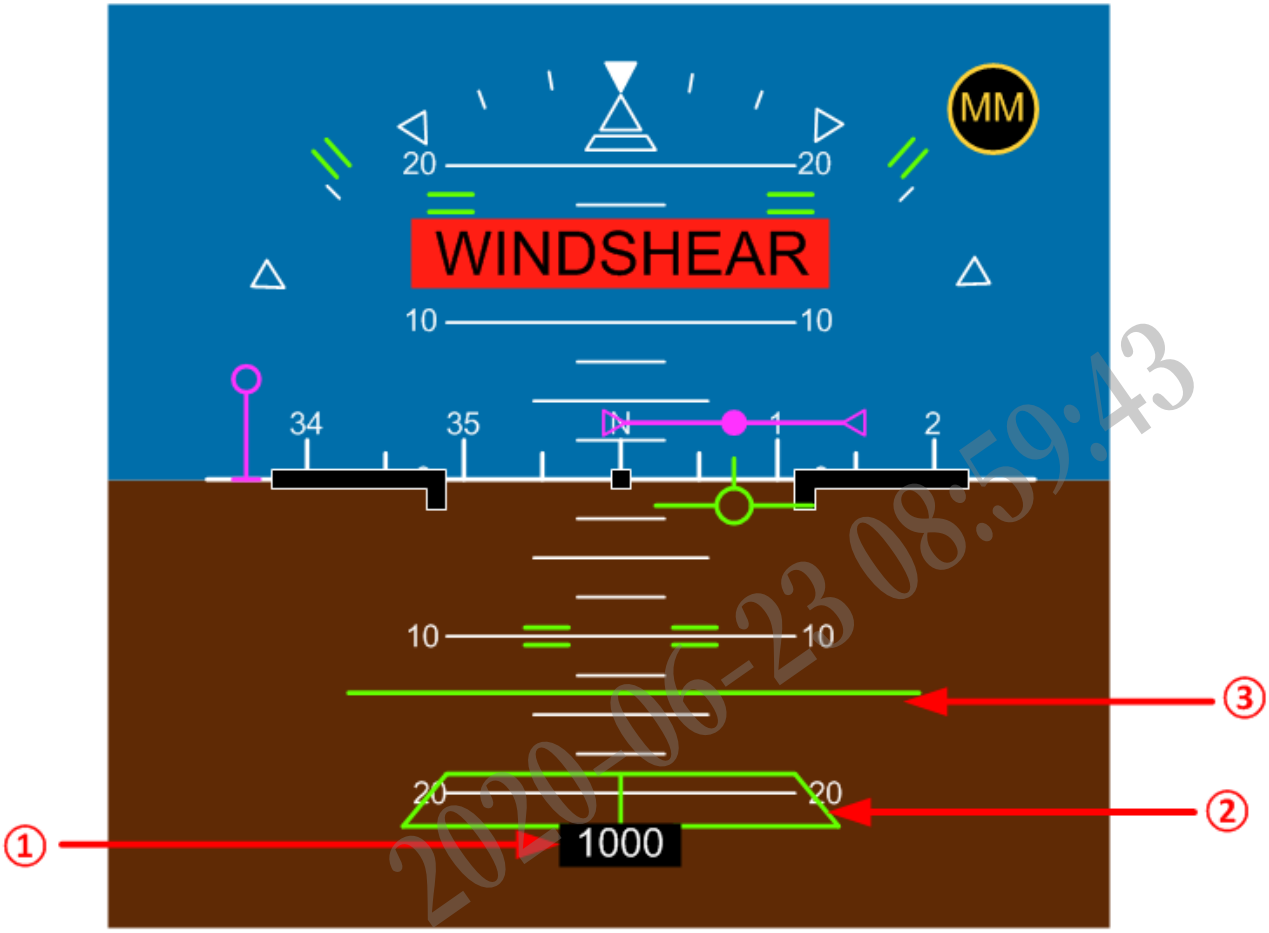



图 132 无线电高度显示

5.3.5.12.2 架构

无线电高度显示架构如 图 133 所示（未考虑地面来势和跑道来势需在姿态显示的情况下才会显示）：

a) GLU 通过 A429 总线提供 LOC 偏差信息至 RDIU3 和 RDIU8，由 RDIU 转换为 A664 总线后送至 IDU；

b) LGCU 通过 A429 总线提供轮载信号至 RDIU3 和 RDIU8，由 RDIU 转换为 A664 总线后送至 IDU；

c) LRA_2100 通过 A429 总线提供无线电高度信息至 RDIU14 和 RDIU15，由 RDIU 转换为 A664 总线后送至 IDU；

d) FCM 通过 A664 总线提供向背台信息至 IDU；

e) FADEC 通过 A664 总线提供油门杆角度信号至 IDU 用于在起飞阶段抑制地面来势线/跑道来势显示；

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

f) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交互，实现 IDU 失效转换功能。

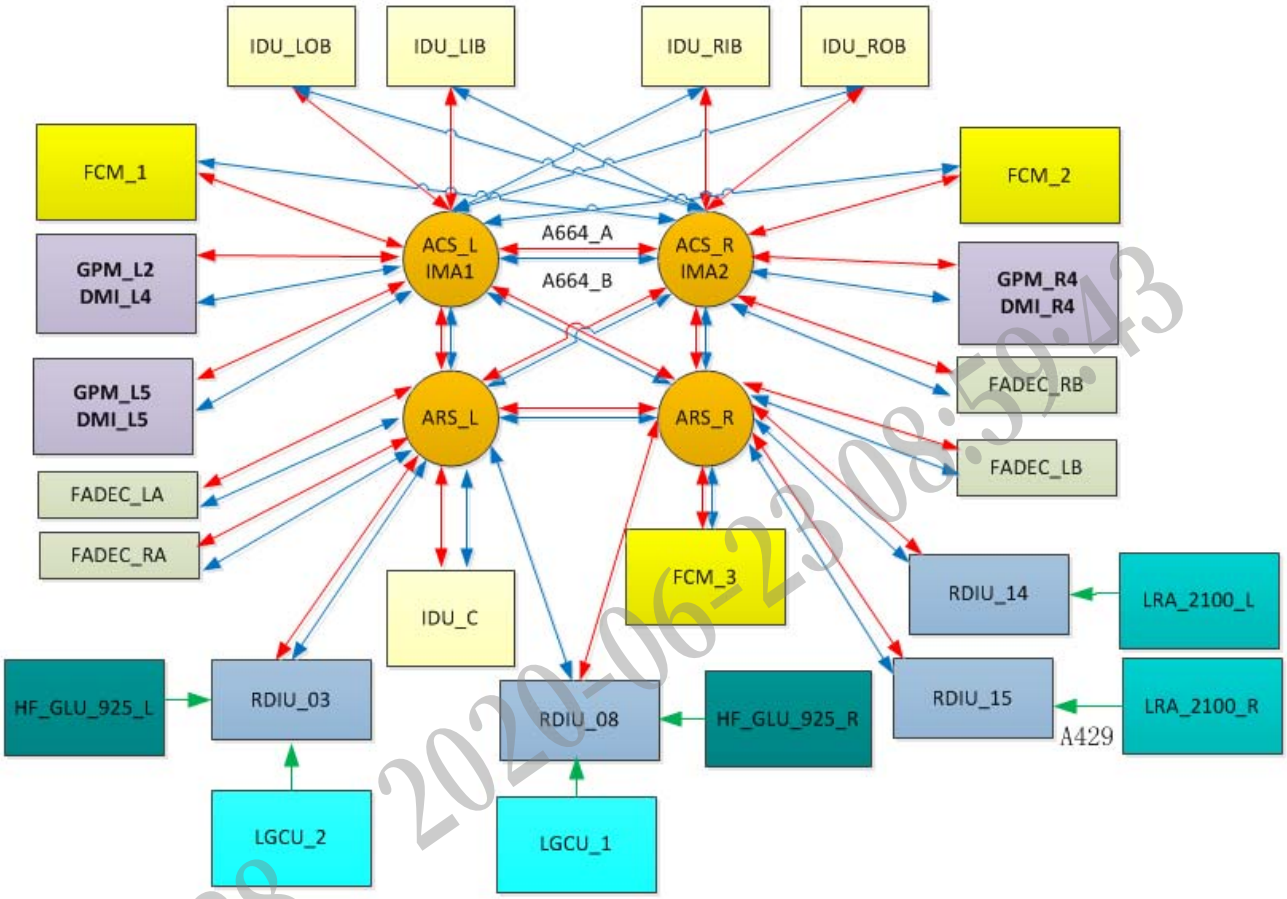



图 133 无线电高度显示架构

5.3.5.13 显示航向/航迹信息

5.3.5.13.1 页面显示

航向信息显示在MAP页面（仅MAP格式）和HSI页面上，如 图 134 所示：

①-当前航向/航迹：

根据飞行机组的真/磁选择、航向/航迹选择，显示真航向/航迹信息或磁航向/航迹信息；

在航向/航迹模式为航向（航迹）模式，且，真/磁模式为真北基准时，如果真航向（航迹）数据有效，显示航向（航迹）数字读数和指针；如果真航向（航迹）数据无效，航向（航迹）数字读数和指针移除显示，并显示“HDG”（“TRK”）故障旗；

在航向/航迹模式为航向（航迹）模式，且，真/磁模式为磁北基准时，如果磁航向（航迹）数据有效，显示航向（航迹）数字读数和指针；如果磁航向（航迹）数据无效，航向（航迹）数字读数和指针移除显示，并显示“HDG”（“TRK”）故障旗；

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

当前航向和当前航迹指针在航向和航迹模式下均会显示，数字读数仅在相应的模式下显示；

②-选择航向（航迹）读数：显示为青色标签+青色数字；航向（航迹）模式下，选择航向（航迹）数据有效时显示，无效时移除；航迹（航向）模式下不显示；

③-选择航向（航迹）游标：显示为青色；航向（航迹）模式下，选择航向（航迹）有效时显示，无效时移除；航迹（航向）模式下不显示。

图 134 航向显示

206628 2020-06-23 06:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

5.3.5.13.2 架构

航向/航迹显示架构如 图 135 所示：

a) FCM 通过 A664 总线和 A429 总线提供表决航向至 IDU，IDU 首选 A664 表决航向，当 IDU 收不到有效的 A664 表决航向时，使用 A429 表决航向；

b) FCM 通过 A664 总线提供航向/航迹基准、选择航向/航迹等数据至 IDU；

c) IRS 通过 A429 总线提供航向，当姿态数据使用 IRS 直连数据时，HSI 航向也使用同源的 IRS 数据。MAP 航向按源切换逻辑自动选择；

d) FMS NAV 通过 A664 总线提供真磁航迹数据至 IDU；

e) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交联，实现 IDU 失效转换和显示格式配置功能。

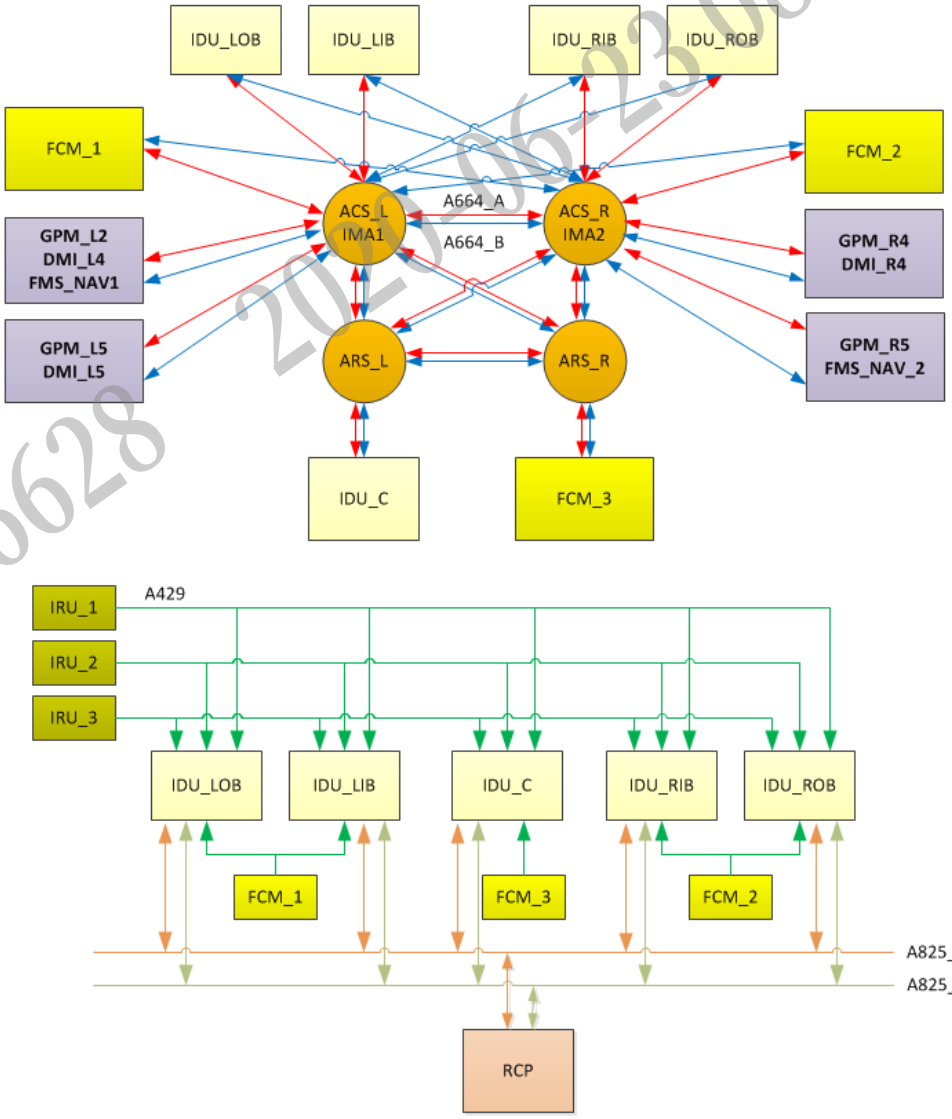



图 135 航向/航迹显示架构

206628 2025-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

5.3.5.14 显示自动飞行模式通告

5.3.5.14.1 页面显示

飞行模式通告显示如 图 136 所示：

①-AP 接通状态：正常接通时绿色 AP 闪烁 5s 后稳定显示，断开时红色带删除线的 AP 会一直闪烁直到机组按压侧杆上的 AP 断开开关确认；

②-耦合侧箭头：显示绿色的左向、右向或双向箭头，用于指示当前自动飞行使用哪一侧的真/磁基准、Minimums 和修正气压高度；

③-AT 接通状态：正常接通时绿色 AT 闪烁 5s 后稳定显示；非正常断开时黄色带删除线的 AT 开始闪烁直到机组按压油门杆上的 AT 断开开关确认；机组主动断开 AT 或飞机接地后系统正常自动断开 AT 时，黄色带删除线的 AT 闪烁 5s 后移除；

④-AT 预位状态：AT 预位时显示为白色 AT；

⑤-接通的 AT 模式：接通或模式切换时，绿色的 TO、RTD、HOLD、CLB、DES、MCT、GA、SPD、LIM、OVRD、ASP（带白色高亮框）、AFLR（带白色高亮框）、VDES 会闪烁 5s 后稳定显示。无接通 AT 模式时直接移除显示；

⑥-预位的 AT 模式：预位的 AT 模式显示为白色的 RTD，无预位 AT 模式时不显示；

⑦-接通的水平模式：接通或模式切换时，绿色的 HOLD、ROL、HDG、LOC、BC、LNAV、TRK、ALIGH、LFLS 会闪烁 5s 后稳定显示。无接通水平模式时直接移除显示；

⑧-预位的水平模式：显示为白色的 LOC、BC、LNAV、ALIGH、LFLS，无预位水平模式时不显示；

⑨-接通的垂直模式：接通或模式切换时，绿色的 GA、TO、FPA、HOLD、VS、FLCH、ALT C、ALT、GS、VPATH、VFLC、VASEL、VALT、WSHR、FLARE、DO-ROT、VFLS、FPA、PSP（带白色高亮框）闪烁 5s 后稳定显示。无接通垂直模式时直接移除显示；

⑩-预位的垂直模式：显示为白色的 ALT C、GS、VNAV、VASEL、FLARE、D-ROT、VFLS，无预位垂直模式时不显示；

⑪-接通的进近模式：接通或模式切换时，绿色的 APPR1/APPR2/LAND 闪烁 5s 后稳定显

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

示。模式断开时，红色带删除线的 APPR1/APPR2 会闪烁 5s 后移除，红色带删除线的 LAND 会一直闪烁直到机组确认；

⑫-预位的进近模式：预位的进近模式显示为白色的 APPR1/APPR2/LAND，无预位模式时不显示；

⑬-USE MAN PITCH TRIM：提示机组使用手动配平；

⑭-惯导源指示：在表决姿态失效时，PFD 使用惯导直连的姿态数据，此时会显示白色的 IRS1、IRS2 或 IRS3 用于指示当前 PFD 使用的姿态数据源。

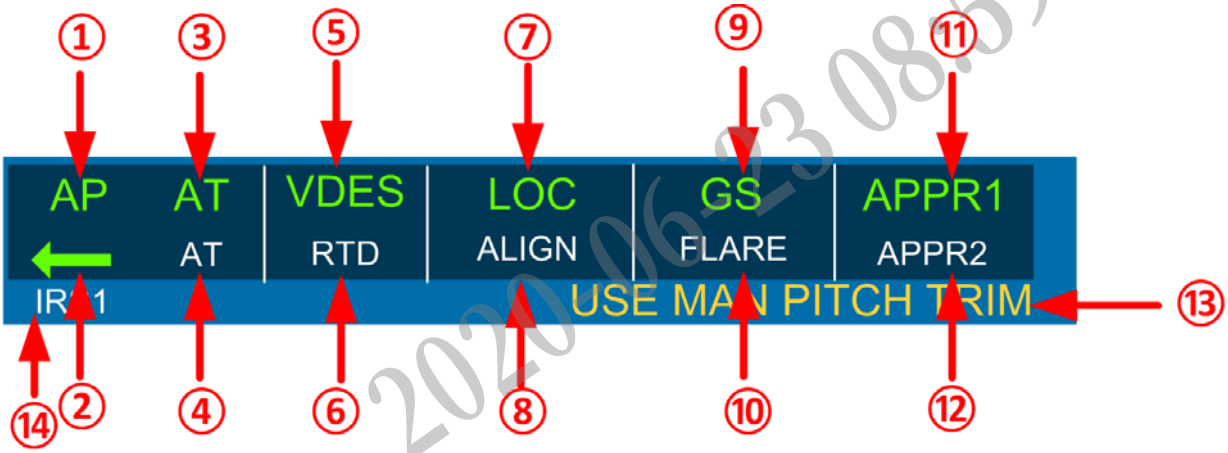



图 136 FMA 显示

5.3.5.14.2 架构

FMA的显示架构如 图 137 所示：

a) FCM 通过 A664 总线提供 AP 接通/预位状态、AT 接通/预位状态、接通/预位的 AT 模式/水平模式/垂直模式/进近模式；其中 AP 断开（闪烁红色 AP）和 NO_AUTOLAND（闪烁红色 LAND）有 A429 备份；

b) FDAS 通过 A664 总线发送飞机直接或辅助模式告警信息至 IDU；

c) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交互，实现 IDU 失效重构功能。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

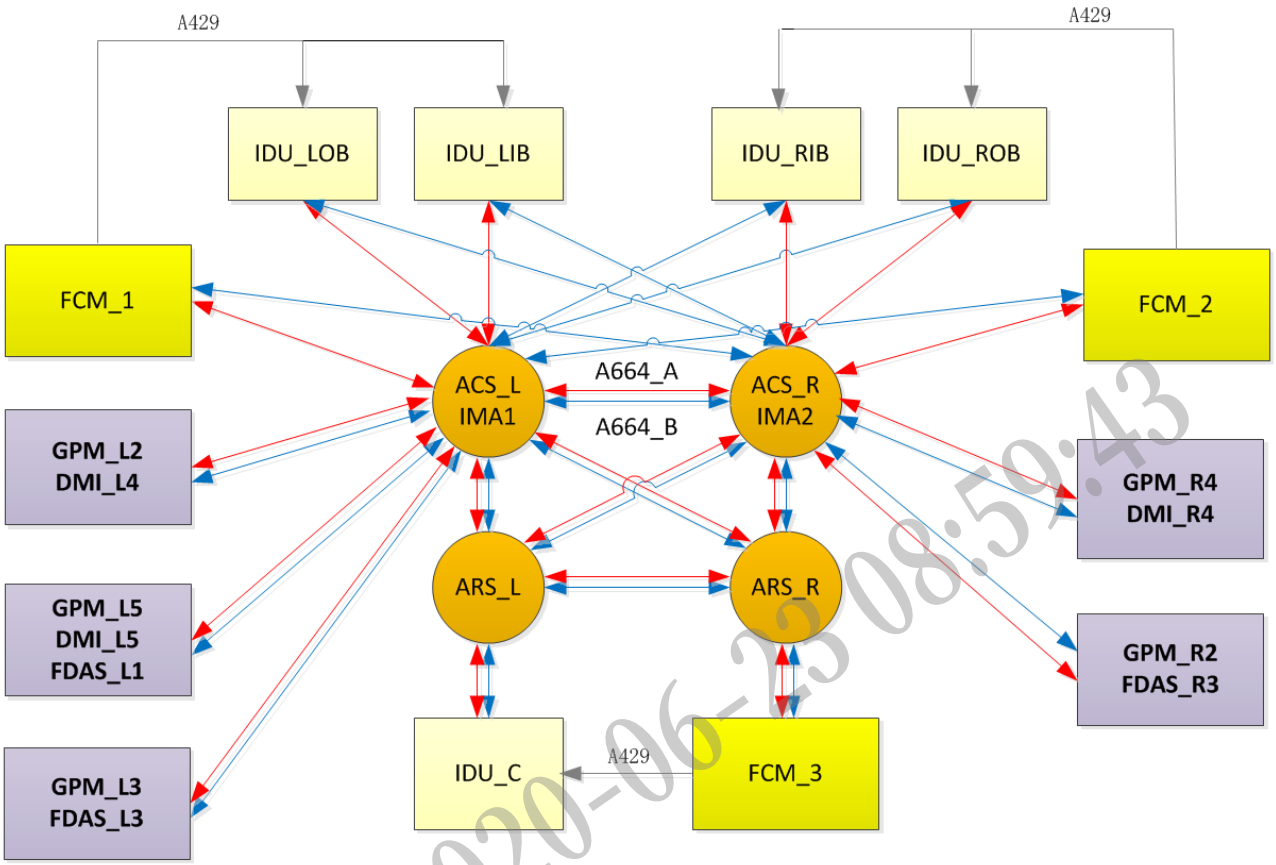



图 137 FMA 显示架构

5.3.5.15 显示水平/垂直航迹偏差

PFD 区域显示源自 FMS、ILS 和 GLS 水平/垂直偏差信息，HSI 和 MAP 的罗盘上显示 ILS 和 GLS 水平（航道）偏差信息，MAP 上显示数字 LNAV 水平偏差信息。

5.3.5.15.1 页面显示

PFD水平偏差显示如 图 138 所示：

①-水平偏差尺（基于 ILS、FLS、GLS）：每个圆圈代表 0.0775DDM；

②-水平偏差尺（基于 LNAV 性能导航）：<>代表 RNP；

③-预定义航道（基于 ILS、FLS、GLS）：正常情况下显示为洋红色实心菱形；当偏差大于等于标尺偏差边缘时，图标停留在边缘并显示为空心；

④-预定义航道（基于 LNAV 性能导航）：当使用基于性能的导航时，指示出当前的导航目标路径相对于飞机的位置。正常情况下显示为洋红色实心三角形；当 ANP 超出 RNP 时，显示为黄色三角；当预定义航道超出标尺偏差边缘时，图标停留在边缘并显示为空心；

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

⑤-ANP：以预定义航道为中心，显示为洋红色短线；

⑥-预位导航提示：预先在标尺中指示出下一即将使用的导航源对应的水平偏差信息；

⑦-导航源指示：显示为白色的 FMS、ILS、GLS，当水平偏差和垂直偏差使用同一导航源时，显示在中间。

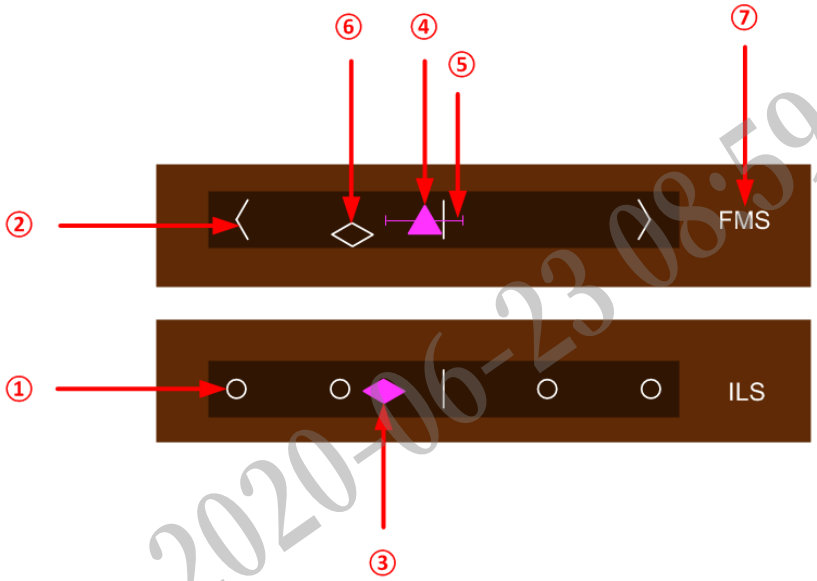



图 138 横向偏差指示

PFD垂直偏差指示如 图 139 所示：

①-垂直偏差尺（基于 ILS、FLS、GLS）：每个圆圈代表 0.0875DDM；

②-垂直偏差尺（基于 LNAV 性能导航）：<>代表 RNP；

③-预定义航道（基于 ILS、FLS、GLS）：正常情况下显示为洋红色实心菱形；当偏差大于等于标尺偏差边缘时，图标停留在边缘并显示为空心；

④-预定义航道（基于 LNAV 性能导航）：正常情况下显示为洋红色实心三角形；当预定义航道超出标尺偏差边缘时，图标停留在边缘并显示为空心；

⑤-预位导航提示：预先在标尺中指示出下一即将使用的导航源对应的垂直偏差；

⑥-导航源指示：显示为白色的 FMS、ILS、GLS，当水平偏差和垂直偏差使用同一导航源时，显示在中间。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

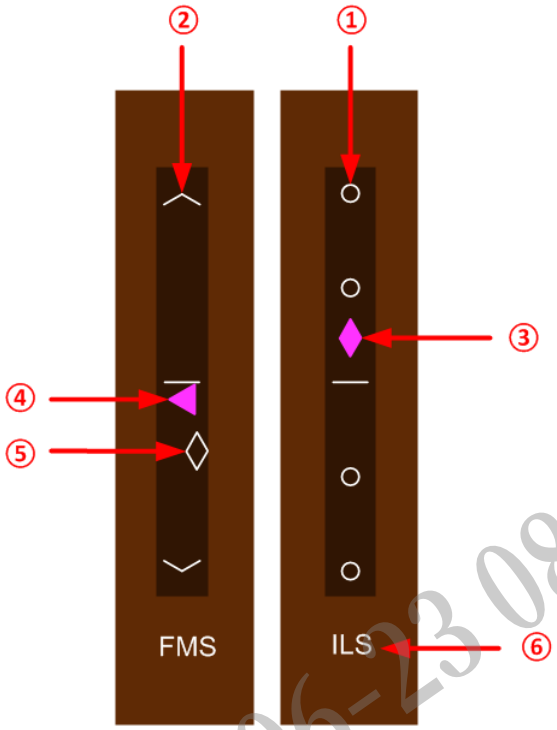



图 139 纵向偏差指示

MAP和HSI水平（航道）偏差信息显示如 图 140 所示：

①-LOC 航道指针；

②-LOC 航道读数；

③-LOC 航道偏差杆：正常情况下显示为洋红色，超出 LOC 偏差刻度带范围时显示为黄色；

④-LOC 偏差刻度带：每个圆圈代表 0.0775DDM；

⑤-LNAV 水平偏差：显示为白色数字+字母“L”/“R”指示。数字读数单位为海里，“L”/“R”表示飞机当前位置与选择航道的相对位置。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

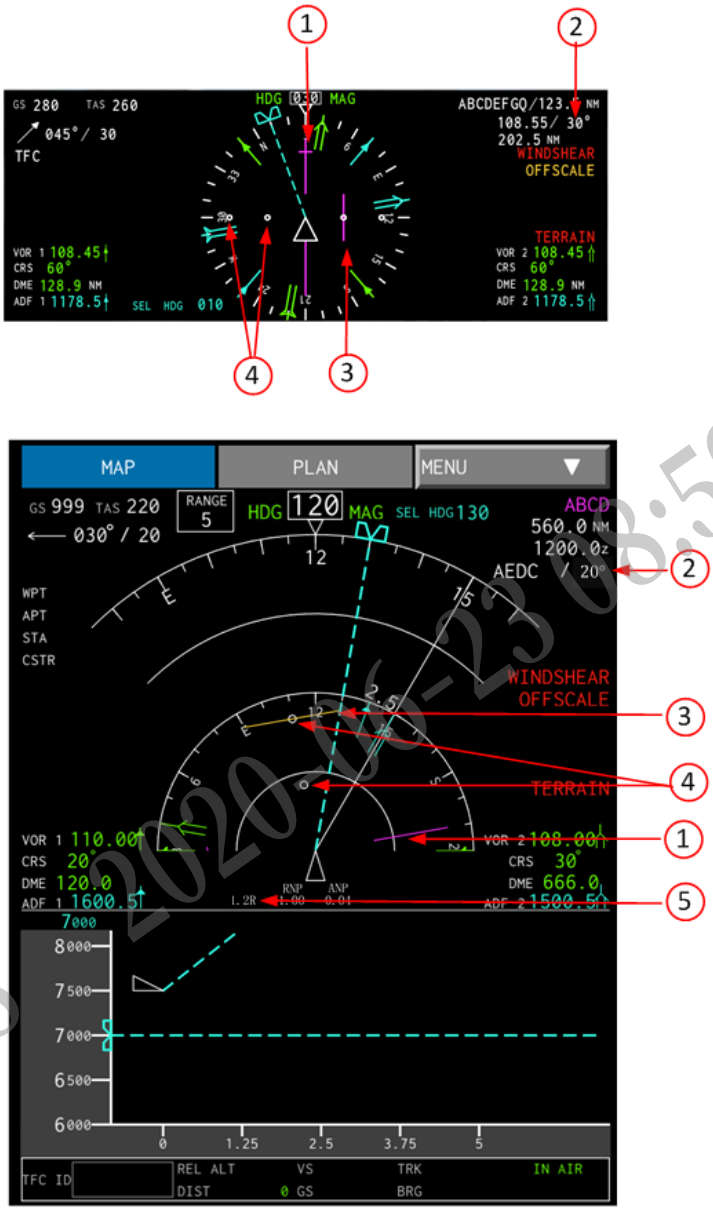



图 140 MAP 和 HSI 横向（航道）偏差信息显示

206628 2020-06-23 08:59:43

5.3.5.15.2 架构

水平偏差和垂直偏差显示架构如 图 141 所示：

a) FMS GUID 通过 A664 总线提供水平/垂直距离偏差、水平/垂直角度偏差、ANP、RNP 等信息至 IDU；

b) 全球定位系统着陆装置（GPS Landing Unit，GLU）通过 A429 总线提供 ILS、GLS 水平/垂直偏差至 RDIU3 和 RDIU8，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 IDU；

c) FCM 通过 A664 总线提供接通和预位的水平和垂直模式至 IDU，用于选择横向和纵向偏差源至 IDU；

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

d) DMI 通过 A664 总线与 IDU 进行交互，实现 IDU 的失效转换功能。

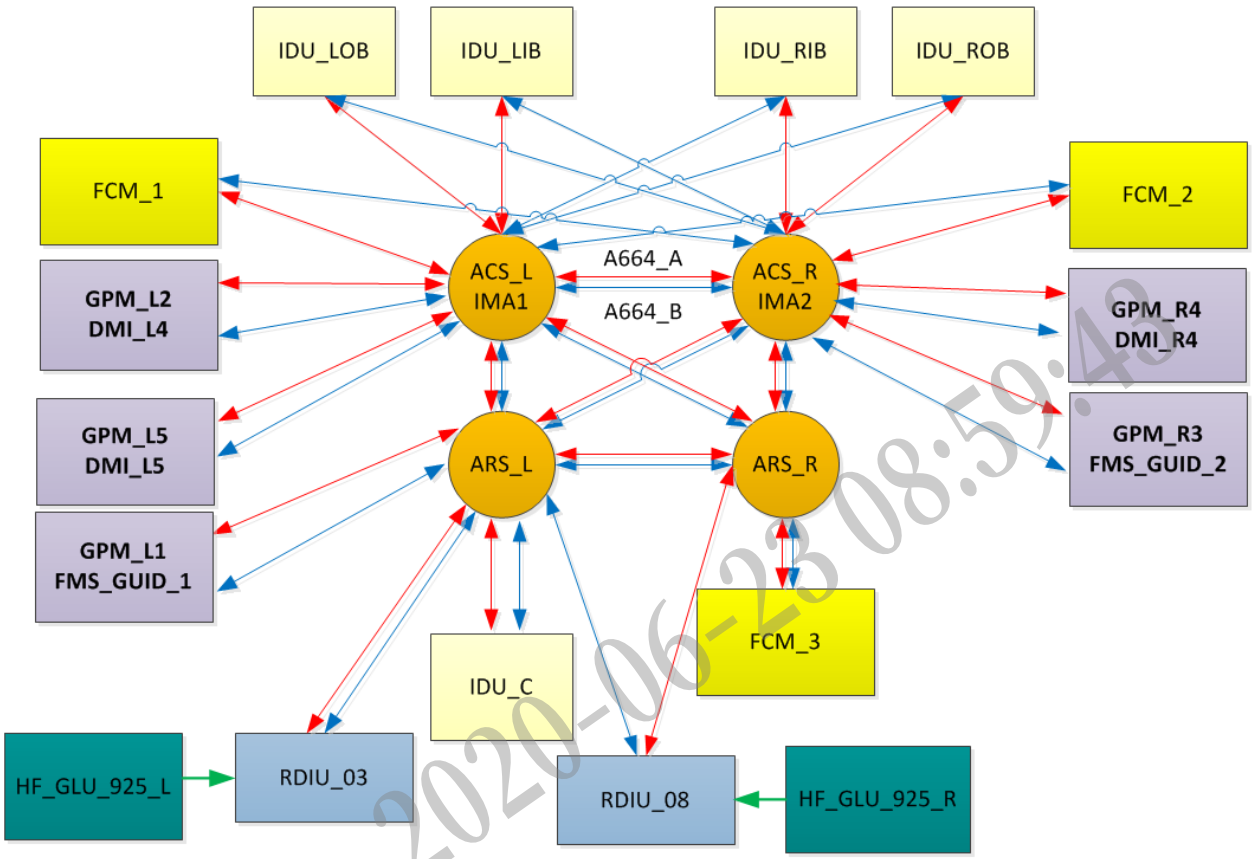



图 141 横向/纵向偏差显示架构

5.3.5.16 显示 RNP/ANP

5.3.5.16.1 页面显示

ANP/RNP在PFD上的显示详见第 5.3.5.15 章节，ANP和RNP在MAP上的显示如 图 142 所示：

①-RNP：在自动飞行 LNAV 模式激活时显示，否则移除显示；当 ANP 的数值小于等于 RNP 的数值，显示为白色数字+白色 ANP；当 ANP 大于 RNP 时，ANP/RNP 标签和数值均显示为黄色；数据有效时显示，无效时移除；

②-ANP：在自动飞行 LNAV 模式激活时显示，否则移除显示；当 ANP 的数值小于等于 RNP 的数值，显示为白色数字+白色 ANP；当 ANP 大于 RNP 时，ANP/RNP 标签和数值均显示为黄色；数据有效时显示，无效时移除。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

图 142 RNP/ANP 显示

5.3.5.16.2 架构

RNP/ANP的显示架构如 图 143 所示：

a) FMS GUID 通过 A664 总线提供 ANP、RNP 信息至 IDU；

b) FMS 通过 A664 总线提供接通的水平模式至 IDU，用于判断是否显示 RNP/ANP；

c) DMI 通过 A664 总线与 IDU 进行交互，实现 IDU 的失效转换功能。

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

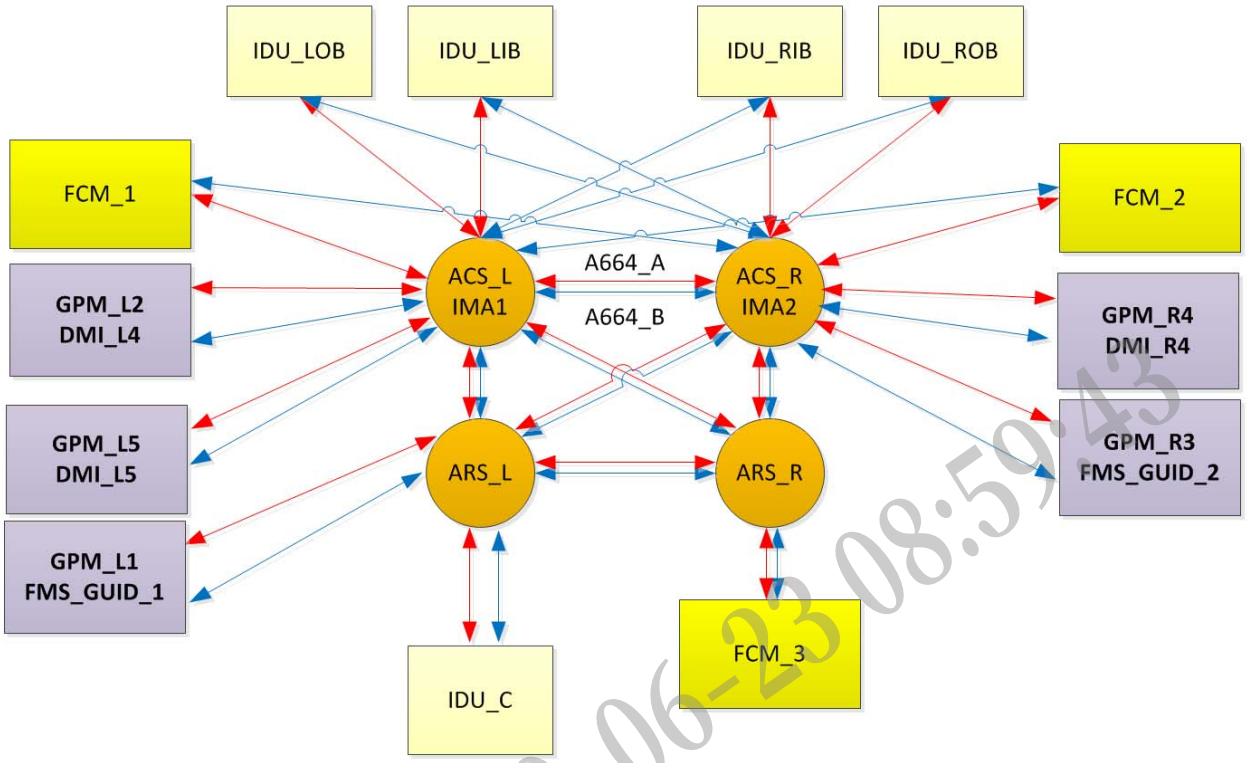



图 143 RNP/ANP 显示架构

5.3.5.17 显示飞行航迹矢量

5.3.5.17.1 页面显示

飞行航迹矢量显示如 图 144 所示：

①-飞行航迹矢量：指示飞机当前侧向的偏流角(drift angle) 及纵向的飞行航迹角（FPA)。可通过按压DCP上的“FPV”调出显示，当飞行员选择航迹模式且HSI上显示当前航迹角时，也可自动调出FPV显示。地速小于等于 60 节时，FPV显示在飞机参考符号中央；地速无效或大于 60 节时，显示实际的FPV，超出姿态显示区域时停留在显示范围边界，如 图 145 所示，地速无效或大于 60 节时，偏流角或飞行航迹角无效显示黄色“FPV”告警旗，告警旗可通过按压DCP上的“FPV”移除，当地速降为小于等于 60 节时，告警旗自动移除。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

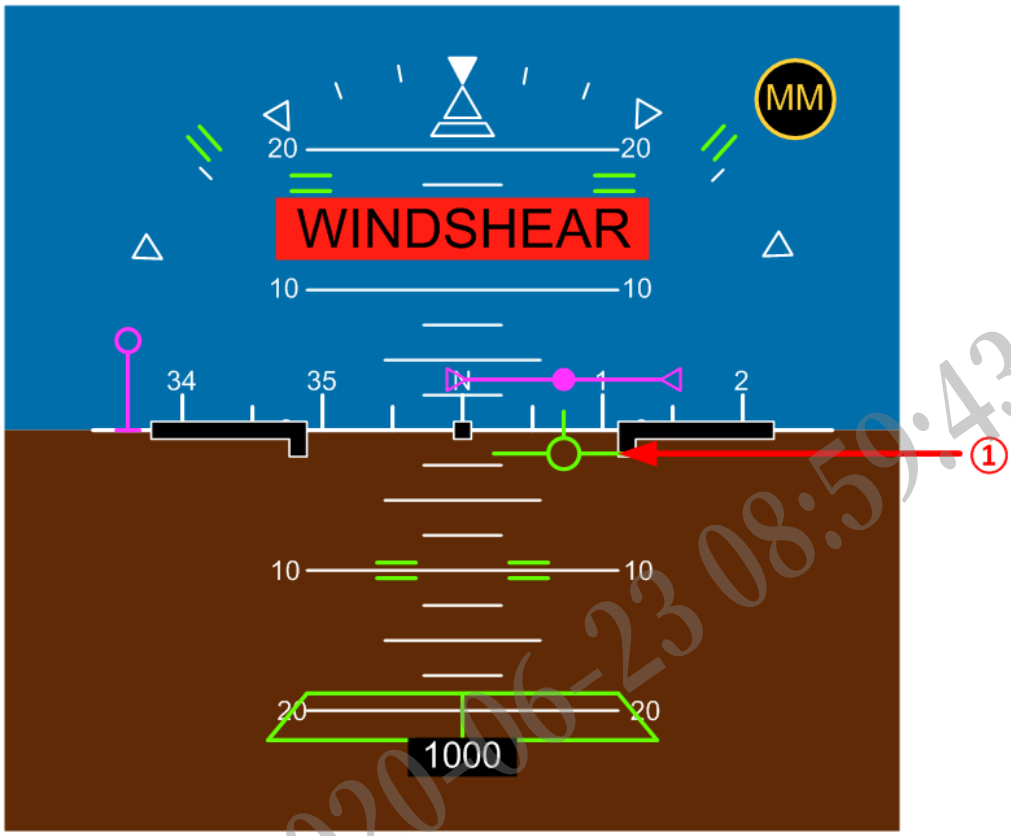



图 144 飞行航迹矢量

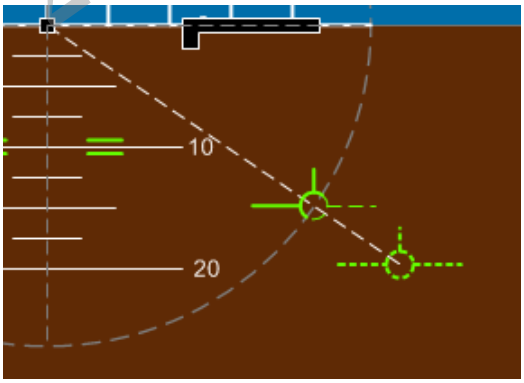



图 145 FPV 超出显示范围时的显示

5.3.5.17.2 架构

飞行航迹矢量显示架构如 图 146 所示：

a) FCM 通过 A664 总线和 A429 总线提供表决偏流角和表决飞行航迹角至 IDU，IDU 首选 A664 表决数据，当 IDU 收不到有效的 A664 表决数据时，使用 A429 表决数据；

b) IRS 通过 A429 总线提供偏流角和飞行航迹角数据，当姿态数据使用 IRS 直连数据时，偏流角和飞行航迹角也使用同源的 IRS 数据；

c) FCM NAV 通过 A664 总线提供地速信息至 IDU；

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

d) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交联，实现 IDU 失效转换功能。

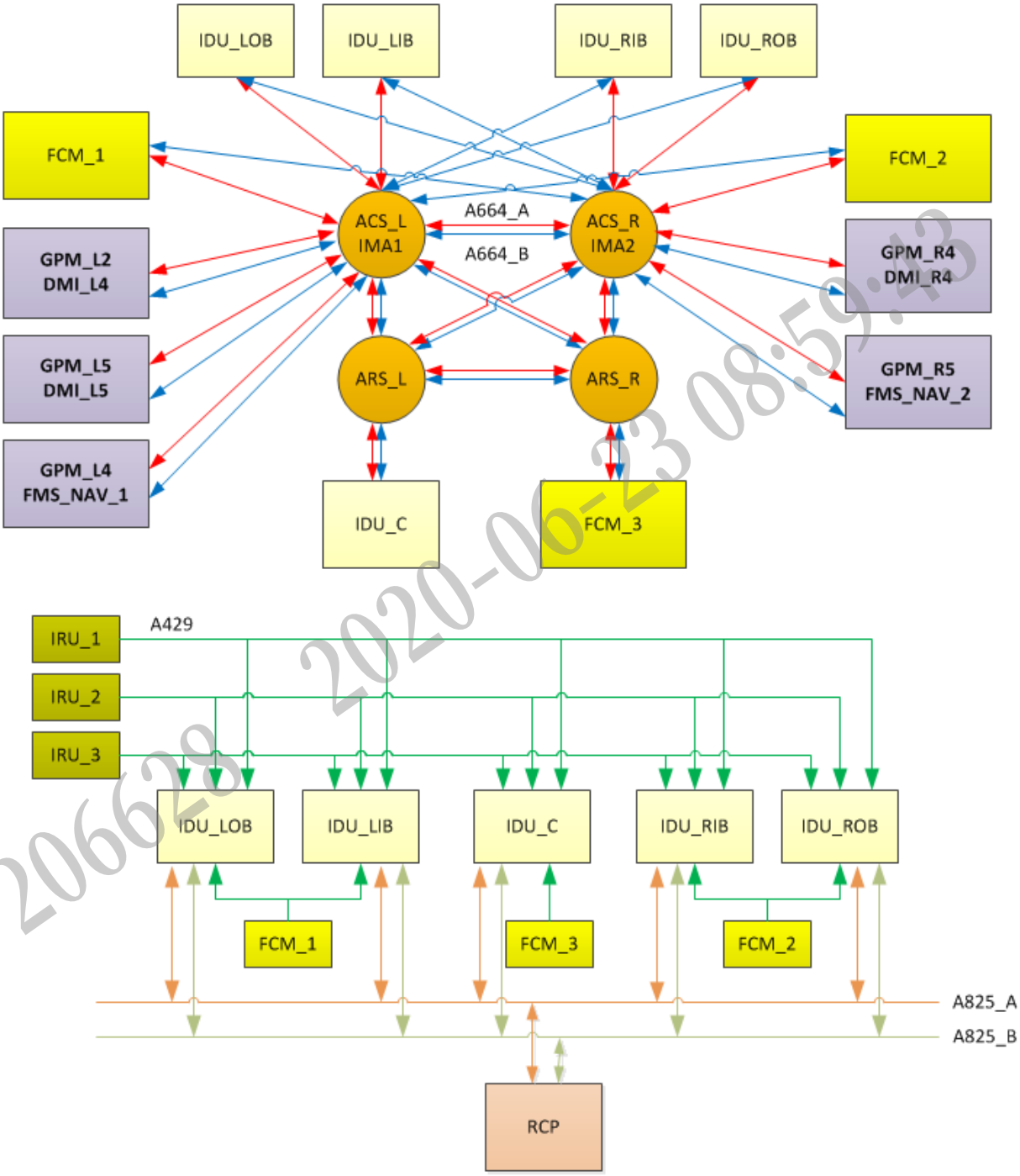



图 146 飞行航迹矢量显示架构

5.3.5.18 显示 VSD 信息

5.3.5.18.1 页面显示

VSD显示如 图 147 所示（并非所有信息同时显示）：

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

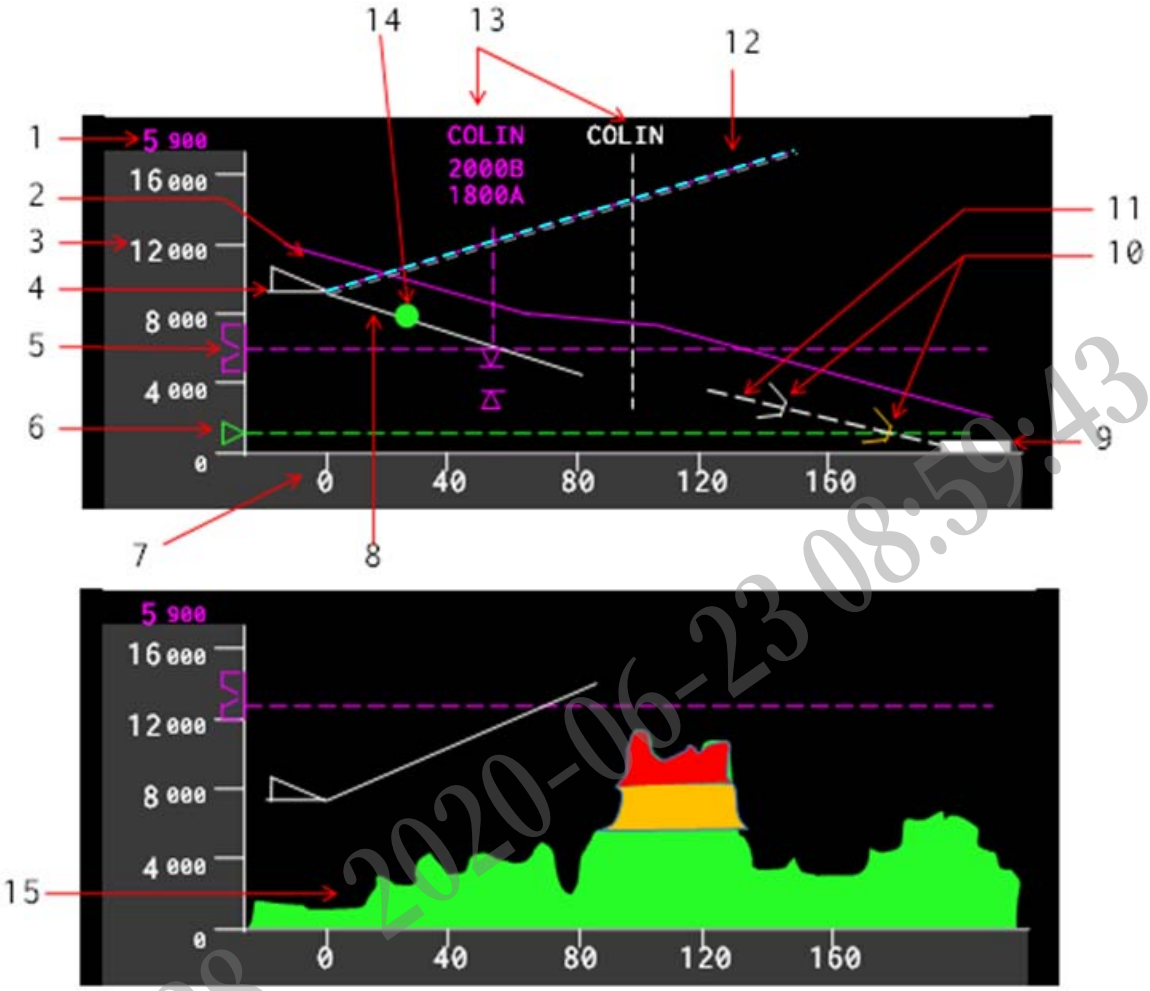



图 147 VSD 显示信息

1 选择高度读数

显示选择高度读数；

2 VNAV 垂直路径

VSD 处于 ROUTE 模式，当有 VNAV 垂直路径时显示出该路径；

爬升阶段时无 VNAV 垂直路径，此时显示为飞机符号与爬升阶段各航路点的连线；

3 VSD 高度刻度带

VSD 高度刻度带从-2000FT 开始显示，刻度与 VSD 显示距离有关：小于等于 5nm-500ft，10nm-1000ft，20nm-2000ft，40nm-4000ft，80nm-8000ft；

4 VSD 飞机本体符号

沿高度刻度带在垂直方向运动；当飞机高度在当前高度带 3/4 以下时，飞机高度变化移动飞机符号；当飞机符号在当前高度带 3/4 以上时，飞机高度变化移动高度带；

5 选择高度游标

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

显示选择高度，源自 FMS 时显示为洋红色，机组手动设置的显示为青色；若选择高度超出当前显示高度刻度带，则停留在刻度带边缘，并只保留符号的下半部分；

6 气压决断高度游标

显示选中的气压决断高度；当飞机的气压决断高度与自动飞行允许的进近着陆等级不匹配时（决断高度小于自动飞行允许的进近着陆等级），游标和虚线显示为黄色；

7 VSD 水平刻度带

正常 MAP 格式下显示的量程与导航地图页面选择量程范围一致，全面 MAP 格式下显示的量程为导航地图页面选择量程的两倍；

8 当前垂直路径矢量

根据飞机当前 FPA 画出的白色直线，其长度延伸至 VSD 水平量程的一半；

9 着陆机场跑道

显示为一个固定长度的白色直线；

10 决断门符号

在下滑道倾角线上 500ft 高、1000ft 高处显示决断门符号；500ft 高的决断门显示为黄色，1000ft 高的决断门显示为白色；

11 下滑道倾角线

从复飞点按下滑道倾斜角延伸 10NM 的一条白色虚线；

12 选择垂直速度/FPA

显示为从飞机符号开始至 VSD 边界的青色直线，垂直速度模式下，显示垂直速度的矢量线；FPA 模式下，显示 FPA 的矢量线；

13 航路点信息

显示各航路点名称以及限制，限制共分为 4 种：

a) 以某一高度飞过航路点；

b) 高于某一高度飞过航路点；

c) 低于某一高度飞过航路点；

d) 介于两个高度间飞过航路点。

14 RSTD (到达目标速度点)

当前速度与目标速度超过 5 节时，在当前垂直路径矢量上显示为绿色实心点；小于 5 节时点移除；若在可见的垂直飞行路径向量不能达到目标速度时，显示为空心点并停留在

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

向量的边缘；

15 垂直地形。

5.3.5.18.2 架构

VSD显示架构如 图 148 所示：

a) FCM 通过 A664 总线提供选择垂直速度/FPA、选择气压高度、表决和单通道气压高度、表决 FPA、表决垂直速度等信息至 IDU，其中表决气压高度、单通道气压高度、FPA、表决垂直速度等具备 FCM 至 IDU 的 A429 备份，在 IDU 无法收到有效的 A664 表决信号时，使用相应的 A429 表决信号；

b) IRS 通过 A429 总线提供 FPA、垂直速度等信息至 IDU，在 IDU 无法收到有效的 FCM 表决 FPA、表决垂直速度时，使用相应的 IRS A429 数据；

c) FMS CORE 通过 A664 总线提供 VNAV 垂速路径、着陆机场跑道、决断门、下滑道倾角线、航路点、到达目标速度点信息至 IDU；

d) FMS NAV 通过 A664 总线提供飞机经纬度和地速信息至 IDU；

e) ISS 通过 A664 总线提供垂直地形信息至 IDU；

f) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交互，实现显示格式配置功能。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

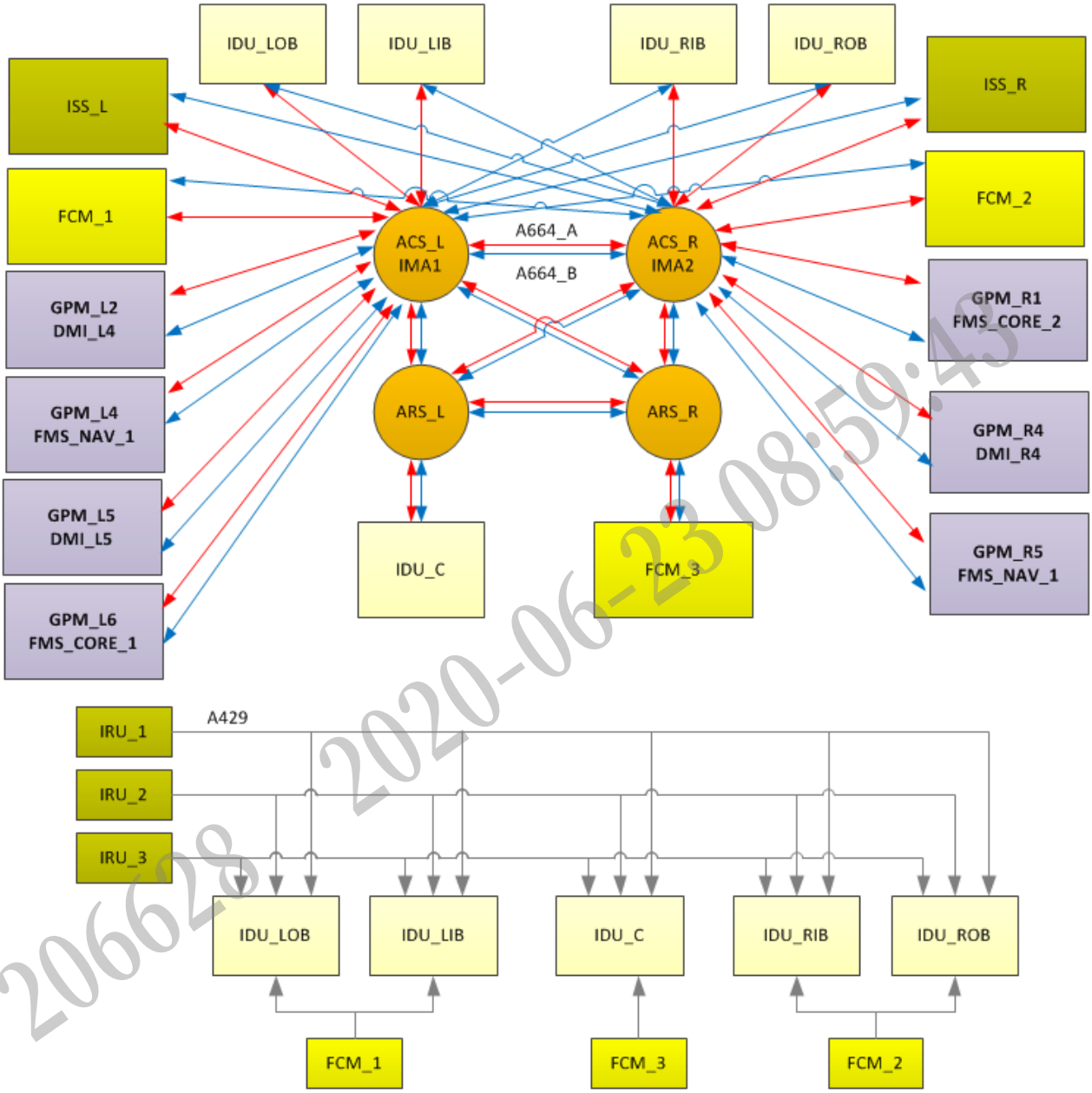



图 148 VSD 显示架构

206628 2020-06-23 08:59:45

5.3.5.19 显示飞机外部环境数据

5.3.5.19.1 页面显示

飞机外部环境数据包括在AUX页面显示的总温、静温，以及在PFD、MAP页面显示的风速和风向。总温静温显示如 图 149 所示：

①-TAT：总温，正常显示为白色，数据无效时显示为黄色虚线；

②-SAT：静温，正常显示为白色，数据无效时显示为黄色虚线。

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

图 149 总温静温显示

风速/风向显示在MAP和HSI上，如 图 150 所示：

①-风向箭头：风速大于等于 2 节时显示，指示风相对于机体轴的方位，当风速和风向均有效时显示，风速或风向无效时移除显示；

②-风向：显示为白色数字，指示相对于真北的风向值；

③-风速：显示为白色数字，以 kts 为单位，大于等于 2kts 时根据实际数值显示，小于 2kts 时显示为 0。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

图 150 风速风向显示

5.3.5.19.2 架构

飞机外部环境数据的显示架构如 图 151 所示：

a) FCM 通过 A664 总线和 A429 总线提供表决航向至 IDU，IDU 首选 A664 表决航向，当 IDU 收不到有效的 A664 表决航向时，使用 A429 表决航向；

b) IRS 通过 A429 总线提供航向，当姿态数据使用 IRS 直连数据时，HSI 航向使用同源的

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

IRS 数据。MAP 航向根据定义的源选择逻辑自动切换；

c) FMS NAV 通过 A664 总线提供风速风向信息至 IDU；

d) 当 IDU 显示 IRS 姿态数据时，通过 RCP 可切换 HSI IRS 数据源；

e) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交联，实现 IDU 失效转换和显示格式配置功能。

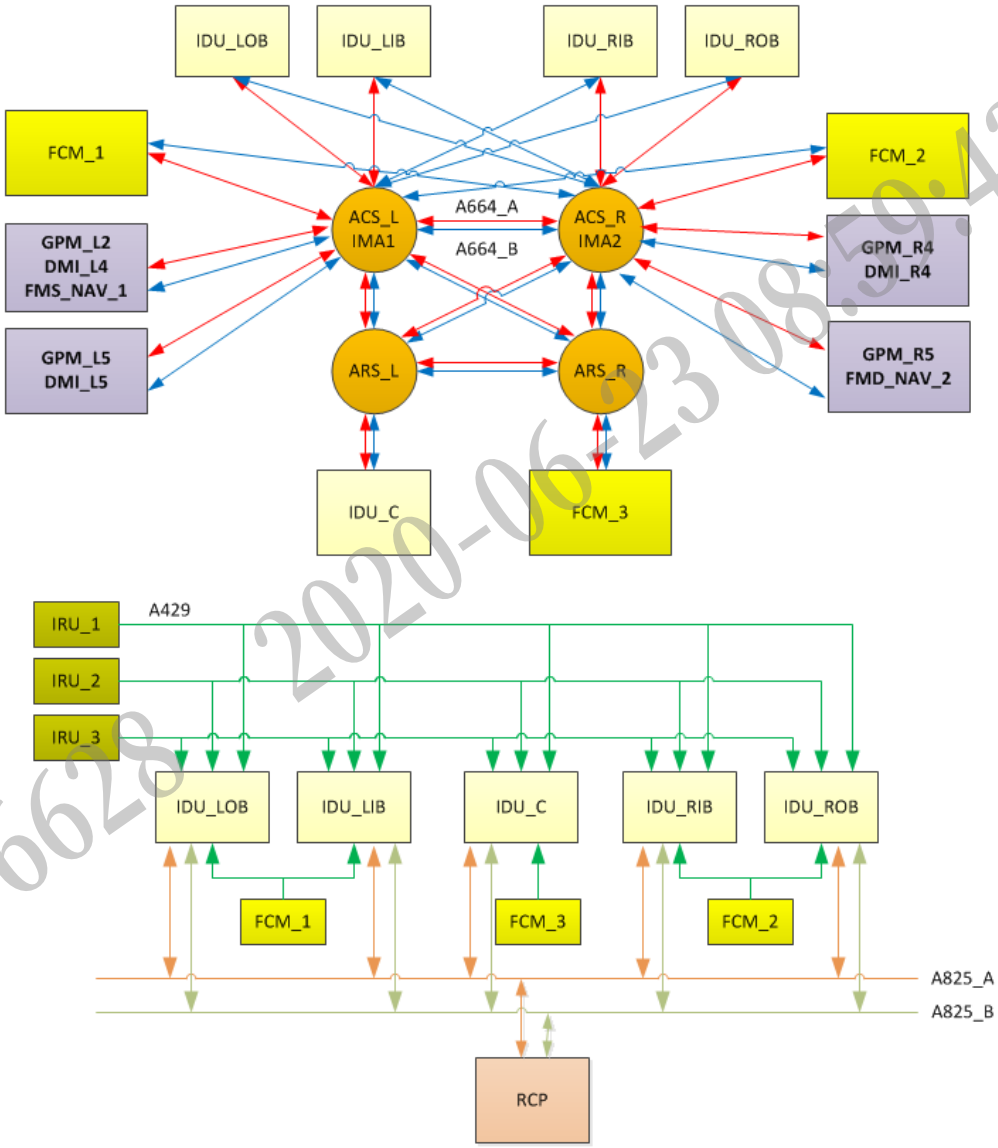



图 151 飞机外部环境数据显示架构

5.3.5.20 显示无线电导航信息

5.3.5.20.1 页面显示

无线电导航信息显示如 图 152 所示：

①-VOR1 频率：显示为白色 VOR1 标签+绿色频率，显示范围为 108MHZ-118MHZ，显示分辨率为 0.05MHZ；频率无效时移除标签和频率指示，VOR1 故障时显示黄色 VOR 故

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

障旗；

②-VOR1 箭头：绿色箭头，与 VOR1 方位角一同显示或移除；

③-VOR1 方位指针：显示为绿色箭头，VOR 方位指针在 VOR 频率和方位角都有效、并且航向模式下磁航向有效或者航迹模式下磁航迹角有效时才会显示；VOR 方位指针与导航源无关，刻度盘上可同时显示 VOR1 和 VOR2 的方位角；

④-VOR1 选择航道：显示为白色标签+绿色数字，显示范围为 1°-360°，显示分辨率为 1°；航道数据无效或 VOR1 频率无效时移除；

⑤-VOR1 DME：显示为白色标签+绿色数字+白色 NM，显示范围为 0-999.9NM，显示分辨率为 0.1NM；当 DME 工作于 HOLD 模式时，H 会替代 NM 并闪烁 5s 后稳定显示；VOR1 DME 故障时显示黄色 DME 故障旗，VOR1 DME 数据无效时移除显示；

⑥-ADF1 频率：显示为白色标签+青色数字，显示范围为 190KHZ-1799KHZ，显示分辨率为 0.5KHZ；ADF1 频率无效时移除显示，ADF1 故障时显示黄色 ADF 故障旗；

⑦-ADF1 箭头：青色箭头，与 ADF1 方位指针一同显示或移除；

⑧-ADF1 方位指针：显示为青色箭头，ADF 方位指针在 ADF 频率和方位角都有效，且在航向模式下，或磁航迹模式下磁航向有效，或真航迹模式下真航向有效时显示；ADF 方位指针与导航源无关，刻度盘上可同时显示 VOR 和 ADF 方位指针；

⑨-导航源：按压正驾驶侧 DCP 上的“NAV”按键按 FMS1、VOR1、LOC、FMS2、VOR2、LOC 轮循，按压正驾驶侧 DCP 上的“NAV”按键按 FMS2、VOR2、LOC、FMS1、VOR1、LOC 轮循；导航源为 LOC 时，若 LOC ID/频率有效，或 LOC 航道有效时可显示详细 LOC 信息（LOC ID/频率+航道+LOC DME）；

⑩-航道指针：导航源为 VOR1/2 时，显示绿色 VOR1/2 航道指针；导航源为 LOC 时，显示洋红色的 LOC 航道指针；

⑪-航道偏差杆：在偏差刻度带范围内时显示颜色与航道指针相同，当超出偏差刻度范围时显示为黄色，并停留在偏差刻度带边界处；

⑫-横向偏差刻度带：显示为白色；导航源为 VOR 时，每个圆圈代表 5°；导航源为 LOC

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

时，每个圆圈代表 0.0775DDM；

⑬-VOR2 频率：参考 VOR1 相关描述；

⑭-VOR2 箭头：参考 VOR1 相关描述；

⑮-VOR2 方位指针：参考 VOR1 相关描述；

⑯-VOR2 选择航道：参考 VOR1 相关描述；

⑰-VOR2 DME：参考 VOR1 相关描述；

⑱-ADF2 频率：参考 ADF 1 相关描述；

⑲-ADF2 箭头：参考 ADF1 相关描述。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

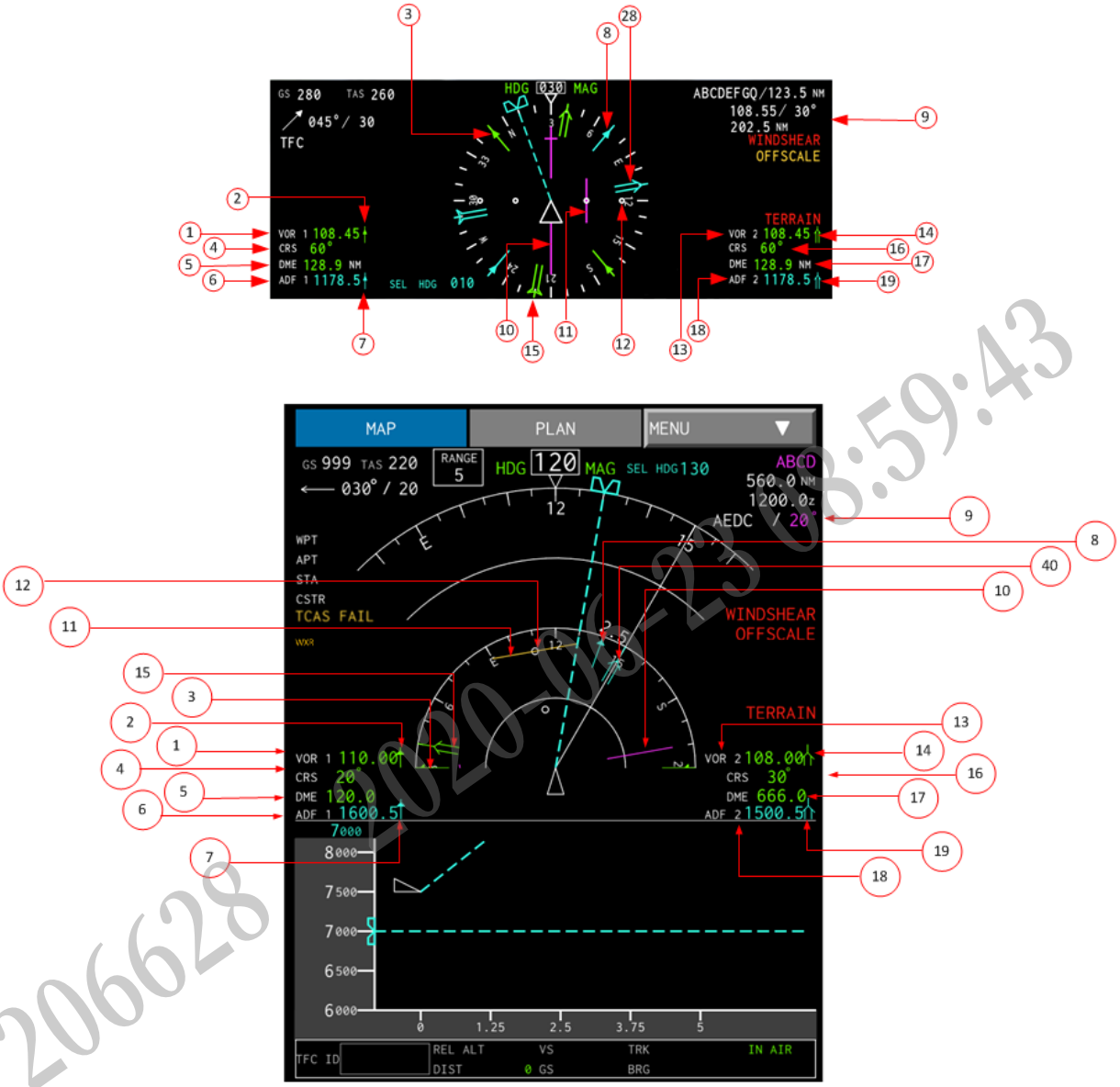



图 152 无线电导航信息显示

5.3.5.20.2 架构

无线电导航信息显示架构如 图 153 所示：

a) NAV-4000 通过 A429 总线将 VOR 频率、VOR 方位、ADF 频率、ADF 方位送至 RDIU9 和 RDIU10，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 IDU；

b) GLU 通过 A429 总线提供 LOC ID/频率和 LOC 航道至 RDIU，由 RDIU 转换为 A664 信号后送至 IDU；

c) FCM 通过 A664 总线提供向背台信息至 IDU；

d) DME 通过 A429 总线将 VOR DME、LOC DME 送至 RDIU9 和 RDIU10，由 RDIU 转换

206628 2020-06-25 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

为 A664 数据后送至 IDU；

e) DMI 通过 A664 总线与 IDU 进行交互，实现 IDU 的失效转换和显示格式配置功能。

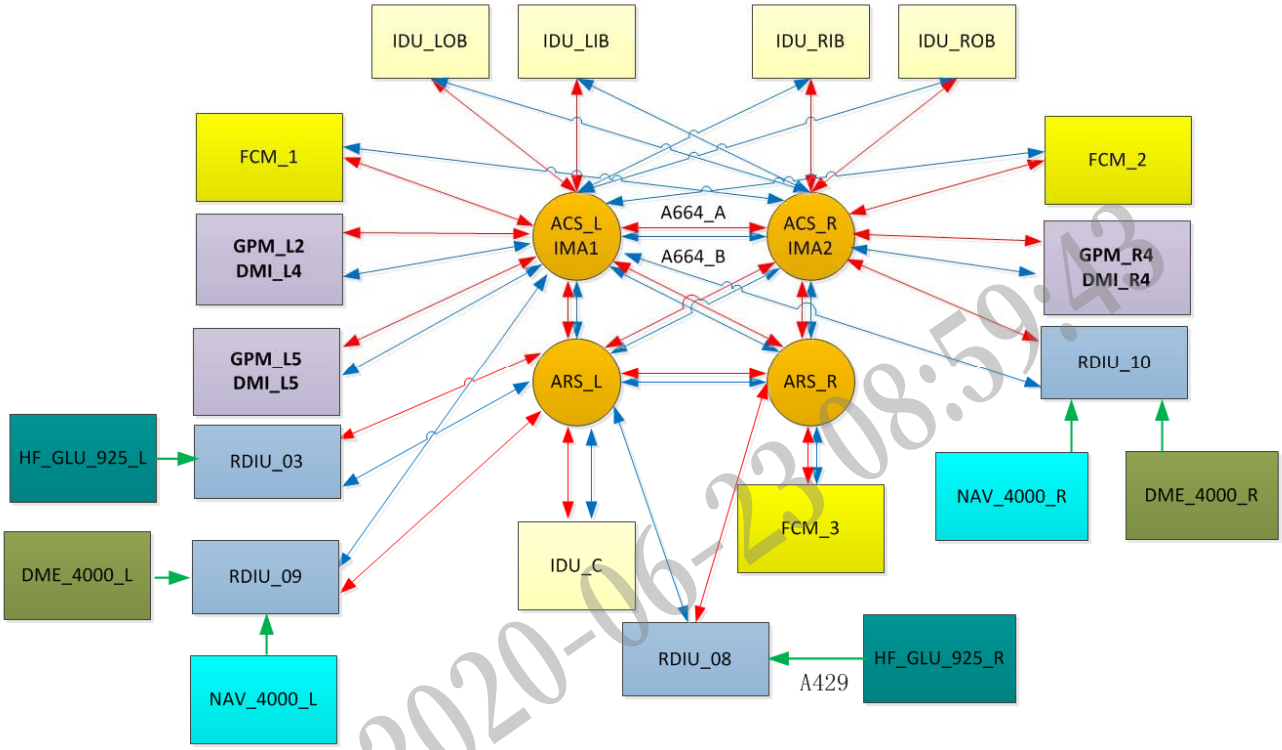



图 153 无线电导航信息显示架构

5.3.5.21 显示 FMS 导航信息

FMS 导航信息显示在 MAP 页面（MAP 格式和 PLAN 格式）、HSI 页面上，主要在地图上显示与飞行计划相关内容，包括飞行计划航路、航路点。

5.3.5.21.1 页面显示

FMS导航信息在MAP页面PLAN格式上的显示如 图 154 所示：

①-下一个航路点信息：包括下一个航路点名称、下一个航路点距离、到达下一个航路点时间；

②-FMS 叠加信息：包括备用机场、其它机场、起飞/着陆机场/跑道、待机、程序转弯等；

③-航路点符号：指示飞行计划中航路点名称及位置，以白色星号及航路点名称标示；

④-航路指示：指示飞行计划中航路位置，以洋红色线段标示；

⑤-下一个航路点符号：指示飞行计划中下一个航路点的名称及位置，以洋红色星号及航路点名称标示。

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

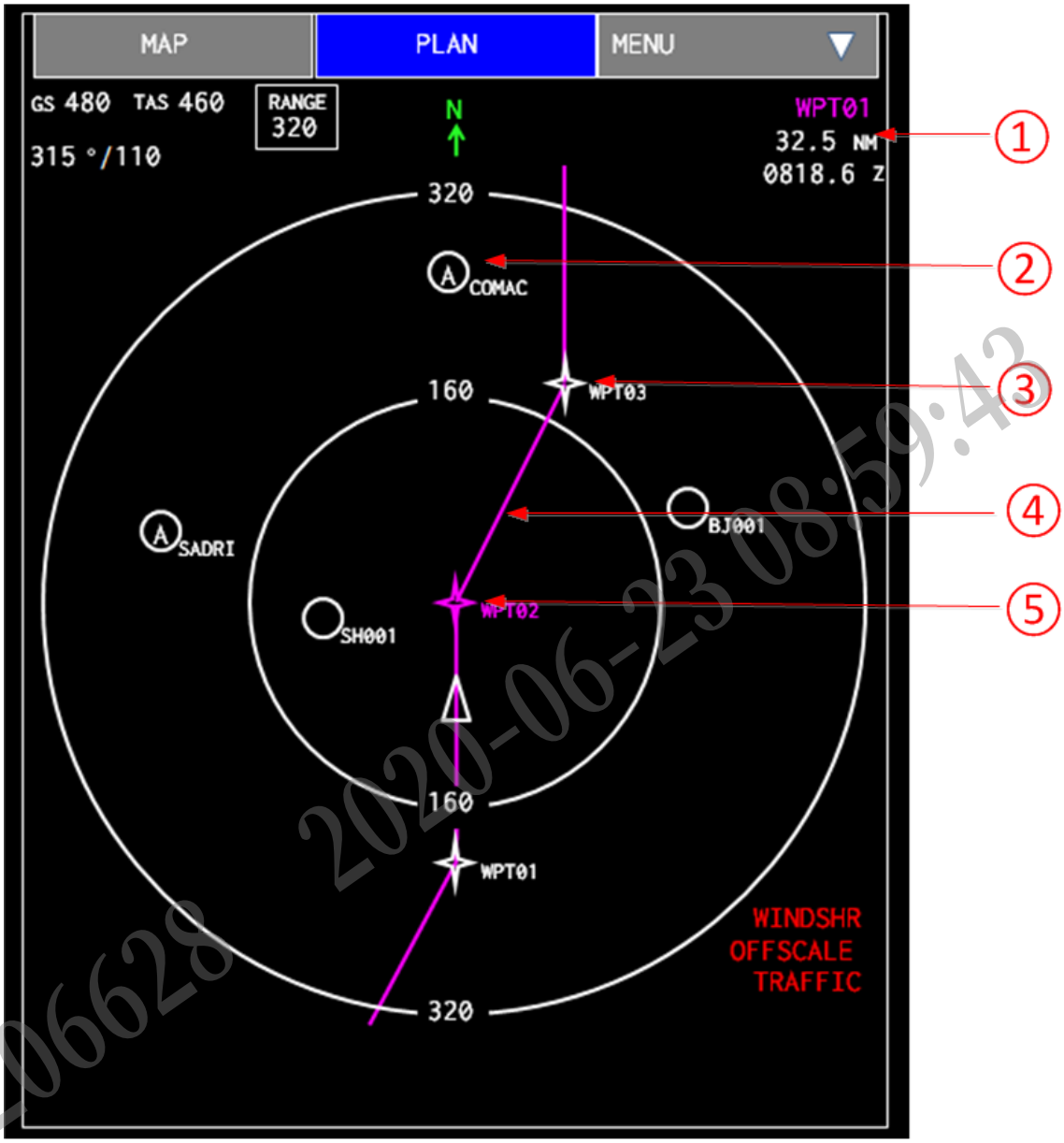



图 154 FMS 导航信息显示

5.3.5.21.2 架构

FMS导航信息显示架构如 图 155 所示：

a) FMS CORE 通过 A664 总线提供飞行计划、下一航路点等信息至 IDU 进行显示；

b) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交互，实现 IDU 的失效转换和显示格式配置功能。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

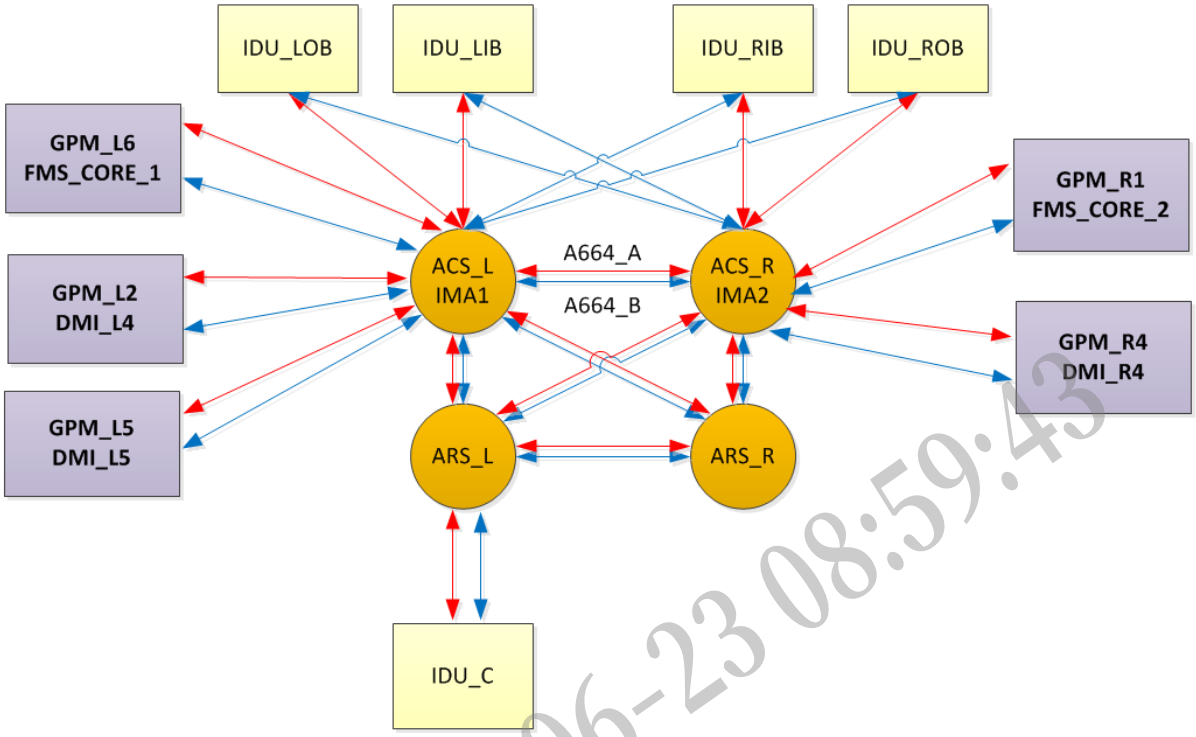



图 155 FMS 导航信息显示架构

5.3.5.22 显示 ISS（TCAS、TAWS、WXR）

下显子系统综合监视系统（ISS）信息主要显示在 PFD 页面、MAP 页面和 HSI 页面上，综合监视系统包括 TCAS（含 ADS-B IN 功能）、TAWS、气象雷达三个子系统，三个子系统均可在显示系统叠加显示相关的符号/图形、告警信息以及工作模式信息。

5.3.5.22.1 页面显示

ISS工作模式、ADS-B IN和ISS告警显示如 图 156 所示。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

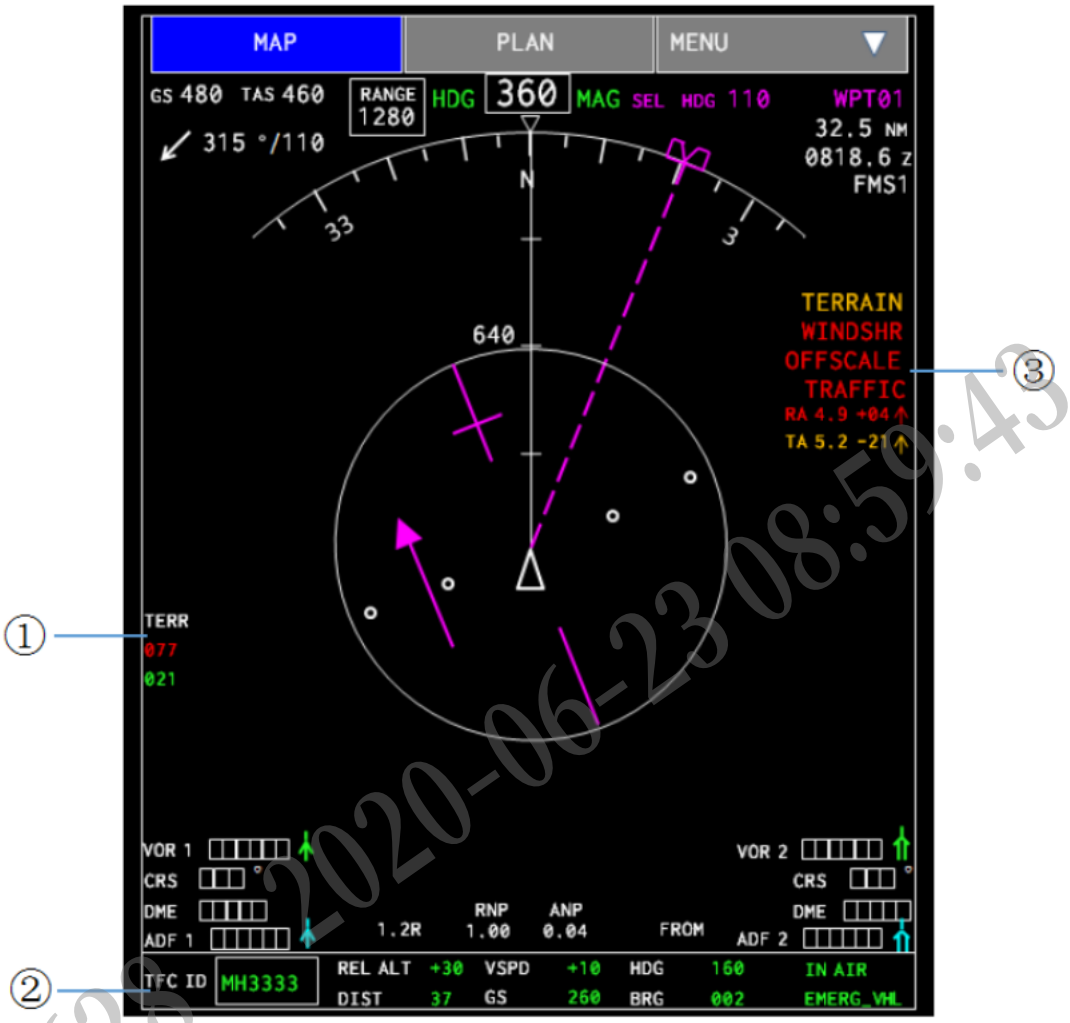



图 156 ISS 信息显示（告警、工作模式）

①-ISS 工作模式显示：包括 TCAS 模式、TERR 模式和 WXR 模式。相应的模式通告仅在选择叠加相应图层时显示，子系统告警将自动叠加相应格式的符号/图形；

TCAS 模式在单独一行显示，工作模式包括 TFC（白色）、TA ONLY（白色）、TCAS FAIL（黄色）、TCAS OFF（黄色）、TCAS TEST（白色）；

TERR 模式和 WXR 模式在 TCAS 模式通告下面 6 行分时显示，共享同一显示区域。TERR 模式包括 TERR FAIL（黄色）、TERR OVRD（黄色）、TERR TEST（青色）、TERR POS（黄色）、TERR（青色）；

WXR 模式包括 WX（白色）、WX+T（白色）、TEST（白色）、MAP（白色）、雷达增益（白色）、雷达倾角（白色）、WXR FAIL（黄色）、ATT（黄色）、ANT（黄色）、DRV（黄色）、RTM（黄色）、ISS（黄色）、TCP（黄色）、 ATT（黄色）、AUTOTILT FAIL（黄色）；

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

②-ADS-B选择目标数据块：开启ADS-B IN功能时，在导航地图页面显示出ADS-B交通目标；飞行员可以通过光标选择其中的一个目标，或在ADS-B IN窗口的"FLT ID"的编辑区域输入相应的目标ID，此时在ADS-B IN窗口内会显示此目标的扩展信息，包含目标飞机的方位、航向、相对高度、距离、地速、垂直速度等信息，如 图 157 和 图 158 所示；

图 157 ADS-B IN 目标数据块（半屏 MAP 格式）

图 158 ADS-B IN 目标数据块（全屏 MAP 格式）

③-ISS 告警信息：显示 ISS 相关告警信息，包括 TCAS 告警、TERR 告警和 WXR 告警。TCAS 告警包括 TRAFFIC（黄色/红色）、OFFSCALE（绿色/黄色/红色）、No-Bearing RA（红色）、No-Bearing TA（黄色）。TERR 告警包括 OBSTACLE（黄色/红色）、TERRAIN（黄色/红色）。WXR 告警包括 WINDSHEAR（黄色/红色）。

TAWS地形、TCAS、气象雷达信息可在HSI和MAP上进行叠加显示，地形叠加图层信息如 图 159 所示：

①-MAP 页面水平地图地形叠加显示：在 MAP 页面 MAP 格式上叠加显示地形图形。地形叠加图形与气象雷达叠加图形选择显示互斥，TCAS 符号可与地形、气象雷达一同叠加显示；

②-VSD 页面垂直地形叠加显示。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

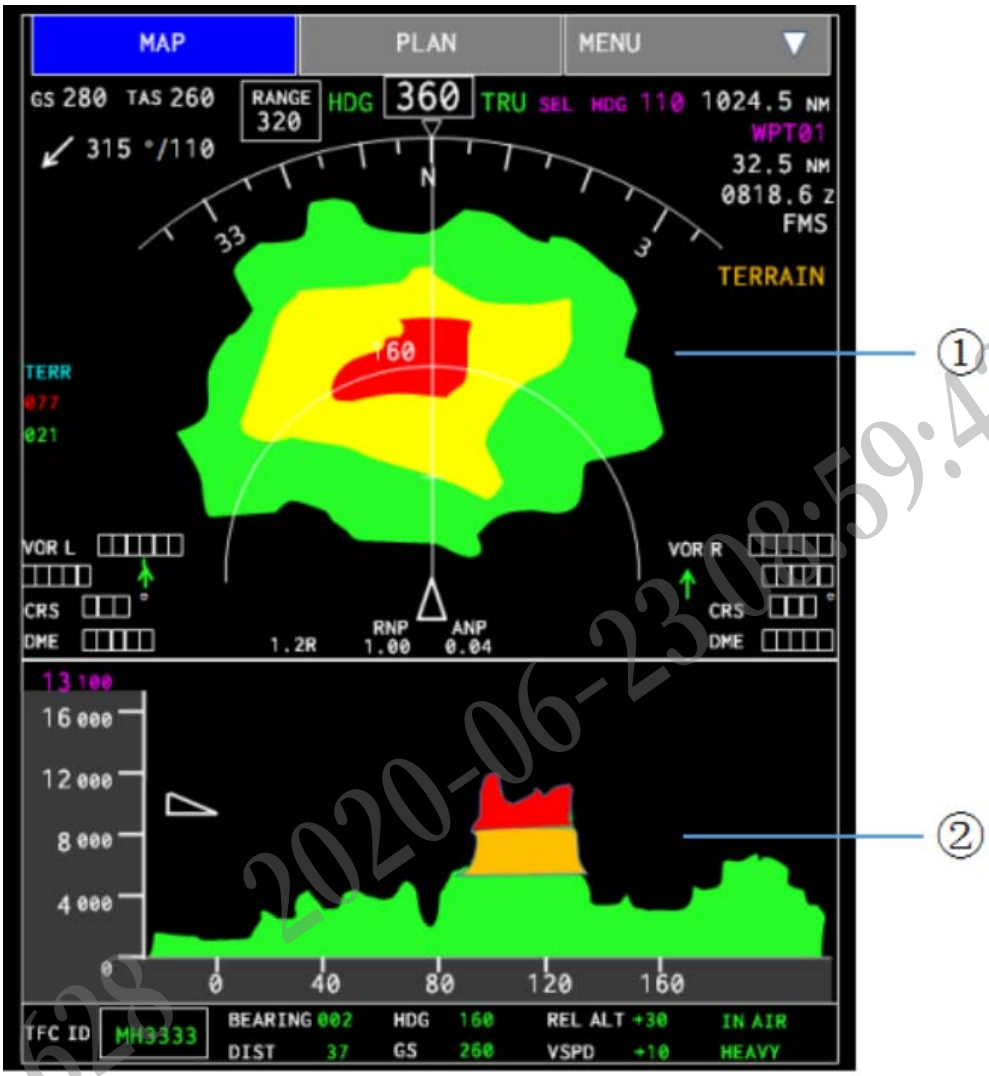
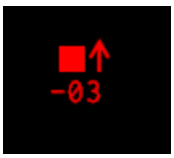



图 159 ISS 地形叠加显示

TCAS 符号定义如表 19 所示：

表 19 TCAS 符号定义

| 图形 | 含义 |
|---|---|
|   | TCAS Resolution Advisory (RA)符号 |
| | TCAS Traffic Advisory (TA)符号 |
| | TCAS Proximate Traffic(PT)符号 |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 图形 | 含义 |
|---|---|
| | TCAS Other Traffic(OT)符号 |
| | No-Bearing RA 指示 |
| | No-Bearing TA 指示 |

5.3.5.22.2 架构

ISS信息显示架构如 图 160 所示：

a) ISS 通过 A664 总线提供 ISS 设备工作模式、告警和叠加图层信息至 IDU。ISS 最多同时支持四个实例显示，DCAS 仅 IDU1、IDU2、IDU3、IDU4 可显示 ISS 信息，IDU5 上不可显示；

b) IDU 通过 A664 总线提供 ADS-B 的“FLT ID”至 ISS，由 ISS 反馈 ADS-B 的目标信息，更新 TCAS 叠加图层信息，并通过 A664 总线送至 IDU；

c) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交互，实现 IDU 的失效转换和显示格式配置功能。

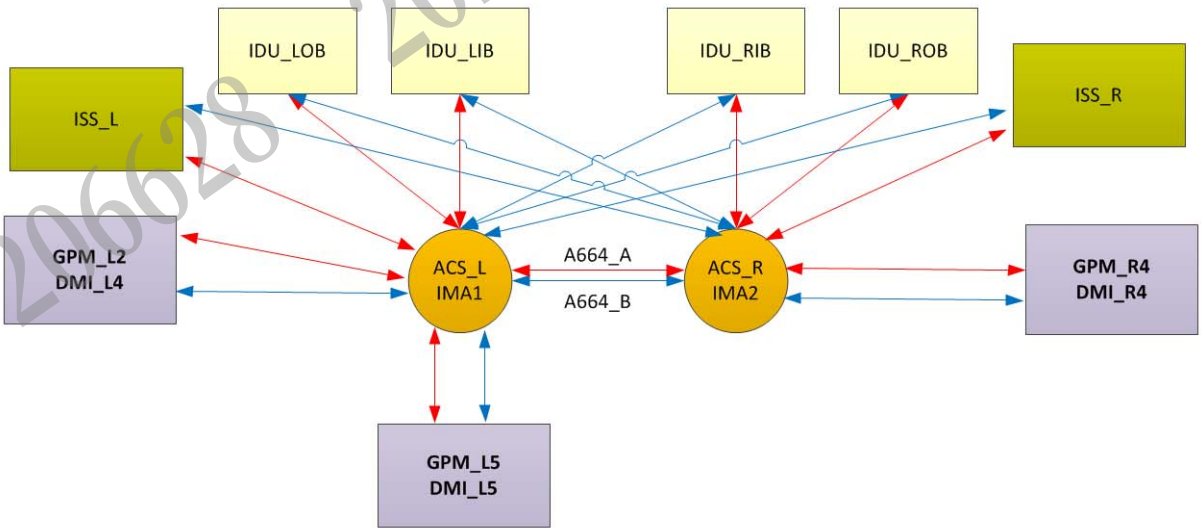



图 160 ISS 信息显示架构

5.3.5.23 显示 Minimums 信息

5.3.5.23.1 页面显示

Minimums显示如 图 161 所示，飞机落地 10s后移除显示，两侧Minimums不一致时，显示黄色高亮框：

①-Minimums 类型：显示为绿色的 BARO 或绿色的 RADIO；

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

②-Minimums 读数：调节时显示为白色（若 10s 未调节则消失），按压确认后变为绿色数字，并闪烁 2s 后稳定显示。BARO 下显示范围为 0ft-18000ft，RADIO 下显示范围为 0ft-1000ft。当自动飞行允许的进近类型和设置的 Minimums 不匹配时，显示为黄底黑字并闪烁；

③-BARO Minimums 游标：当 Minimums 类型为 BARO 时，会在当前气压高度带上显示相应的绿色游标。当 Minimums 类型为 RADIO 时不显示。当 BARO Minimums 显示为黄底黑字时，游标显示为黄色虚线。

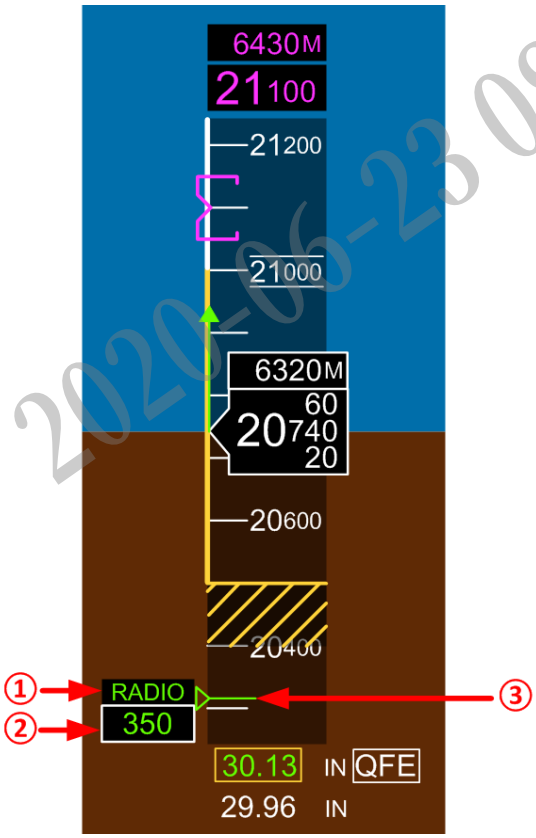



图 161 Minimums 显示

5.3.5.23.2 架构

Minimums显示架构如 图 162 所示：

a) DCP 通过双 CAN 总线发送增量数据至 IDU，由 IDU 计算并显示 Minimums，并将最终激活的 Minimums 通过 A664 总线发送给用户系统；

b) 通过 CCD、MKB 可以操作 VCP 完成 Minimum 设置；

c) 在 DCP 和 VCP 未设置 Minimums，且 FMS Minimums 有效时，按压 RST 可显示源自 FMS CORE 的 Minimums；

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

d) LGCU 通过 A429 总线提供轮载信号至 RDIU3 和 RDIU8，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 IDU；

e) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交互，实现 IDU 的失效转换功能。

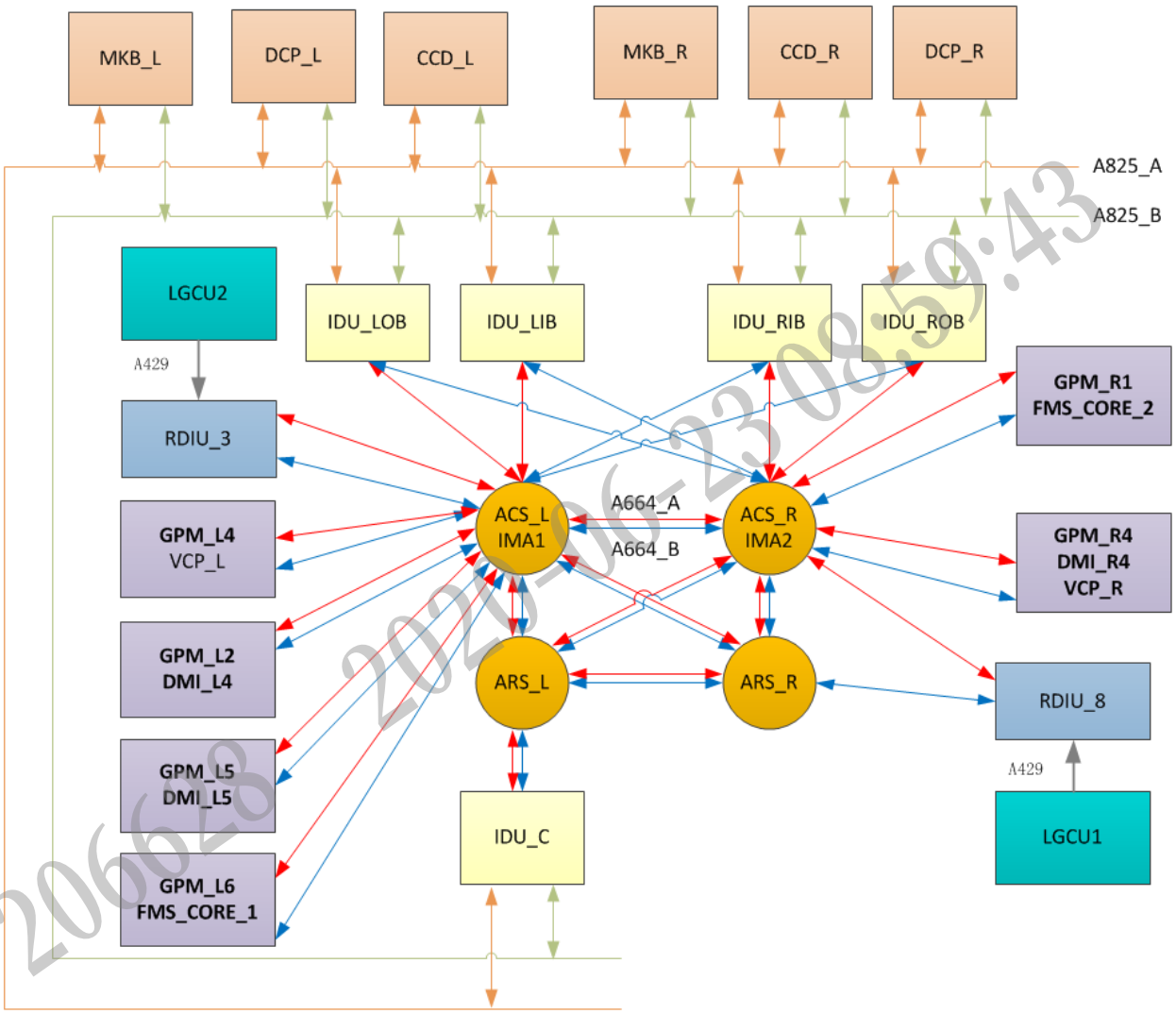



图 162 Minimums 显示架构

5.3.5.24 显示飞行指引信息

5.3.5.24.1 页面显示

飞行指引显示如 图 163 所示：

①-飞行指引仪：显示为洋红色十字杆，指示飞机俯仰及偏航方向的操纵指引。横杆至飞机参考符号中心的距离代表垂直指引，显示范围为-35°至 35°；纵杆至飞机参考符号中心的距离代表水平指引，显示范围为-18°至 18°。飞行航迹指引仪显示时，不显示飞行指引仪。FD 故障时，显示黄色“FD”告警旗；

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

②-飞行航迹指引仪：提供飞行航迹与坡度的指引。飞行航迹指引仪在飞行航迹矢量显示、并且地速无效或大于 60 节时显示，显示为洋红色。与飞行指引仪不同，飞行航迹指引仪相对于飞行航迹矢量显示，飞行航迹指引（Flight Path Director，FPD）圆心与俯仰刻度带中心线的垂直距离代表偏流角，FPD 翅膀与飞行航迹矢量翅膀之间的夹角代表坡度指引，FPD 圆心与飞行航迹矢量之间的纵向角度代表垂直指引。FD 故障时，显示黄色“FD”告警旗；

③-推力指引：圆圈在上方，需增加推力；圆圈在下方，需减小推力。

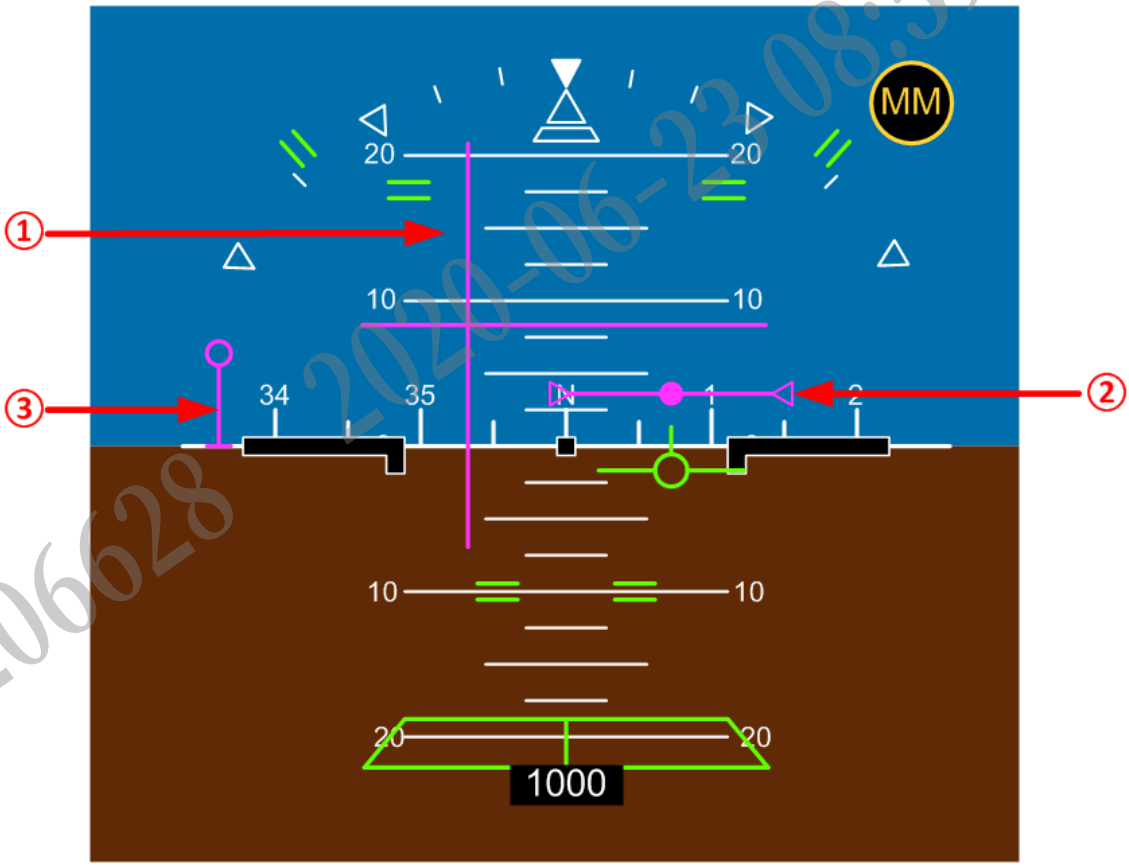



图 163 飞行指引信息显示

5.3.5.24.2 架构

飞行指引显示架构如 图 164 所示（未包括姿态数据无效时移除飞行指引显示）：

a) FCM 通过 A664 总线提供指引信息、表决偏流角信息至 IDU，其中表决偏流角具备 A429 备份，在 A664 表决偏流角无效时，IDU 使用 A429 表决偏流角；

b) IRS 通过 A429 总线提供偏流角至 IDU，当姿态显示 IRS 数据时，IDU 使用同源的 IRS

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

A429 偏流角；

c) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交互，实现 IDU 的失效转换功能。

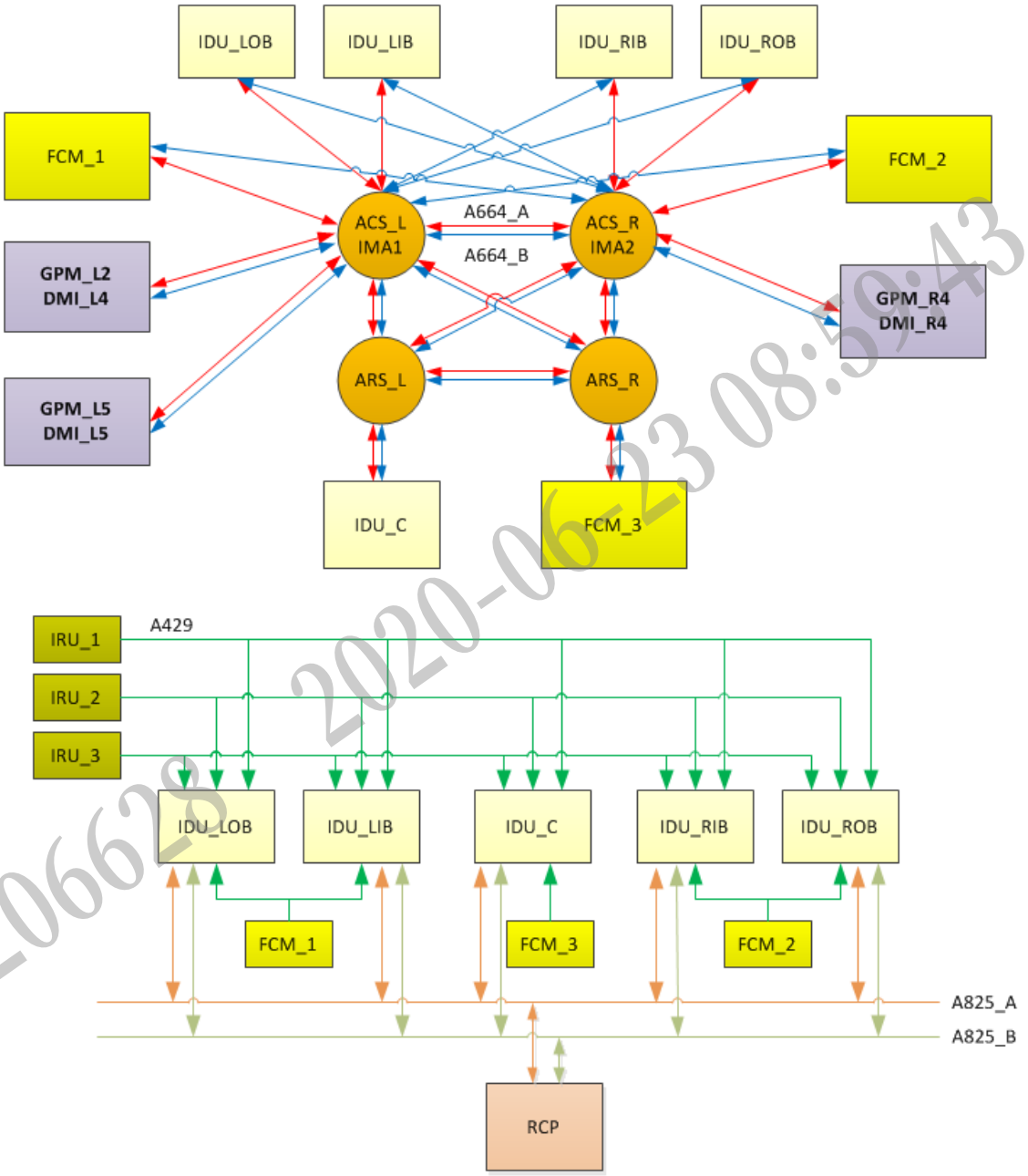



图 164 飞行指引显示架构

5.3.5.25 显示侧滑信息

5.3.5.25.1 页面显示

侧滑显示如 图 165 所示：

①-以滚转指针为中心左右滑动，地面显示横向加速度，空中显示估算侧滑角。飞机在地面，

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

横向加速度超过 0.3g 时，梯形框停留在边界并填充白色。

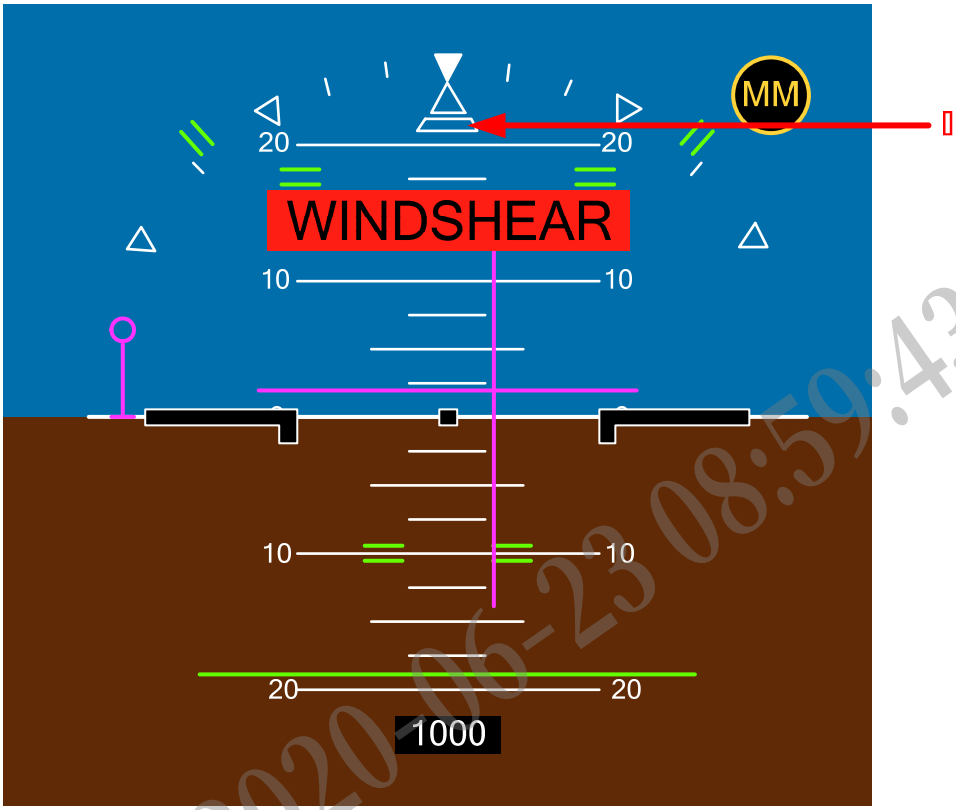



图 165 侧滑显示

5.3.5.25.2 架构

侧滑显示的架构如图 166 所示：

a) FCM 通过 A664 和 A429 总线提供表决的姿态数据至 IDU；

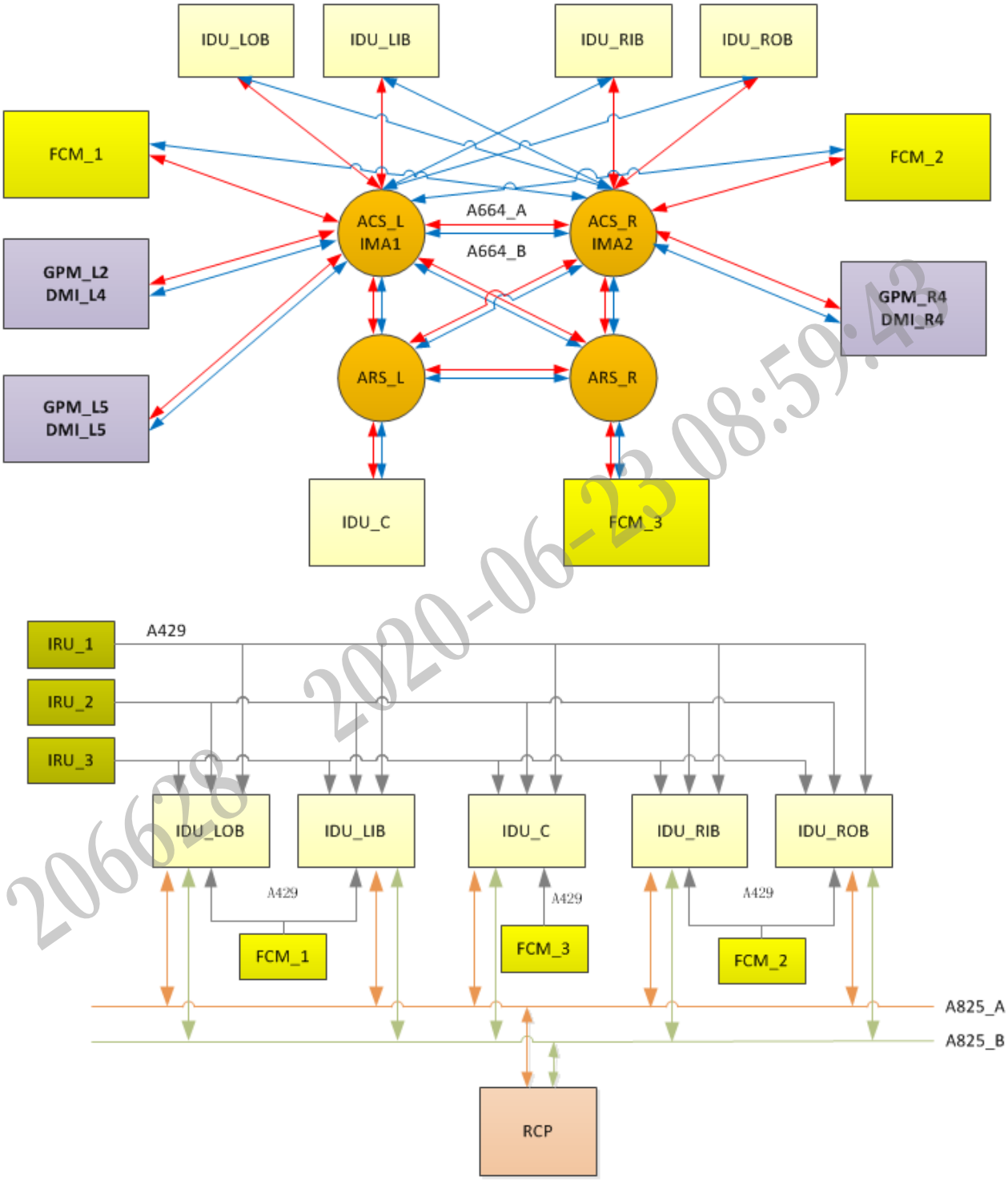
b) IRU 通过 A429 总线提供姿态数据数据至 IDU，在表决姿态无效时作为备份姿态数据；

c) RCP 通过双路 CAN 总线与 IDU 交联，在显示 IRU 数据时提供数据源切换功能；

d) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交互，实现 IDU 失效切换功能。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。




206628 2020-06-23 08:59:43

图 166 侧滑显示架构

5.3.5.26 显示 TCAS 垂速 RA 指引

5.3.5.26.1 页面显示

TCAS RA垂速指引显示如 图 167 所示：

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

①-绿带：TCAS RA 时建议飞机维持的垂速范围；

②-红带：TCAS RA 时不允许飞机进入的垂速范围。

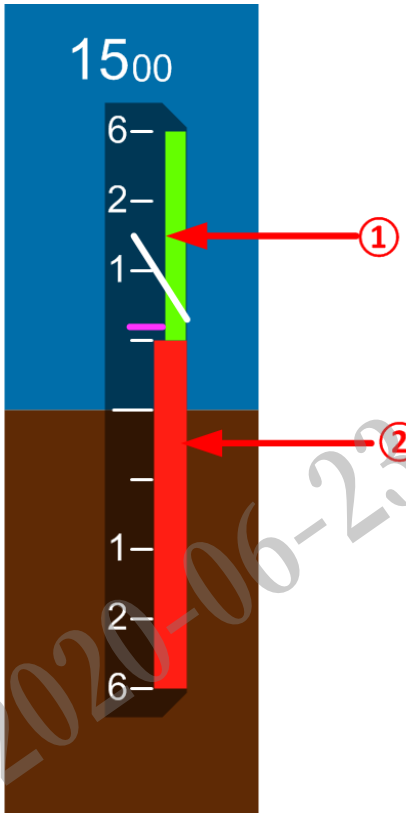



图 167 TCAS RA 垂速指引显示

5.3.5.26.2 架构

TCAS RA垂速指引的显示架构如 图 168 所示：

a) ISS 通过 A664 总线提供 TCAS RA 信息至 IDU；

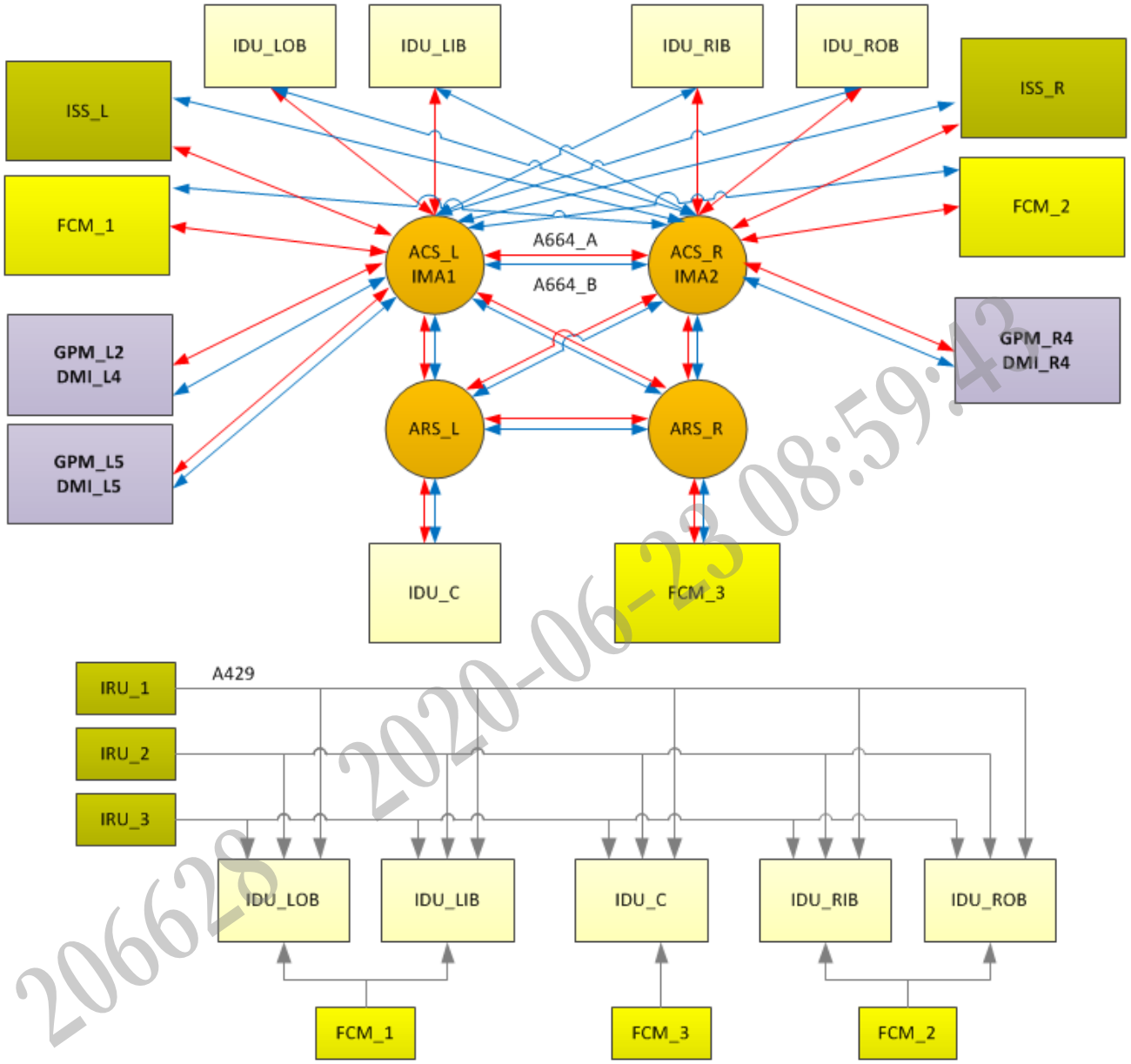
b) FCM 通过 A664 总线和 A429 总线提供表决垂直速度信息至 IDU，IDU 首选 A664 表决垂速，在 A664 表决垂速数据无效时使用 A429 表决数据；

c) IRU 通过 A429 总线提供备份垂速信息至 IDU，在姿态显示 IRS 429 数据时，垂速使用通用的 IRS A429 数据；

d) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交互，实现 IDU 失效切换功能。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。




206628 2020-06-23 08:59:43

图 168 TCAS RA 垂速指引显示

### 5.3.6 显示 HUD 飞行和导航信息

HUD 显示图像由驻留于 IDU 中的符号生成软件生成，使用与同侧 PFD 相同的数据源，正驾驶侧 HUD 接收 IDU2 生成的图像，副驾驶侧 HUD 接收 IDU3 生成的图像。本章节仅描述 HUD 页面显示，架构与 PFD、HSI 信息显示相同，可参考相应章节。

HUD 上主要显示支持持续安全飞行所需的主飞行参数、导航信息及 TAWS、TCAS、风切变警告和规避提示信息，具体显示信息如表 20 所示。

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

表 20 HUD 显示信息

| 显示区域 | 显示信息 | 主模式 | 防拥模式 | 非正常姿态 |
|---|---|---|---|---|
| 空速 | 空速刻度带 | √ | | √ |
| | 当前空速读数 | √ | √ | √ |
| | 空速趋势箭头 | √ | | √ |
| | 选择空速读数 | √ | √ | |
| | 选择空速游标 | √ | | √ |
| | 选择马赫数读数 | √ | √ | |
| | Vspeed | √ | | |
| | 着陆参考速度 $V_{REF}$ | √ | | |
| | 构型限制速度 | √ | | √ |
| | 最小可选速度 | √ | | √ |
| | 失速告警速度 | √ | | √ |
| | 迎角保护速度 | √ | | √ |
| | 最大迎角速度 | √ | | √ |
| | 当前马赫数 | √ | | |
| 飞行模式通告 | AP 状态 | √ | √ | |
| | AP 耦合侧指示箭头 | √ | √ | |
| | AT 状态 | √ | √ | |
| | AT/TD 模式 | √ | √ | |
| | 水平导引模式 | √ | √ | |
| | 垂直导引模式 | √ | √ | |
| | 进近/着陆模式 | √ | √ | |
| ADI | 飞机参考符号 | √ | √ | √ |
| | 地平线 | √ | √ | √ |
| | 地平线上当前航向指示 | √ | √ | |
| | 地平线上选择航向指示 | √ | √ | |
| | 地平线上选择航道指针 | √ | √ | |

2066628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 显示区域 | 显示信息 | 主模式 | 防拥模式 | 非正常姿态 |
|---|---|---|---|---|
| | 俯仰刻度带 | √ | √ | √ |
| | 横滚刻度带和横滚指针 | √ | √ | √ |
| | 侧滑指示 | √ | √ | √ |
| | 当前航向读数（位于侧滑指示下方） | √ | √ | |
| | 真/磁航向指示 | √ | √ | |
| | 飞行航迹矢量 | √ | √ | |
| | 飞行航迹加速度 | √ | √ | |
| | 飞行航迹矢量上速度偏离指示 | √ | √ | |
| | FPD 和风切变规避导引 | √ | √ | |
| | 俯仰包线限制 | √ | √ | √ |
| | 滚转包线限制 | √ | √ | √ |
| | 风速和风向 | √ | √ | |
| | 无线电高度 | √ | √ | |
| | 指点信标 | √ | √ | |
| | 时间-关键告警 | √ | √ | √ |
| | TCAS 规避导引 | √ | √ | |
| | 下滑道参考标识线 | | √ | |
| 高度 | 高度刻度带 | √ | | √ |
| | 当前高度读数 | √ | √ | √ |
| | 高度趋势箭头 | √ | | √ |
| | 选择高度游标 | √ | | √ |
| | 选择高度读数 | √ | | |
| | 气压基准 | √ | | |
| | Minimums 类型、读数和游标 | √ | | |
| | 地面线 | √ | | √ |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 显示区域 | 显示信息 | 主模式 | 防拥模式 | 非正常姿态 |
|---|---|---|---|---|
| | 米制高度 | √ | | |
| 垂直速度 | 垂直速度读数和箭头 | √ | √ | |
| 纵向/横向偏差 | 纵向偏差（基于性能和基于方位的导航） | √ | √ | |
| | 横向偏差（基于性能和基于方位的导航） | √ | √ | |
| Mini-HSI | 地速 | √ | √ | |
| | 刻度盘 | √ | | |
| | 当前航向/航迹指针 | √ | | |
| | 选择航向/航迹游标 | √ | | |
| | 选择航向/航迹标签和读数 | √ | √ | |
| | 选择航道指针 | √ | | |
| | 选择航道标签和读数 | √ | √ | |
| | VOR 方位指针 | √ | | |
| | 当前导航源 | √ | √ | |
| | TO/FROM 指针 | √ | | |
| | TO/FROM 标签 | √ | √ | |
| | 航道偏差指示 | √ | | |
| | DME | √ | √ | |
| | 飞机参考符号 | √ | | |
| 故障指示 | 空速告警旗 | √ | √ | √ |
| | Vspeed 告警旗 | √ | | |
| | 失速告警速度告警旗 | √ | | √ |
| | 高度告警旗 | √ | √ | √ |
| | 姿态告警旗 | √ | √ | √ |
| | FD 告警旗 | √ | √ | |
| | FPV 告警旗 | √ | √ | |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 显示区域 | 显示信息 | 主模式 | 防拥模式 | 非正常姿态 |
|---|---|---|---|---|
| | 无线电高度告警旗 | √ | √ | |
| | 航向/航迹告警旗 | √ | √ | |
| | DME 告警旗 | √ | √ | |
| | VOR/LOC 告警旗 | √ | √ | |
| | “NOT CONFORMAL”不等角指示 | √ | √ | √ |
| | 输入视频无效指示 | N/A | N/A | N/A |
| | “NO BORESIGHTING”电校准失败指示 | N/A | N/A | N/A |

HUD 安装时经过初始校准，使得组合仪上的姿态指示、飞行航迹矢量、飞行航迹导引指示等与外界视景相关的符号相对于外界是对准和等比调节的。

典型的主模式、防拥模式、非正常姿态平显显示画面如 图 169、图 170 和 图 171 所示。

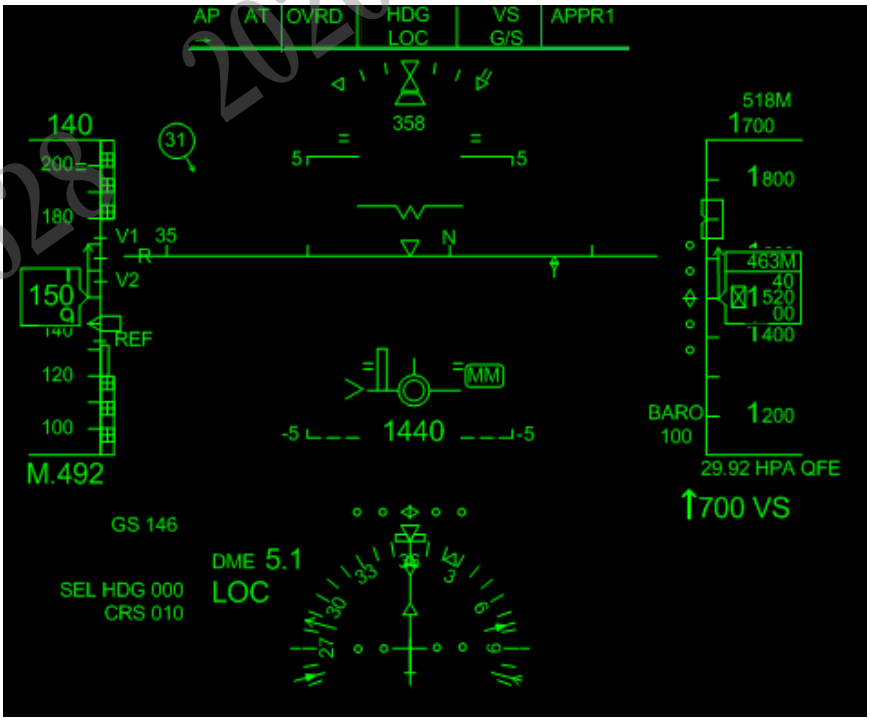



图 169 HUD 显示-主模式

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

图 170 HUD 显示-防拥模式

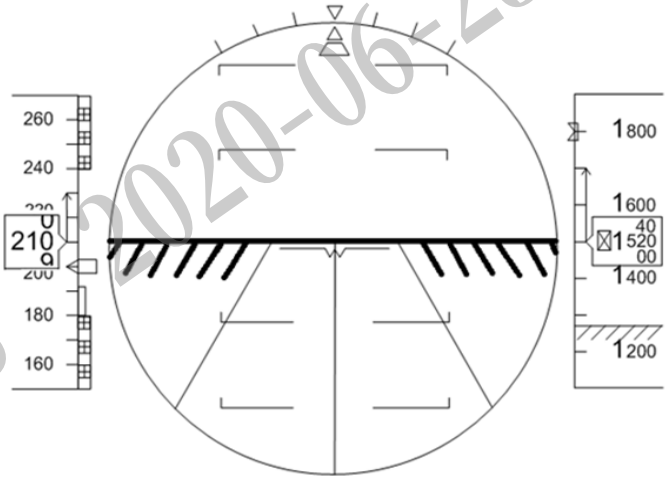



图 171 HUD 显示-非正常姿态

5.3.6.1 显示当前空速/马赫数、选择空速/马赫数、参考速度和空速限制信息

HUD上空速带显示如 图 172 所示：

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

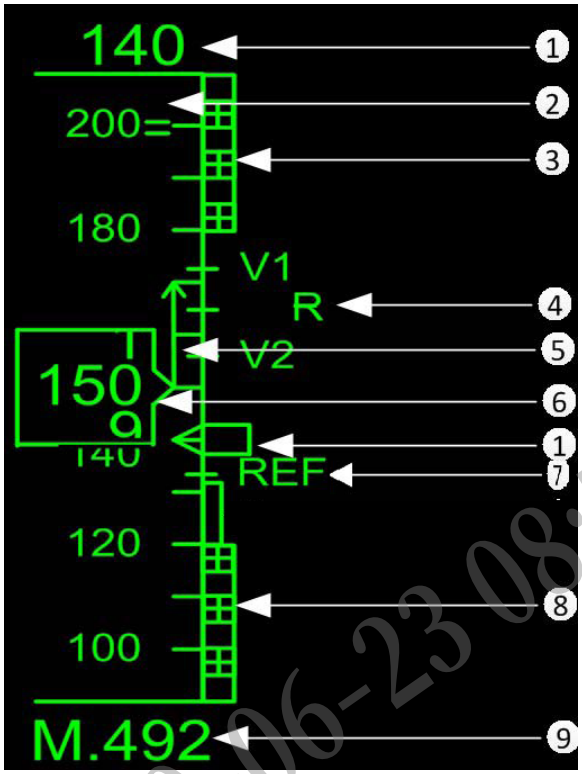



图 172 HUD 空速带显示

①-选择空速游标和读数、选择马赫数读数：

在飞行模式控制板（Flight Mode Control Panel，FMCP）上选择空速模式时，显示由 FMCP 手动选择或 FMS 管理的选择空速读数，选择空速读数显示范围为 60-450kts，分辨率为 1kts。选择空速游标箭头指向与选择空速读数对应的空速刻度带位置，当游标超出当前空速带显示范围时，停留在空速带边缘（顶部或底部），且只有一半游标可见。当 FMCP 手动选择或 FMS 管理的选择空速超出 AFCS 允许的选择空速范围时，选择空速读数闪烁 5 秒后稳定显示。在 FMCP 上选择马赫数模式时，显示由 FMCP 手动选择或 FMS 管理的选择马赫数读数，选择马赫数读数显示范围为 0.400-0.999mach，分辨率为 0.001 mach。选择空速游标指向与选择马赫数读数对应的空速刻度带位置，当游标超出当前空速带显示范围时，停留在空速带边缘（顶部或底部），且只有一半游标可见。当 FMCP 手动选择或 FMS 管理的选择马赫数超出 AFCS 允许的选择马赫数范围时，选择马赫数读数闪烁 5 秒后稳定显示；

②-空速刻度带：

空速刻度带显示范围为 30-450 节，从顶端到底端显示 100 节范围。当前空速值无效时，空速刻度带不显示；

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

③-构型限制速度：

构型限制速度在速度带上以十字格和方格相间条纹表示，最底下为十字格，小于空速带顶端时显示，大于空速带顶端时不显示。构型限制速度取下列速度的最小值：VMO/MMO、VLE/MLE、VFE；

④-安全速度信息信息 Vspeed：

指示飞行员在 FMS 页面设置的 Vspeed。当 V1 大于空速带顶端时，标示线和“V1”字母停留在空速带顶端。当 V1 小于空速带底端时，移除显示。当 VR 为 V1±5knots 或 V2±5knots 时，只显示字母“R”。当 VR/V2 大于空速带顶端或小于空速带底端时，移除显示。V1，VR 在起飞阶段显示，抬轮后移除。V2 在起飞及爬升阶段显示，到空中且襟翼收回 0 卡位后移除；

⑤-空速趋势箭头：

指示 10s 后的预测空速，当加速度大于等于 2kts/10sec 时开始显示。预测空速超出当前空速带显示范围时，空速趋势箭头停留在空速带顶端/底端；

⑥-当前空速读数：

指示当前空速，显示范围 30-450 节，小于等于 30 节时显示 30 节。防拥模式下，当前空速读数显示在 FPV 或飞机参考符号（FPV 不显示时）左下方，并随 FPV 移动。当前空速小于等于失速告警速度（飞控直接模式或备份模式）或最大迎角速度（飞控正常模式）时，或大于等于构型限制速度时，空速读数框以 1Hz 频率闪烁；

⑦-着陆参考速度 VREF：

指示飞管提供的着陆参考速度，包含水平指示线和“REF”字母；

⑧-低速指示：

低速指示包括最小可选速度、迎角保护速度、失速告警速度及最大迎角速度。低速指示在地面阶段被抑制。迎角保护速度显示为绿色实心和空心相间条纹，最顶上为实心条纹；最大迎角速度显示为绿色实心条纹；失速告警速度显示为十字格和方格相间条纹，最顶上为十字格。低速指示小于空速带底端时不显示。正常模式控制率下，低速指示显示最小可选速度、迎角保护速度及最大迎角速度。图层显示优先级为最大迎角速度>迎角保护速度>最小可选速度。直接模式或备份模式控制律下，低速指示显示最小可选速度及

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

失速告警速度。显示优先级为失速告警速度>最小可选速度；

⑨-当前马赫数：

当前马赫数大于等于 0.45 时显示，小于 0.4 时移除显示。

5.3.6.2 显示 ADI 信息

HUD ADI显示如 图 173 所示：

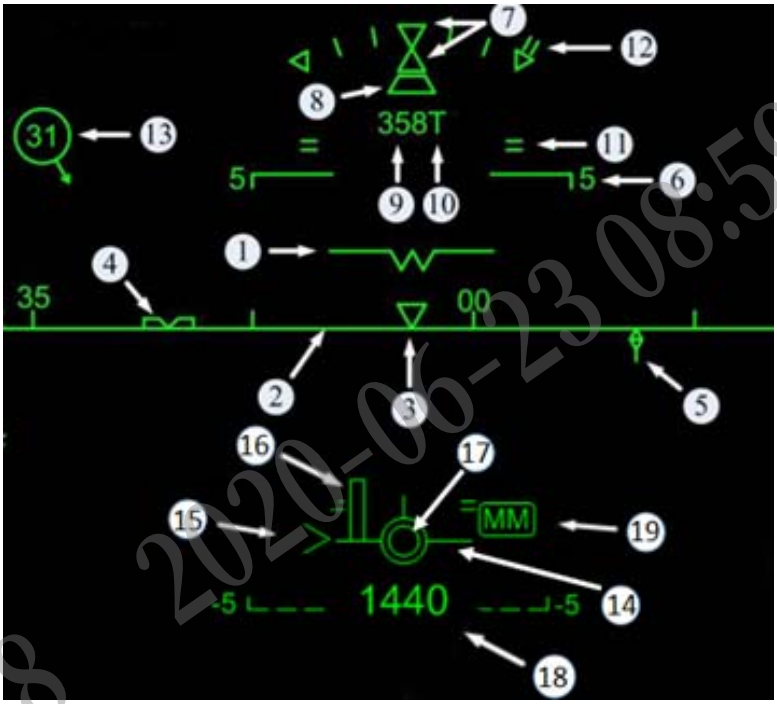



图 173 HUD ADI 显示

①-飞机参考符号：

HUD正常显示时，即显示飞机参考符号。飞机俯仰角为 0°时，0°俯仰刻度线与飞机参考符号上边沿重合。飞机参考符号在非正常姿态下显示在ADI中央，如 图 174 所示；

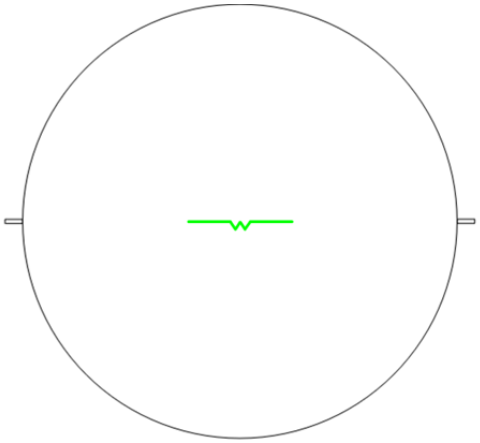


图 174 非正常姿态下的飞机参考符号

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

②-地平线：

地平线随 0°俯仰刻度线移动并与之重合，当飞机俯仰角过大以至于 0°俯仰刻度线移出ADI边界时，地平线停留在ADI边界并变粗，地平线下方显示垂直短划线，如 图 175 所示；

图 175 超出显示区域范围时的地平线显示

当前航向有效时，在地平线上显示刻度线和标识，刻度线间隔为 5°，并且每 10°有数值标识或E、S、W、N标识。为了使飞行员更容易地识别，地平线在非正常姿态下显示如所 图 176 所示；

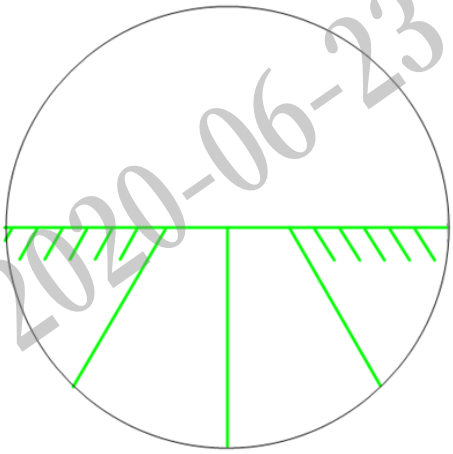


图 176 非正常姿态下的地平线显示

③-地平线上当前航向指示：当前航向有效时，在地平线中央显示当前航向指针；

④-地平线上选择航向指示：当前航向有效时，在 FMCP 上选择航向模式，地平线上显示在 FMCP 上设置的选择航向游标，游标超过地平线显示范围即不显示；

⑤-地平线上选择航道指针：

当前航向有效时，根据飞行员选择的当前导航源，在地平线上显示 VOR1、VOR2、LOC 导航下的选择航道指针，指针超过地平线显示范围即以虚线停留在读数较近的一端。VOR 选择航道指针在 VOR 频率和方位角都有效时才显示。LOC 选择航道在 ILS/GLS 导航下才显示；

⑥-俯仰刻度带：

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

俯仰刻度带显示范围为-90°至 90°。当前俯仰角小于-20°或大于 35°时，HUD进入非正常姿态显示，直至俯仰角小于 10°且大于-5°并保持 5 秒，恢复主模式或防拥模式。非正常姿态下的俯仰刻度带如 图 177 所示；

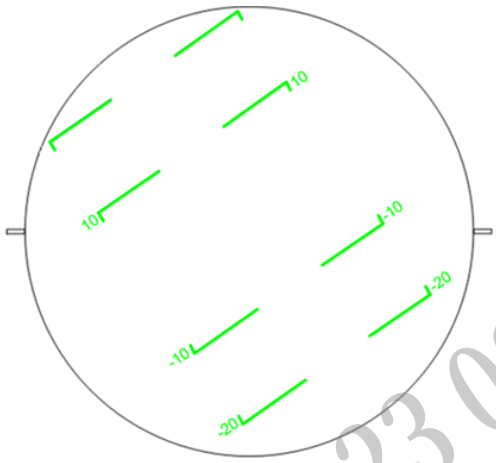



图 177 非正常姿态下的俯仰刻度带

在主模式或防拥模式下，俯仰刻度带每 5°一标识，正值刻度显示为实线，负值刻度显示为虚线；当飞机在地面时，俯仰刻度带只显示＋5°刻度线；

在非正常姿态下，俯仰刻度带每 10°一标识，正负值刻度均显示为实线，并且在正负 90°处显示极限符号，如 图 178 所示；

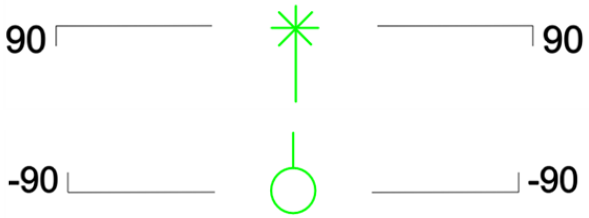



图 178 非正常姿态下的俯仰极限符号

无论何种模式下，俯仰刻度带上过大仰角箭头指示显示在 30°以上范围内，顶端与 30°俯仰刻度线对齐；过大俯角箭头指示显示在-20°以下范围内，顶端与-20°俯仰刻度线对齐。如 图 179 所示；

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

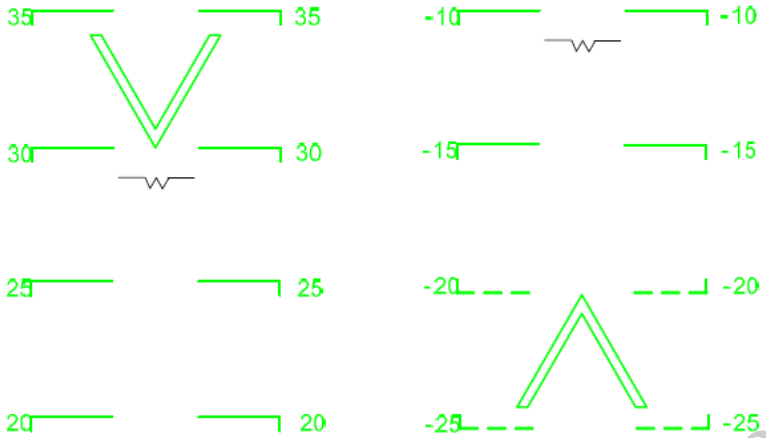



图 179 俯仰刻度带上过大仰角、俯角

⑦-横滚刻度带和横滚指针：

横滚刻度带最小显示范围为左侧显示至 30°、右侧显示至-30°，并且当横滚角大于-35°且小于 35°时，显示最小显示范围；

当横滚角大于等于 35°且小于 50°时，横滚刻度带左侧显示至 45°；

当横滚角大于等于 50°时，横滚刻度带左侧显示至 60°；

当横滚角小于等于-35°且大于-50°时，横滚刻度带右侧显示至-45°；

当横滚角小于等于-50°时，横滚刻度带右侧显示至-60°；

当横滚角大于 55°或小于-55°时，HUD进入非正常姿态显示，直至横滚角小于 10°且大于-10°并保持 5 秒，恢复主模式或防拥模式。在非正常姿态下，横滚刻度带显示范围为-30°至 30°，如 图 180 所示；

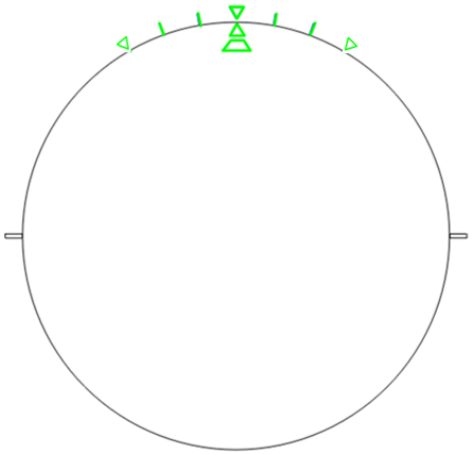


图 180 非正常姿态下的横滚刻度带

⑧-侧滑指示：

正常模式控制率下：飞机在地面，显示侧向过载；飞机离地 3 秒后，显示飞控计算机输

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

206628 2020-06-23 08:59:43

出的归一化侧滑角；

侧向过载的显示范围为±0.3g，绝对值大于 0.3g时侧滑符号停留在边缘，如 图 181 所示；

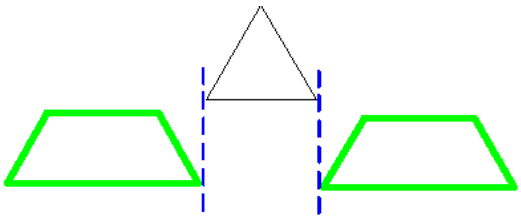


图 181 绝对值大于 0.3g 时的侧滑指示

归一化侧滑角的显示范围为±100%；

⑨-当前航向读数（位于侧滑指示下方）：

飞行员真磁基准设置为“真”时，显示真航向读数；真磁基准设置为“磁”时，显示磁航向读数；

⑩-真/磁航向指示：

飞行员真磁基准设置为“真”时，在航向读数后显示字符“T”；真磁基准设置为“磁”时，不显示任何字符；

⑪-俯仰包线限制：

指示包线保护功能中的俯仰限制角；

正常模式控制率下，显示飞控计算机输出的俯仰包线限制；

直接模式或备份模式控制律下，不显示俯仰包线限制；

⑫-滚转包线限制：

指示包线保护功能中的滚转限制角；

飞控处于正常模式控制率、HUD 在主模式或防拥模式下，横滚刻度带显示至 60°或-60°时，显示滚转包线限制；

飞控处于正常模式控制率、HUD 在非正常姿态下，显示滚转包线限制；

直接模式或备份模式控制律下，不显示滚转包线限制；

⑬-风速和风向：

风速显示范围为 0 和[2, 255]节，小于 2 节时显示为 0；

风向箭头只在风速大于等于 2 节时显示，共 8 个方向，如 图 182 中实线所示，落在实

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

线相邻两虚线范围内时均指示实线方向；

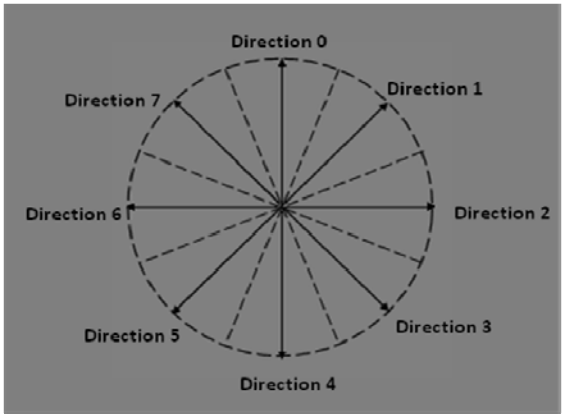



图 182 风向箭头指向

当前真航向无效时，不显示风速和风向；

⑭-飞行航迹矢量：

FPV 指示飞机当前侧向的偏流角及纵向的飞行航迹角；

地速小于等于 60 节时，FPV 显示在飞机参考符号中央。地速无效或大于 60 节时，显示实际的 FPV，超出姿态显示区域时停留在显示范围边界，并以虚线显示；

FPV 中心与俯仰刻度带中心线的垂直距离代表偏流角（以 ADI 航向刻度带为标尺）；

FPV 中心与地平线之间的角度代表飞行航迹角；

⑮-飞行航迹加速度：

指示飞机在飞行航迹方向上的惯性加速度，该符号显示在 FPV 左侧，并随 FPV 移动。在 FPV 左翼之上时代表飞机加速，在 FPV 左翼之下时代表飞机减速；

⑯-飞行航迹矢量上速度偏离指示：

指示飞机当前空速与 FMCP 手动选择或 FMS 管理的选择空速之间的差距。速度偏离只在空中显示，并且只在 FMCP 上选择空速模式时显示；

当前空速大于选择空速时，速度偏离显示在 FPV 上方，最大显示 15 节误差（相当于 3 个飞行航迹矢量直径的高度），超过 15 节停留在顶端；

当前空速小于选择空速时，速度偏离显示在 FPV 下方，最大显示 15 节误差（相当于 3 个飞行航迹矢量直径的高度），超过 15 节停留在底端；

FPV 不显示时，不显示速度偏离指示；

⑰-FPD 和风切变规避导引：

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

指示飞机俯仰和偏航方向的操纵指引，地速无效或大于 60 节且 FPV 显示时才显示 FPD。飞行航迹矢量中心至FPD中心在俯仰刻度带方向的垂直距离（以俯仰刻度带度量）代表纵向指引，显示范围为-35°至 35°；飞行航迹矢量中心至FPD中心在地平线方向的垂直距离（以地平线上刻度线度量）代表横向指引，显示范围为-18°至 18°。如 图 183 所示；

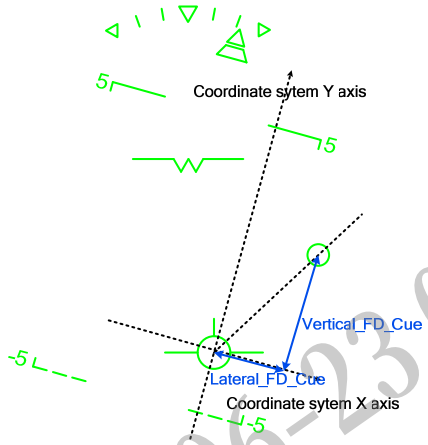



图 183 飞行指引显示

FPD显示为空心小圈、实线。当WINDSHEAR时间关键告警触发时，显示为实心小圈，含义与空心小圈相同，如 图 184 所示。当FPD超出姿态显示区域时，停留在边界位置，并显示为虚线；

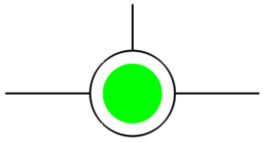


图 184 风切变规避导引

⑱-无线电高度：

无线电高度在 0-2500ft 范围内显示。当飞机下降至决断高度±5ft 时，无线电高度以字母形式“DH”显示并闪烁。当飞机下降至决断高度±5ft 以下时，无线电高度恢复数字形式显示；

无线电高度显示在FPV下方，并随FPV移动。FPV不显示时，无线电高度显示在飞机参考符号下方。如 图 185 所示；

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

图 185 无线电高度在 FPV 和飞机参考符号下的显示

无线电高度在[50, 2500]范围内显示分辨率为 10ft，在[10, 50)范围内显示分辨率为 5ft，在[0, 10)范围内显示分辨率为 1ft；

⑲-指点信标：

在飞机进近阶段通过指点信标台上空时指示对应的指点信标。“OM”、“MM”、“IM”显示时带框并闪烁；

指点信标显示在 FPV 右上方，并随 FPV 移动。FPV 不显示时，指点信标显示在飞机参考符号右上方；

指点信标只在进近阶段显示，在起飞阶段不显示；

HUD 上不显示指点信标故障旗；

⑳-时间-关键告警

HUD 上与 PFD 上显示相同的时间-关键告警，包括“WINDSHEAR”、“PULL UP”、“MASKS”，显示时以 2Hz 频率闪烁，显示优先级也与 PFD 相同；

㉑-下滑道参考标识线

下滑道参考标识线只在进近阶段、防拥模式下显示，显示由 FMS 发送的下滑道参考标识，配合纵向偏差显示飞机相对于预定下滑道的偏离；

㉒-TCAS 规避导引

TCAS 规避导引分为预防和纠正两种类型；

预防建议显示时，显示为双线括弧，在括弧的不安全一侧，两条成一定角度的线段从双线括弧的顶点延伸出来，如 图 186 所示；

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

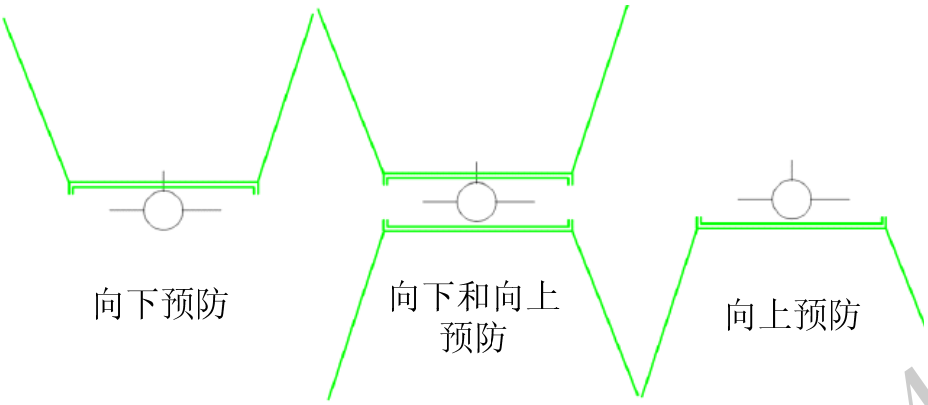



图 186 预防 TCAS 导引

预防建议分三种情况：向下预防、向上预防、向上和向下预防：

a) 向下预防时，括弧下边沿以地平线为起点，向上移动一个“向下预防角”。括弧与地平线平行，括弧中点与 FPV 具有相同的偏流角；

b) 向上预防时，括弧上边沿以地平线为起点，向下移动一个“向上预防角”。括弧与地平线平行，括弧中点与 FPV 具有相同的偏流角；

c) 向上和向下预防时，括弧上边沿以地平线为起点，向下移动一个“向上预防角”；括弧下边沿以地平线为起点，向上移动一个“向下预防角”。括弧与地平线平行，括弧中点与 FPV 具有相同的偏流角。

纠正建议显示时，显示为双线的矩形，成角度的线在不安全一侧延伸，在安全一侧，FPV 飞出矩形外也是可以接受的。如 图 187 所示。

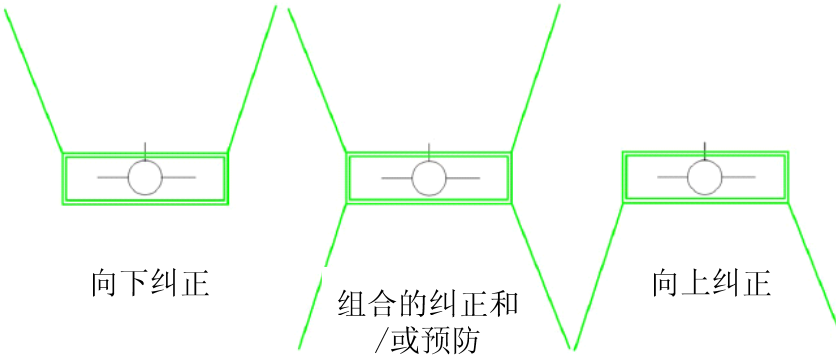



图 187 纠正 TCAS 导引

纠正建议也分三种情况：向下纠正、向上纠正、组合的纠正和/或预防：

a) 向下纠正时，矩形下边沿以地平线为起点，向下移动一个“向下纠正角”。矩形上下边沿与地平线平行，矩形上下边沿中点与 FPV 具有相同的偏流角；

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

b) 向上纠正时，矩形上边沿以地平线为起点，向上移动一个“向上纠正角”。矩形上下边沿与地平线平行，矩形上下边沿中点与 FPV 具有相同的偏流角；

c) 组合的纠正和/或预防时，矩形上边沿以地平线为起点，向上移动一个“向上纠正角”。矩形下边沿以地平线为起点，向下移动一个“向下纠正角”。矩形上下边沿与地平线平行，矩形上下边沿中点与 FPV 具有相同的偏流角；

FPV 不显示时，TCAS 规避导引也不显示。

5.3.6.3 显示气压高度信息

高度显示如 图 188 所示：

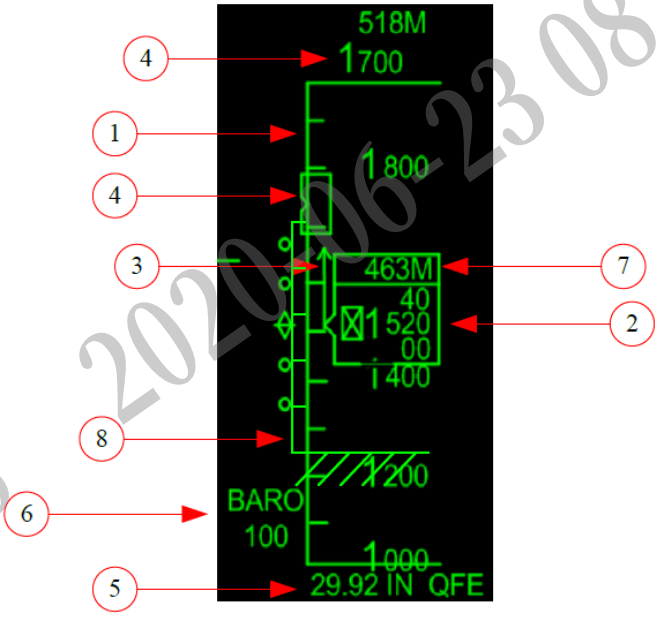



图 188 显示气压高度信息

①-高度刻度带：

高度刻度带显示范围为-2000ft 至 50000ft，从顶端到底端显示 1000ft；

②-当前高度读数：

HUD与同侧PFD显示相同的标准气压高度或修正气压高度，高度读数范围为-2000ft至50000ft；在防拥模式下，当FPV显示时，气压高度显示在FPV右下方，并随FPV移动；当FPV不显示时，气压高度显示在飞机参考符号右下方。气压高度显示时带后缀“B”以表示气压高度。如 图 189 所示；

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

图 189 防拥模式下的当前气压高度读数

③-高度趋势箭头：

指示 10 秒后的预测高度，当垂直速度大于等于 120ft/min 时，显示高度趋势箭头。当预测高度超出高度带显示范围时，箭头停留在高度带顶端/底端；

④-选择高度游标和读数：

显示由FMCP手动选择或FMS管理的选择高度，选择高度范围为-2000ft-50000ft。选择高度超出高度带显示范围时，选择高度游标停留在高度带顶端/底端，并显示一半游标。当前高度接近选择高度并且在 1000ft范围内时，在选择高度读数上显示高度捕获框，当达到选择高度后高度捕获框消失。当前高度再次偏离选择高度超过 200ft时，在选择高度读数上显示高度偏离框，直至与选择高度偏离超过 1000ft或回到 200ft偏离范围内时，高度偏离框消失。高度捕获框和偏离框显示如 图 190 所示；

图 190 选择高度捕获框和偏离框

⑤-气压基准：

HUD 与同侧 PFD 显示相同的气压基准读数和单位，显示范围为 745HPa 至 1100HPa，或 22inHg 至 32.5inHg。当飞行员在 FMS 页面选择场面气压（Field Elevation Atmospheric Pressure，QFE）基准时，显示 QFE 字符和读数框并闪烁 5 秒， 5 秒后移除读数框，QFE 字符常显。当飞行员在 FMS 页面选择海平面大气压力（Sea Level Atmosphere Pressure，QNH）气压基准时，显示 QNH 字符并闪烁 5 秒，5 秒后移除 QNH 字符。当飞行员选择 STD 气压基准时，不显示 QFE 或 QNH 字符；

⑥-Minimums 类型、读数和游标：

HUD与同侧PFD显示相同的Minimums类型、读数和游标（游标只在Baro Minimums时显示），并且只在空中显示，落地 10 秒后移除。当飞机下降到无线电高度小于Radio

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

Minimums时，Minimums读数上显示高亮框，如 图 191 所示，并且飞机落地后即移除高亮框。

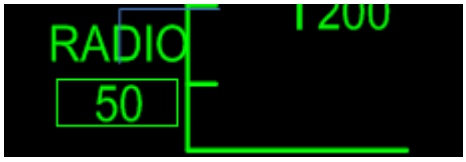



图 191 飞机下降到 Radio Minimums 以下时的显示

当飞行员选择的 Minimums 低于自动飞行所能达到的最低 DH/DA 时，Minimums 类型、读数和游标均闪烁，且游标显示为虚线。

⑦-米制高度：

当飞行员选择显示米制高度时，HUD上显示与同侧PFD相同的气压高度（标准气压高度/修正气压高度）对应的米制高度。选择高度读数显示时，同时显示米制选择高度，并且与选择高度读数同显示捕获框和偏离框，如 图 190 所示。

⑧-地面线：

地面线在飞机进近阶段、无线电高度小于 500ft 时显示，并且只在空中显示，落地 3 秒后移除。地面线以下显示阴影，最多显示 100ft 高度。地面线左侧沿高度带边框显示参考带，并且在离地面 0-500ft 为网格状，在离地面 500-1000ft 为空心。

5.3.6.4 显示垂直速度

垂直速度显示在高度带下方，由箭头、读数和后缀“VS”组成，如 图 192 所示。垂直速度当飞机在空中时显示。垂直速度大于 0 时，显示向上箭头、“VS”标签和读数。垂直速度小于 0 时，显示向下箭头、“VS”标签和读数。垂直速度等于 0 时，显示“VS”标签和读数，不显示箭头。

图 192 HUD 垂速速度显示

防拥模式下，当FPV显示时，垂直速度显示在FPV右下方，并随FPV移动；当FPV不显示时，垂直速度显示在飞机参考符号右下方，如 图 193 所示。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

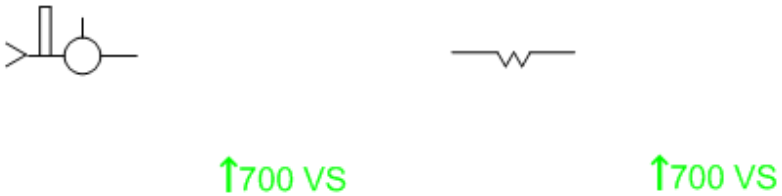



图 193 防拥模式下的垂直速度

垂直速度读数显示范围为[0，9800] ft/min，小于等于 1000ft/min 时分辨率为 100ft/min，大于 1000ft/min 时分辨率为 200ft/min。

5.3.6.5 显示飞行模式通告

HUD FMA窗口显示如 图 194 所示。

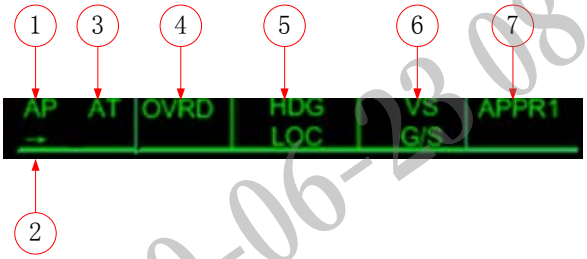



图 194 HUD FMA 显示

①-AP 状态：

指示自动飞行系统状态，AP 接通时“AP”字符闪烁 5 秒后稳定显示。当发生故障导致 AP 自动断开时“AP”字符带删除线并持续闪烁，直至飞行员按下 AP 断开开关后移除 AP 显示，或 AP 再次接通后“AP”字符闪烁 5 秒后稳定显示；

②-AP 耦合侧指示箭头：

指示自动飞行计算使用的真/磁基准、Minimums 和修正气压高度。耦合侧切换时，箭头闪烁 5 秒后稳定显示；

③-AT 状态：

第一行指示自动油门当前状态，AT 接通时“AT”字符闪烁 5 秒后稳定显示，AT 非正常断开时，“AT”字符带删除线闪烁直至机组按压 TCQ 是 AT 开关确认；AT 正常断开时，“AT”字符带删除线闪烁 5 秒后移除；

第二行指示自动油门预位状态，预位时显示“AT”字符；

④-AT/TD 模式：

第一行显示接通的 AT/TD 模式，第二行显示预位的 AT/TD 模式。模式接通和接通的模

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

式发生变化时，闪烁 5s 后稳定显示，模式断开直接移除显示；

⑤-水平导引模式：

第一行显示接通的水平导引模式，第二行显示预位的水平导引模式，模式接通或接通的模式发生变化时，闪烁 5 秒后稳定显示，模式断开时直接移除显示；

⑥-垂直导引模式：

第一行显示接通的垂直导引模式，第二行显示预位的垂直导引模式，模式接通或接通的模式发生变化时，闪烁 5 秒后稳定显示，模式断开时直接移除显示；

⑦-进近/着陆模式：

指示进近/着陆接通模式和预位模式，接通模式闪烁 5 秒后稳定显示。当 APPR1、APPR2 接通模式断开时，显示相应的“APPR1”、“APPR2”字符带删除线闪烁 5 秒后移除。当自动着陆发生故障导致断开时，显示“LAND”字符带删除线并持续闪烁，直到机组确认。

5.3.6.6 显示垂直偏差

HUD纵向垂直显示如 图 195 所示：

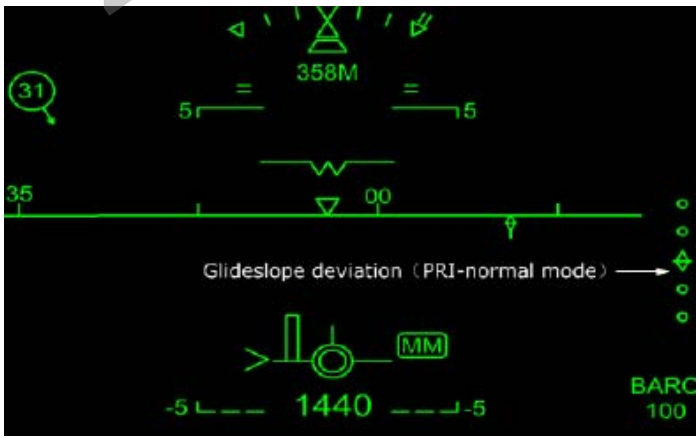



图 195 HUD 纵向偏差显示

根据当前接通的垂直导引模式，显示不同导航源下的纵向偏差：

a) 当接通的垂直导引模式为VPATH或VFLC或VASEL或VALT时，显示FMS导航下的VNAV偏差带和偏差指示，如 图 196 所示。刻度带显示范围为-400ft至 400ft，超出显示范围显示虚线三角形并停留在边界。VNAV偏差带只在主模式下显示，在防拥模式下不显示；

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

图 196 FMS 导航下的 VNAV 偏差带和偏差指示

b) 当接通的垂直导引模式为VFLS时，显示FMS导航下的G/S偏差带和偏差指示。刻度带显示范围为-0.175DDM至 0.175DDM，超出显示范围停留在边界。飞机在空中防拥模式下，G/S偏差相对于下滑道参考标识线指示，超出ADI区域显示范围时移除显示，如 图 197 所示；

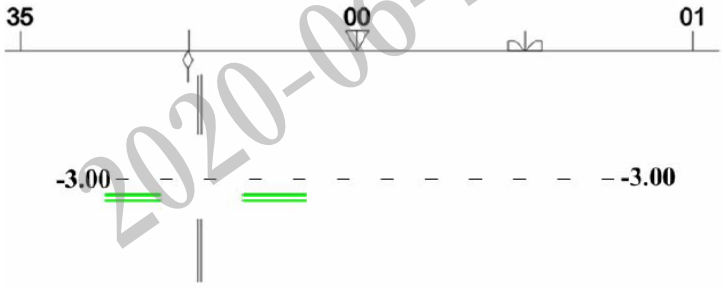



图 197 飞机在空中防拥模式下的 G/S 偏差指示

c) 当接通的垂直导引模式为GS或FLARE或D-ROT时，显示ILS/GLS导航下的G/S偏差带和偏差指示。刻度带显示范围为-0.175DDM至 0.175DDM，超出显示范围停留在边界。在防拥模式下，G/S偏差相对于下滑道参考标识线指示，超出ADI区域显示范围时移除显示，如 图 197 所示；

d) 当无法确定接通的垂直导引模式时，优先显示 ILS/GLS 导航下的 G/S 偏差带和偏差指示，其次显示 FMS 导航下的 G/S 偏差带和偏差指示，最次显示 FMS 导航下的 VNAV 偏差带和偏差指示。

当前预位的垂直导引模式为 GS 时，在 G/S 偏差带上显示 ILS/GLS 导航下的预位偏差。

5.3.6.7 显示水平偏差

HUD水平偏差显示如 图 198 所示。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

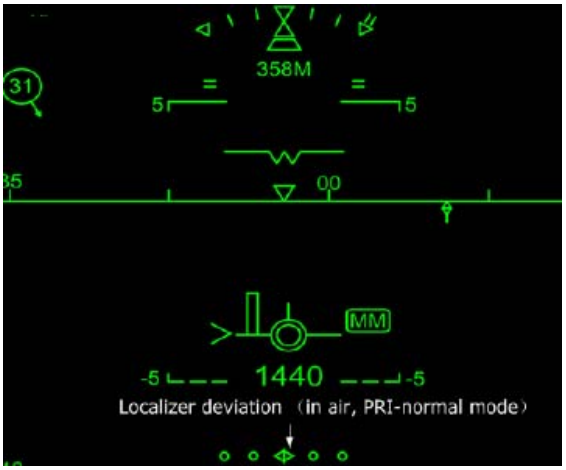



图 198 HUD 横向偏差显示

根据当前接通的水平导引模式，显示不同导航源下的横向偏差：

a) 当接通的水平导引模式为LNAV时，显示FMS导航下的LNAV偏差带和偏差指示，如 图 199 所示。刻度带显示范围为RNP值，同时显示ANP线段，如 图 199 所示。ANP移动到偏差带边缘即不再移动，直到预定义航道超出显示范围时显示为虚线，并移除ANP线段。LNAV偏差带只在主模式下显示，在防拥模式下不显示；

图 199 FMS 导航下的 LNAV 偏差带和 RNP、ANP 指示

b) 当接通的水平导引模式为LFLS时，显示FMS导航下的LOC偏差带和偏差指示。刻度带显示范围为-0.155DDM至 0.155DDM，超出显示范围停留在边界。飞机在地面或空中防拥模式下，LOC偏差相对于地平线上选择航道指示，超出ADI区域显示范围时移除显示，如 图 200 和 图 201 所示；

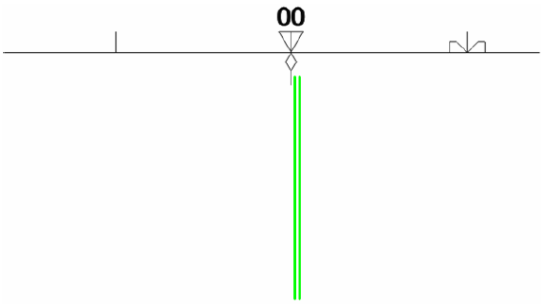



图 200 飞机在地面时的 LOC 偏差指示

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

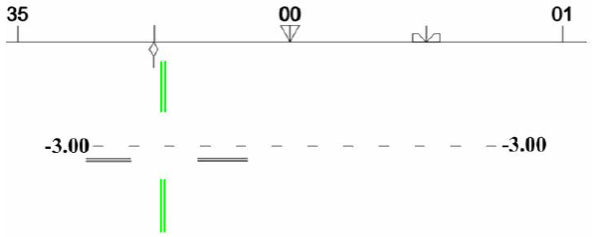



图 201 飞机在空中防拥模式下的水平偏差指示

c) 当接通的水平导引模式为LOC或BC或ALIGN时，显示ILS/GLS导航下的LOC偏差带和偏差指示。刻度带显示范围为-0.155DDM至 0.155DDM，超出显示范围停留在边界。飞机在地面或空中防拥模式下，LOC偏差相对于地平线上选择航道指示，超出ADI区域显示范围时移除显示，如 图 200 和 图 201 所示；

d) 当无法确定接通的水平导引模式时，优先显示 ILS/GLS 导航下的 LOC 偏差带和偏差指示，其次显示 FMS 导航下的 LOC 偏差带和偏差指示，最次显示 FMS 导航下的 LNAV 偏差带和偏差指示。

当前预位的水平导引模式为 LOC 或 BC 或 ALIGH 时，在 LOC 偏差带上显示 ILS/GLS 导航下的预位偏差。

5.3.6.8 显示 MINI HSI

HUD MINI HSI显示如 图 202 所示：

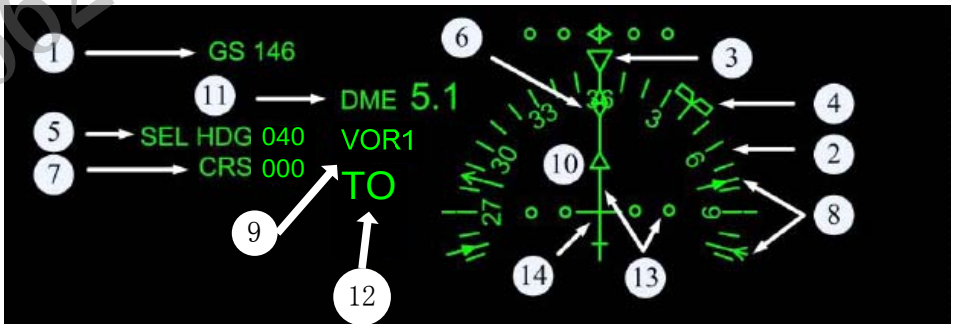



图 202 HUD MINI HSI 显示

①-地速：指示飞机地速，显示范围为 0-999 节。地速无效或丧失时标签和读数都不显示；

②-刻度盘：

刻度盘以及刻度盘上的信息只在空中主模式下显示，在地面或防拥模式下均不显示；在 FMCP 上选择航向模式，在 VCP 上选择真磁基准为“真”，当真航向有效时，显示刻度盘；

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

在 FMCP 上选择航向模式，在 VCP 上选择真磁基准为“磁”，当磁航向有效时，显示刻度盘；

在 FMCP 上选择航迹模式，在 VCP 上选择真磁基准为“真”，当真航迹角有效时，显示刻度盘；

在 FMCP 上选择航迹模式，在 VCP 上选择真磁基准为“磁”，当磁航迹角有效时，显示刻度盘；

③-当前航向指针：

在 FMCP 上选择航向模式，在 VCP 上选择真磁基准为“真”/“磁”，当真/磁航向有效时，则在刻度盘顶端显示真航向指针/磁航向指针；

在 FMCP 上选择航迹模式，在 VCP 上选择真磁基准为“真”/“磁”，当真/磁航迹角有效时，则在刻度盘对应角度上显示真航向指针/磁航向指针；

④-选择航向游标：

在 FMCP 上选择航向模式，在 VCP 上选择真磁基准为“真”/“磁”，当真/磁航向有效时，刻度盘上显示 FMCP 上选择的航向游标。选择航向游标超出刻度盘范围时不显示；

⑤-选择航向标签和读数：

在 FMCP 上选择航向模式，则显示选择航向标签和读数。选择航向标签和读数在刻度盘不显示时也能显示；

⑥-选择航道指针：

指示 VOR1、VOR2、LOC 导航源下的选择航道（导航源切换见“当前导航源”）；

VOR 选择航道指针在 VOR 频率和方位角都有效时才显示。LOC 选择航道在 ILS/GLS 导航下才显示；

⑦-选择航道标签和读数：

显示选择航道的具体数值，显示在选择航向/航迹标签和读数下方，在刻度盘不显示时也能显示；

⑧-VOR 方位指针：

VOR 方位指针在 VOR 频率和方位角都有效、并且航向模式下磁航向有效或者航迹模式

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

下磁航迹角有效时才会显示；

VOR 方位指针与导航源无关，刻度盘上可同时显示 VOR1 和 VOR2 的方位角；

⑨-当前导航源：

HUD 与同侧 PFD 使用相同的导航源，通过按压 DCP 上的“NAV SRC”按键，正驾驶侧 HUD 导航源在 FMS1、VOR1、LOC、FMS2、VOR2、LOC 之间循环，副驾驶侧 HUD 导航源在 FMS2、VOR2、LOC、FMS1、VOR1、LOC 之间循环；

当导航源为 LOC 时，在导航源位置显示 LOC ID，ID 无效时显示 ILS LOC 频率（ILS 导航）或 GPS LOC 频道号（GLS 导航），若都无效则显示“LOC”字符；

⑩-TO/FROM 指针：

指示VOR1、VOR2 导航源下飞机相对于VOR台的TO/FROM位置关系，如 图 203 所示：TO/FROM指针在VOR频率、方位角和选择航道都有效时显示，显示在航道偏差杆上，与选择航道指针指向一致代表TO，与选择航道指针指向相反代表FROM；

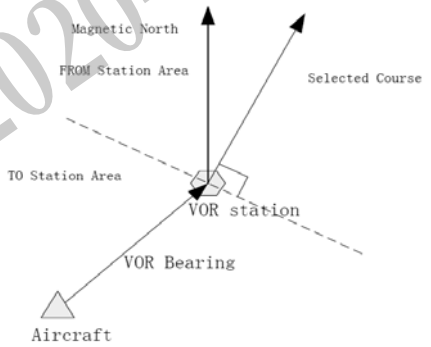



图 203 TO/FROM 指示规则

⑪-DME：

指示 VOR1、VOR2、LOC 导航源下的飞机距离台的 DME 值；

当显示 VOR DME 时，在非 HOLD 模式下，当 VOR 频率有效时显示对应的距离值；在 HOLD 模式下显示距离值和“H”字符，“H”字符闪烁 5 秒后稳定显示；

当显示 ILS LOC DME 时，在非 HOLD 模式下，当 LOC ID 或 ILS LOC 频率有效时，显示对应的距离值；在 HOLD 模式下显示距离值和“H”字符，“H”字符闪烁 5 秒后稳定显示；

当显示 GPS LOC DME 时，并且 LOC ID 或 GPS LOC 频道号有效时，显示对应的距离值；

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

⑫-TO/FROM 标签：

TO/FROM 标签指示规则同 TO/FROM 指针，并且在刻度盘不显示时也能显示；

⑬-航道偏差指示：

指示 VOR1、VOR2、LOC 导航源下的航道偏差；

VOR 航道偏差在 VOR 频率、方位角和选择航道都有效时显示。航道偏差带上相邻圆圈代表 5°，偏差杆超过边界时停留在边界位置；

LOC 航道偏差在 LOC 选择航道有效时显示。航道偏差带相邻圆圈代表 0.0775DDM，直接接收 GLU 发送的偏差值用于显示；

⑭-飞机参考符号：

飞机参考符号的显示逻辑同刻度盘；

⑮-当前航迹指针：

在 FMCP 上选择航迹模式，在 VCP 上选择真磁基准为“真”/“磁”，当真/磁航迹角有效时，则在刻度盘顶端显示真航迹指针/磁航迹指针；

在 FMCP 上选择航向模式，在 VCP 上选择真磁基准为“真”/“磁”，当真/磁航向有效时，则在刻度盘对应角度上显示真航迹指针/磁航迹指针；

⑯-选择航迹游标：

在FMCP上选择航迹模式，在VCP上选择真磁基准为“真”/“磁”，当真/磁航迹角有效时，刻度盘上显示FMCP上选择的航迹游标，如 图 204 所示。选择航迹游标超出刻度盘范围时不显示；

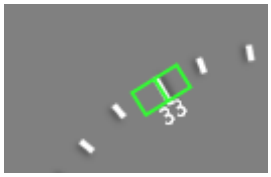



图 204 选择航迹游标

⑰-选择航迹标签和读数

在 FMCP 上选择航迹模式，则显示选择航迹标签和读数。选择航迹标签和读数在刻度盘不显示时也能显示。

5.3.6.9 HUD 故障指示

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

主模式、防拥模式、非正常姿态下的告警旗显示如 图 205、图 206 和 图 207 所示。

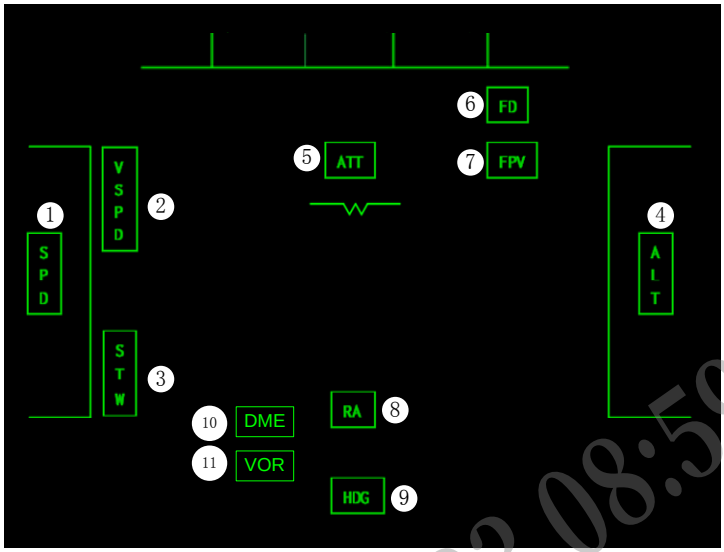



图 205 HUD 故障旗-主模式

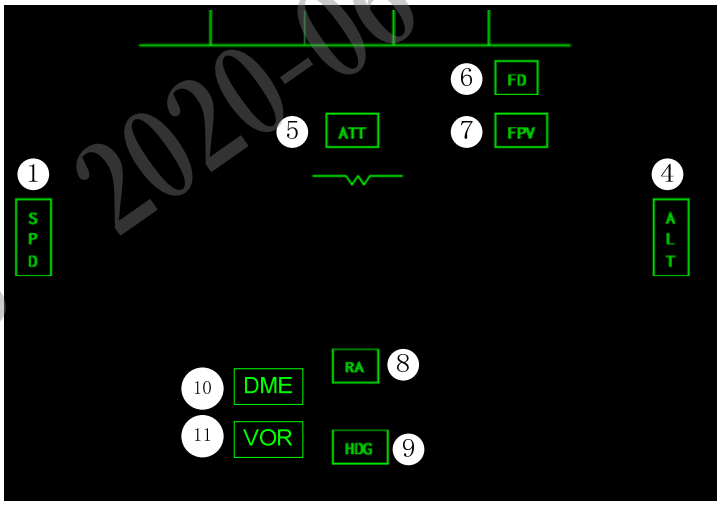



图 206 HUD 故障旗-防拥模式

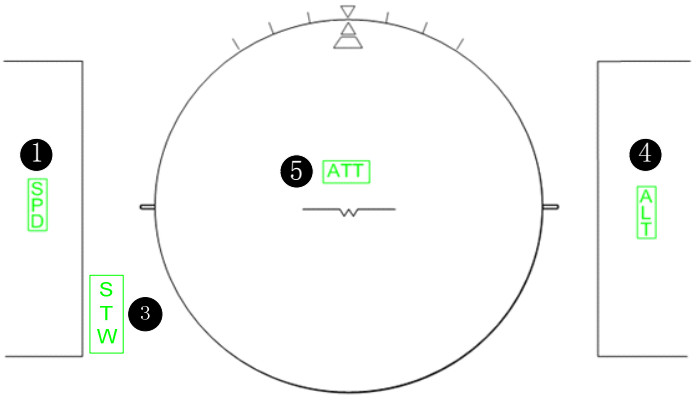



图 207 HUD 故障旗-非正常姿态

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

①-空速告警旗：当前空速无效时，显示“SPD”告警旗。

②-Vspeed 告警旗：在起飞前没有可使用的安全速度数据时，显示“VSPD”告警旗，且仅在地面显示；

③-失速告警速度告警旗：直接模式或备份模式控制律下，无可显示的失速告警速度时，显示“STW”告警旗，且仅在空中显示；

④-高度告警旗：当前高度无效时，显示“ALT”告警旗；

⑤-姿态告警旗：当俯仰角或滚转角无效时，显示“ATT”告警旗；

⑥-FD 告警旗：FD 故障时，显示“FD”告警旗；

⑦-FPV 告警旗：地速无效或大于 60 节时，偏流角或飞行航迹角无效显示“FPV”告警旗。当地速降为小于等于 60 节时，告警旗自动移除；

⑧-无线电高度告警旗：无线电高度表故障时显示“RA”告警旗；

⑨-航向/航迹告警旗：在 FMCP 上选择航向模式，在 VCP 上选择真磁基准为“真”/“磁”，当真/磁航向无效或丧失时，显示“HDG”告警旗。在 FMCP 上选择航迹模式，在 VCP 上选择真磁基准为“真”/“磁”，当真/磁航迹角无效或丧失时，显示“TRK”告警旗；

⑩-DME 告警旗：DME 设备故障时，显示“DME”告警旗；

⑪-VOR/LOC告警旗：VOR故障时，显示“VOR”故障旗。LOC故障时，显示“LOC”故障旗，如 图 208 所示；

图 208 LOC 故障旗

⑫-“NOT CONFORMAL”不等角指示：当组合仪处于除展开或收起位置并锁紧以外的其它位置时，在组合仪中央显示“NOT CONFORMAL”不等角指示，并且其它符号正常显示；

⑬-输入视频无效指示：当投影装置接收不到有效的视频输入时，在组合仪中央显示一个叉；

⑭-“NO BORESIGHTING”电校准失败指示：当平显符号生成软件收不到有效的电校准

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

参数时，在组合仪中央显示“NO BORESIGHTING”电校准失败指示，并且不显示其它符号。

5.3.7 提供电子检查单

5.3.7.1 页面显示

ECL 页面可分成 SUMMARY 页面、NORMAL 页面、NON-NORMAL 页面、HISTORY 页面和 CHECKLIST 页面。

5.3.7.1.1 SUMMARY 页面

SUMMARY页面显示需机组处理的正常检查单和非正常检查单，上半部分为正常检查单区域，下半部分为非正常检查单区域，如 图 209 所示。

正常检查单区域根据当前飞行阶段显示对应的正常检查单供飞行员进行操作，ECL 共有八个飞行阶段：启动前、启动后、起飞前、起飞后爬升、下降/进近、着陆后、停机和离机，每一个飞行阶段都对应一条正常检查单；在 SUMMARY 页面正常检查单区域显示的正常检查单分成以下四大类：起飞前地面（即显示启动前、启动后和起飞前对应的正常检查单）、起飞后爬升、下降/进近、落地后地面（即着陆后、停机和离机对应的正常检查单）。ECL 会根据飞机当前的状态计算出飞行阶段，然后根据飞行阶段计算的结果显示对应的正常检查单。

非正常检查单区域包含有通告的检查单和无通告的检查单；其中有通告的检查单由 FDAS 触发，并且分为 WARNING、CAUTION 和 ADVISORY 三类，对应的颜色为红色，黄色和青色；无通告的检查单为飞行员通过在 NON-NORMAL 页面上手动打开正常的检查单，显示的颜色为白色；且在该区域仅能显示 NOT STARTED 和 STARTED 两种状态的有通告检查单和 STARTED 状态的无通告检查单。当飞行员从该区域选择其中的电子检查单进行操作，并完成该检查单所有的操作程序，即该电子检查单的状态更新为 COMPLETED 或 COMP DFRD 或 OVERRIDEN 时，则该检查单应从该区域移出，在 HISTORY 页面显示该非正常检查单。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

图 209 SUMMARY 页面

当 5 个 IDU 上没有 ECL 页面，通过 QAK 或者 MENU 调出 ECL 页面时，且此时 SUMMARY 页面仅有一条非正常检查单，则打开 ECL 格式时会自动进入该检查单页面供飞行员进行操作；当页面存在两条非正常检查单或者无非正常检查单时，则此时应调出 SUMMARY 页面。

在 SUMMARY 页面 FCTN 列表仅有 RESET ALL 功能能够使用，且该功能仅能在飞机处于地面状态才能使用；RESET ALL 作用是为了重置正常和非正常检查单，并且清空 HISTORY 页面的操作结果。

5.3.7.1.2 NORMAL 页面

NORMAL页面显示所有的正常检查单以及状态，如 图 210 所示。飞行员可通过该页面查看所有的正常检查单完成的状态以及可查看任一检查单的操作结果。正常检查单有NOT STARTED、STARTED、COMPLETED和OVERRIDEN四种状态；该页面FCTN功能都禁止使用。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

图 210 NORMAL 页面

5.3.7.1.3 NON-NORMAL 页面

NON-NORMAL页面分为快速访问区域和非正常检查单列表分类清单区域，如 图 211 所示。上半部分的快速访问区域可显示 10 个非正常检查单供机组快速打开操作，该 10 个非正常检查单可根据航空公司的需要进行定制；非正常检查单列表分类清单区域可分为两大类，分别为NON-EICAS和SYSTEM列表清单；其中NON-EICAS将所有的无通告检查单以名称字母的排序显示出来，SYSTEM列表清单是非正常检查单通过SYSTEM分类显示。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

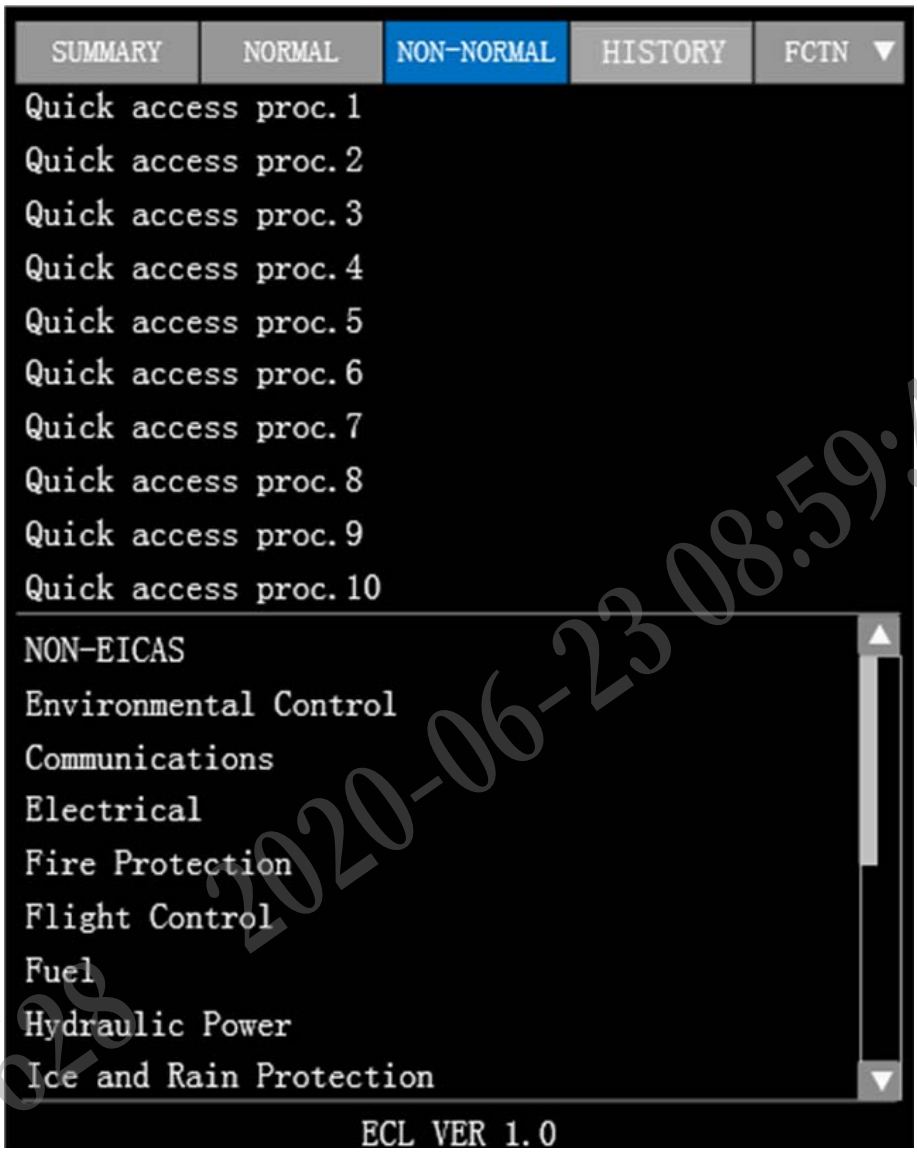



图 211 NON-NORMAL 页面

点击ATA SYSTEM可查看该SYSTEM下所有的非正常检查单列表，并且该列表按WARNING、CAUTION、ADVISORY和UNANNUNCIATED进行分隔标识，如图 212 所示。

2066628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

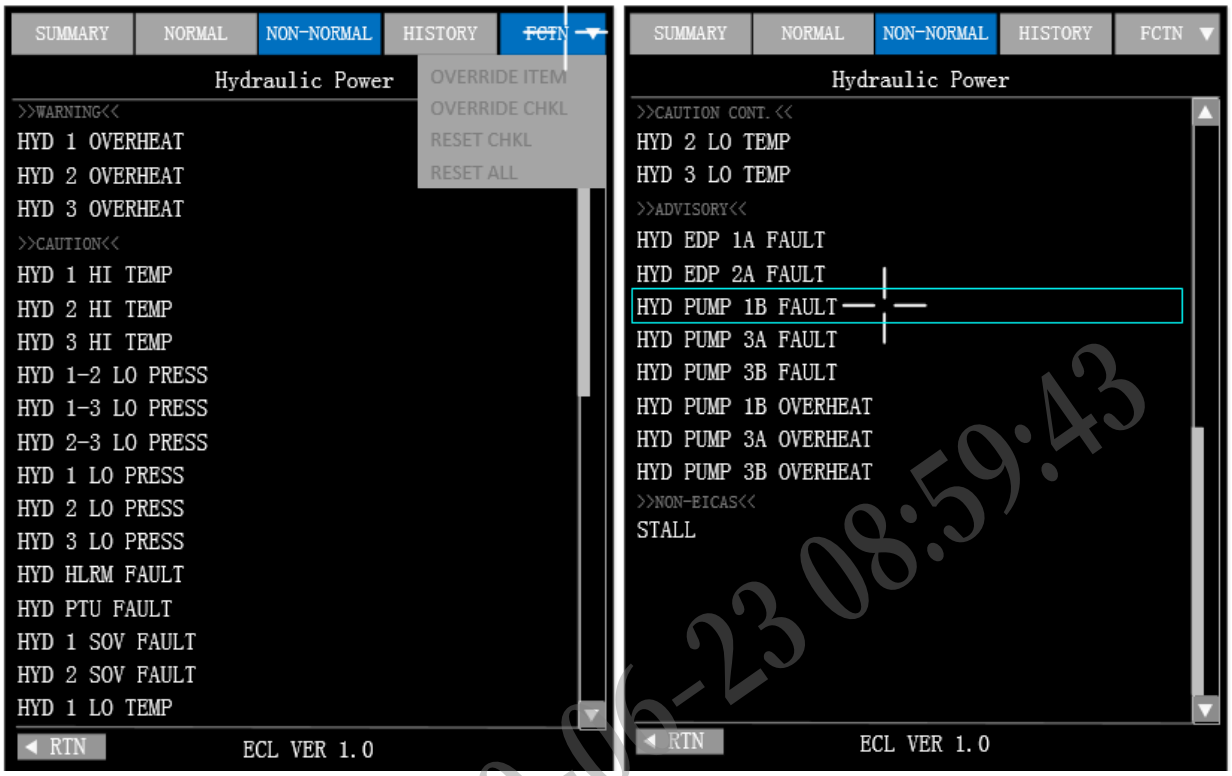



图 212 NON-NORMAL 页面-SYSTEM 列表

206628 2020-06-23 08:59:43

#### 5.3.7.1.4 CHECKLIST 页面

CHECKLIST 页面可通过 SUMMARY/NORMAL/NON-NORMAL/HISTORY 页面进入，通过 HISTORY 页面进入的 CHECKLIST 页面无法进行正常的操作；CHECKLIST 页面包含 CHECKLIST Title、Items、RTN 按钮和 Checklist 状态。CHECKLIST Title 颜色根据检查单的类型进行区分，其中正常检查单和无通告检查单的颜色为白色，有通告的与 CAS 消息颜色相同：WARNING-红色，CAUTION-黄色，ADVISORY-青色。电子检查单的检查项 Item 一共分成：Open Action、Open Condition、Multi-Select、Closed Action、Closed Condition、Free Text、Note 和 Inoperative Item。每一个 Item 均可使用倒计时功能，计时在左上角的位置，若完成倒计时则计时数字显示为绿底白字；若当前机组正在操作正常检查单，此时出现有通告的非正常检查单，则该 RTN 方框边缘设置为琥珀色。

若Item状态为COMPLETED则状态颜色为绿色，若为OVERRIDEN则状态颜色为青色，其它状态则颜色为白色；在Checklist页面FCTN下的OVERRIDE ITEM、OVERRIDE CHKL、RESET CHKL三个子功能可用，RESET ALL功能无法使用，如 图 213 所示；其中OVERRIDE ITEM是超控当前正在做的Item，RESET CHKL是重置整个检查单，OVERRIDE CHKL是超控整个检查单。

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

延迟项 Defer Item 代表当前的飞行阶段无需操作，但需在后续特定的飞行阶段进行操作的 Item；若非正常检查单出现 Defer Item，则在非正常检查单内该 Item 无法操作，该 Item 会自动添加到到对应的正常检查单，飞行员可在正常检查单对该 Item 进行操作。

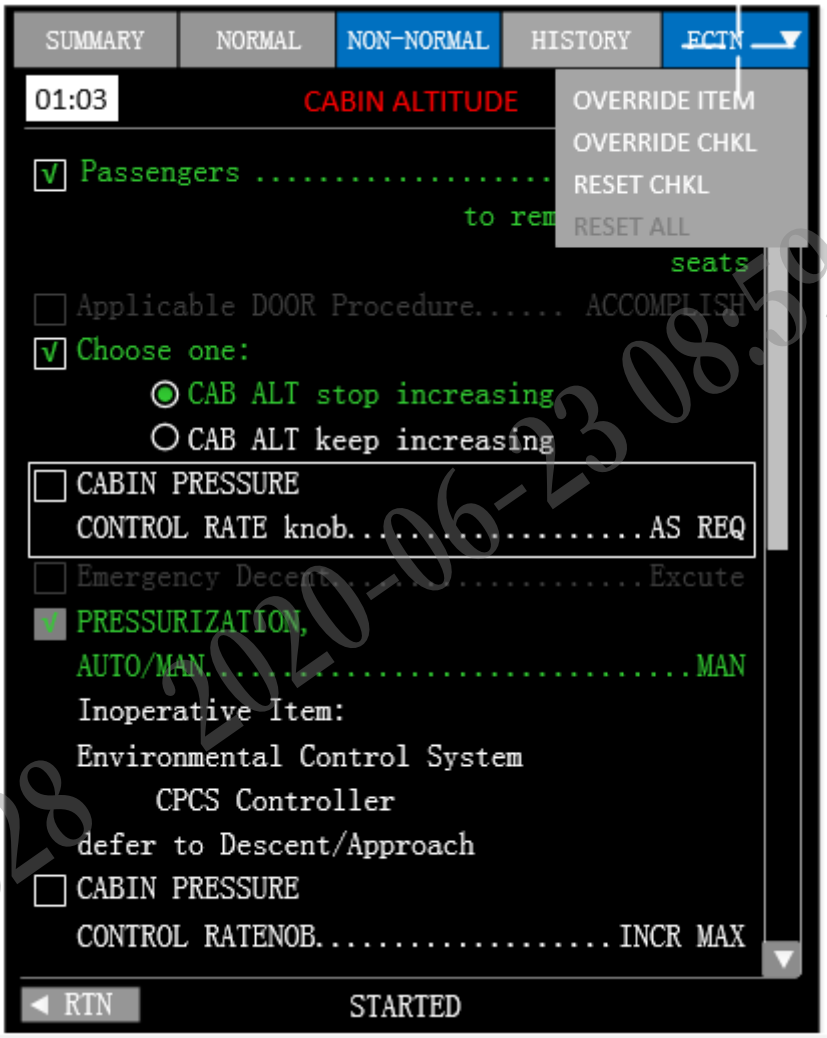



图 213 检查单检查项及 FCTN

5.3.7.1.4.1 开环项（Open Action Item）

Open action item 包含 Challenge Text，Response Text 和 Extension Text，其中 Extension Text 可选填。该 Item 一共存在以下四种状态：

a) Enabled Unchecked状态为该Item在激活状态，对应的样式如 图 214 所示：

图 214 开环项-已激活未选中

b) Enabled Checked状态为该Item已选中（机组已完成相关操作），对应的样式如 图 215 所

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

206628 2020-06-23 08:59:43

示：

图 215 开环项-已选中

c) Disabled Unchecked状态为该Item尚未激活，对应的样式如 图 216 所示：

图 216 开环项-未激活

d) Disabled Checked状态为该Item已被OVERRIDE，对应的样式如 图 217 所示：

图 217 开环项-已超控

5.3.7.1.4.2 开环条件项（Open Condition Item）

Open Condition Item 包含两个 Option 选项，每一个 option 都会存在对应子节点的 Item，若该 option 未选中，则对应的子节点 Item 则不会激活。Item 的状态如下：

a) Enabled Unchecked状态为该Item在激活状态，对应的样式如 图 218 所示：

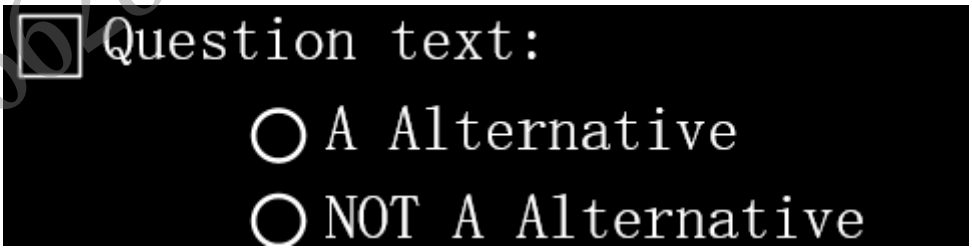



图 218 开环条件项-已激活未选择

b) Enabled Checked状态为该Item已选中，有且仅有一个option选中，对应的样式如 图 219 所示：

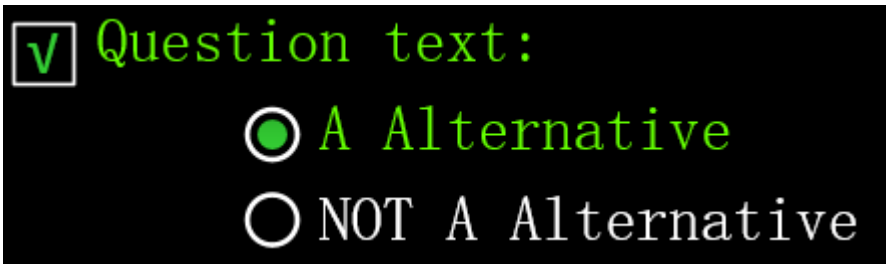



图 219 开环条件项-已选择

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

206628 2020-06-23 08:59:43

c) Disabled Unchecked状态为该Item尚未激活，对应的样式如 图 220 所示：

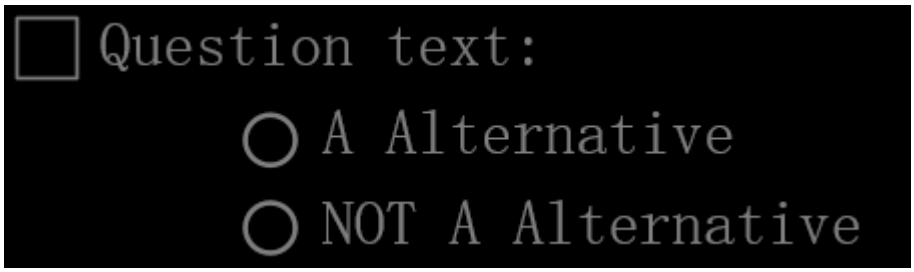



图 220 开环条件项-未激活

d) Disabled Checked状态为该Item已被OVERRIDE，对应的样式如 图 221 所示：

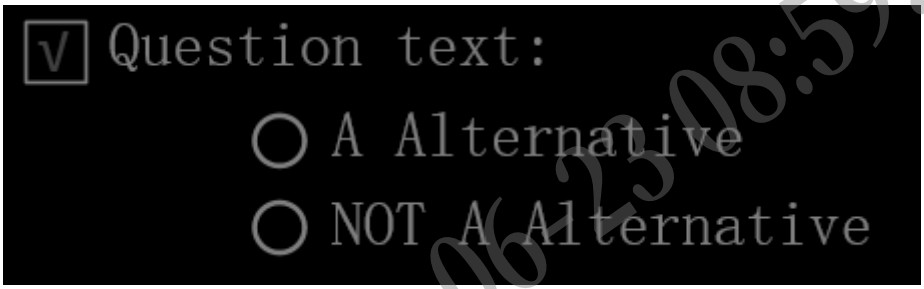



图 221 开环条件项-已超控

5.3.7.1.4.3 多选项（Multi-Select Item）

Multi-Select Item 含有三到四个 option，每一个 option 会对应子节点的 Item，若该 option 未选中，则对应的子节点 Item 则不会激活。Item 的状态如下：

a) Enabled Unchecked状态为该Item在激活状态，对应的样式如 图 222 所示：

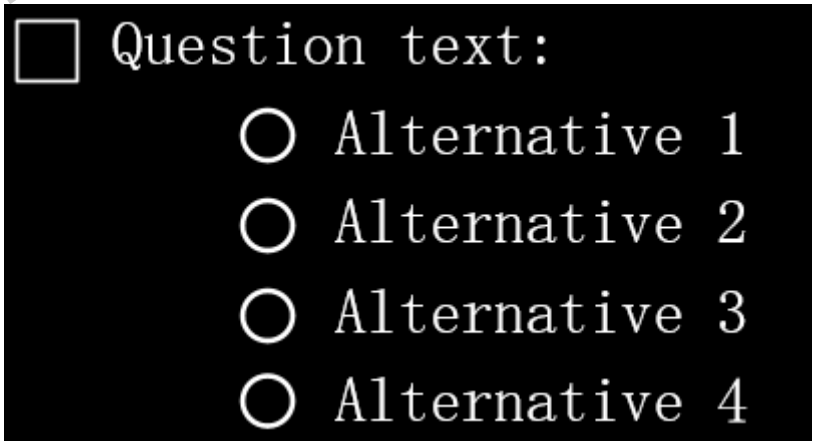



图 222 多选项-已激活未选择

b) Enabled Checked状态为该Item已选中，有且仅有一个option选中，对应的样式如 图 223 所示：

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

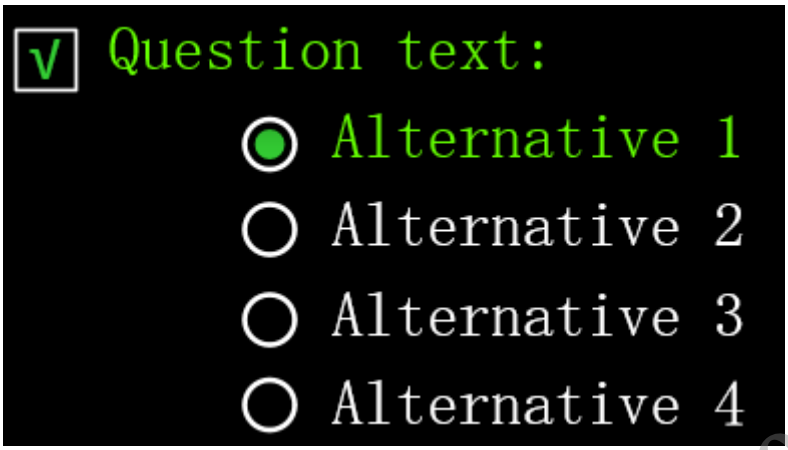



图 223 多选项-已选择

c) Disabled Unchecked状态为该Item尚未激活，对应的样式如 图 224 所示：

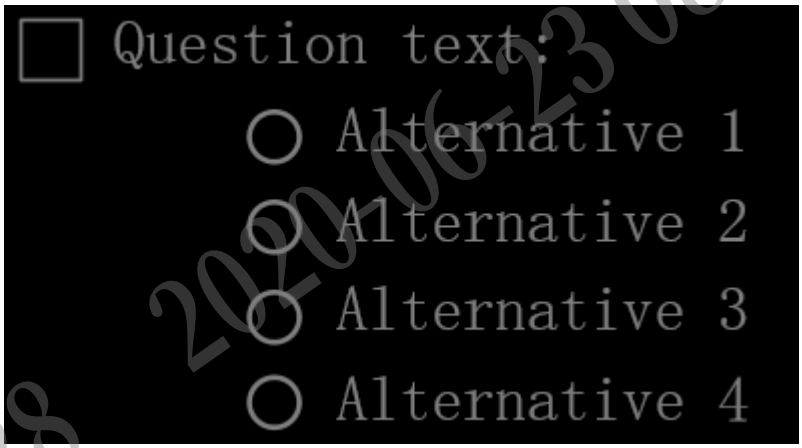



图 224 多选项-未激活

d) Disabled Checked状态为该Item已被OVERRIDE，对应的样式如 图 225 所示：

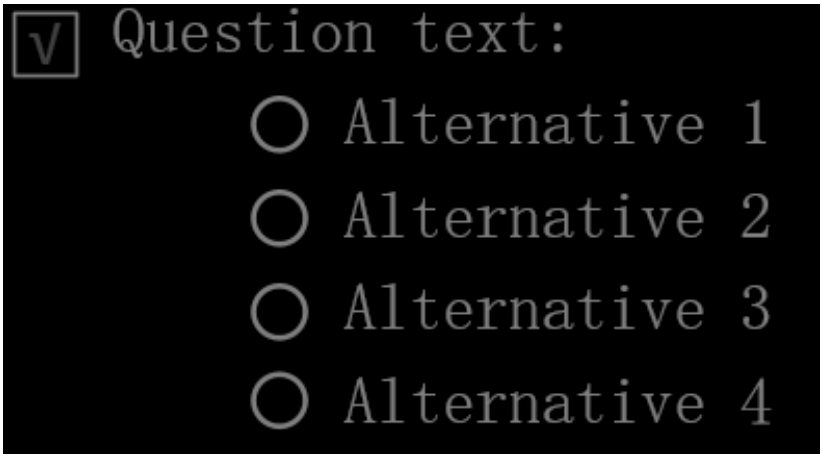



图 225 多选项-已超控

5.3.7.1.4.4 闭环项（Closed Action Item）

Closed Action Item前的方框内有灰色填充，其它样式显示与Open Action Item显示一致，以

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

选中的Close Item为例，其显示样式如 图 226 所示。Close Item属于闭环项，根据系统的状态进行计算自动判断并标识该Item的状态。

图 226 闭环项-已选中

5.3.7.1.4.5 闭环条件项（Closed Condition Item）

Closed Condition Item属于闭环项，根据系统的状态进行计算自动判断该Item的状态。Closed Condition Item前的方框内有灰色填充，其它样式显示与Open Action Item显示一致。以超控的闭环条件项为例，其样式如 图 227 所示。

图 227 闭环条件项-已超控

5.3.7.1.4.6 Free Text 与 Note Item

Free Text 与 Note Item 为描述性文字，提醒飞行员进行操作，该 Item 仅有两种状态：Enable 和 Disable 状态，且 Note Item 在描述文字前有“Note：”提示，该两个 Item 的状态如下：

a) Enable状态为该Item在激活状态，对应的样式如 图 228 所示：

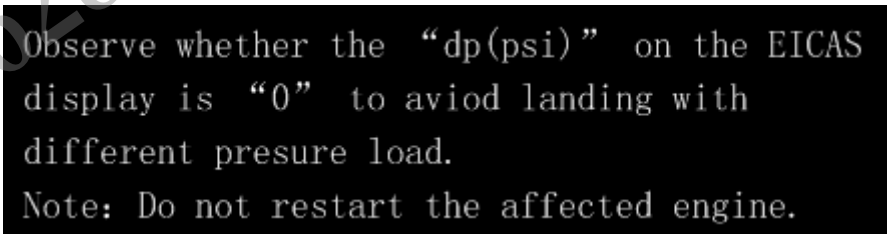



图 228 Free Text 与 Note-已激活

b) Disable状态为该Item未激活，对应的样式如 图 229 所示：

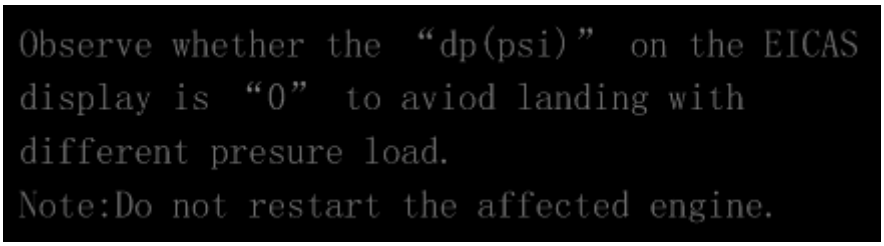



图 229 Free Text 与 Note-未激活

5.3.7.1.4.7 不工作项（Inoperative Item）

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

Inoperative Item 是提醒飞行员系统的部件不可操作，该 Item 也仅为两种状态：Enable 和 Disable。其对应的样式如下：

1) Enable状态为该Item在激活状态，对应的样式如 图 230 所示：

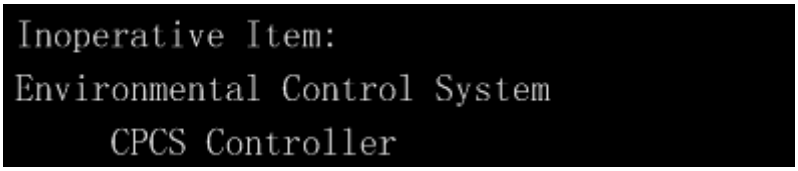



图 230 不工作项-已激活

2) Disable状态为该Item抑制激活，对应的样式如 图 231 所示：

图 231 不工作项-未激活

5.3.7.1.5 HISTORY 页面

HISTORY页面显示COMPLETED、COMP DFRD和OVERRIDEN状态的非正常检查单，根据检查单完成先后时间顺序进行排序，最新完成的电子检查单显示在顶端，且电子检查单接收FMS的UTC时间标识该电子检查单完成的时间，若 图 232 所示。

飞行员可点开对应的电子检查单查看检查单的操作结果，通过 HISTORY 页面进入的 CHECKLIST 页面飞行员无法操作仅能查看。HISTORY 页面下的 FCTN 均不可用。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

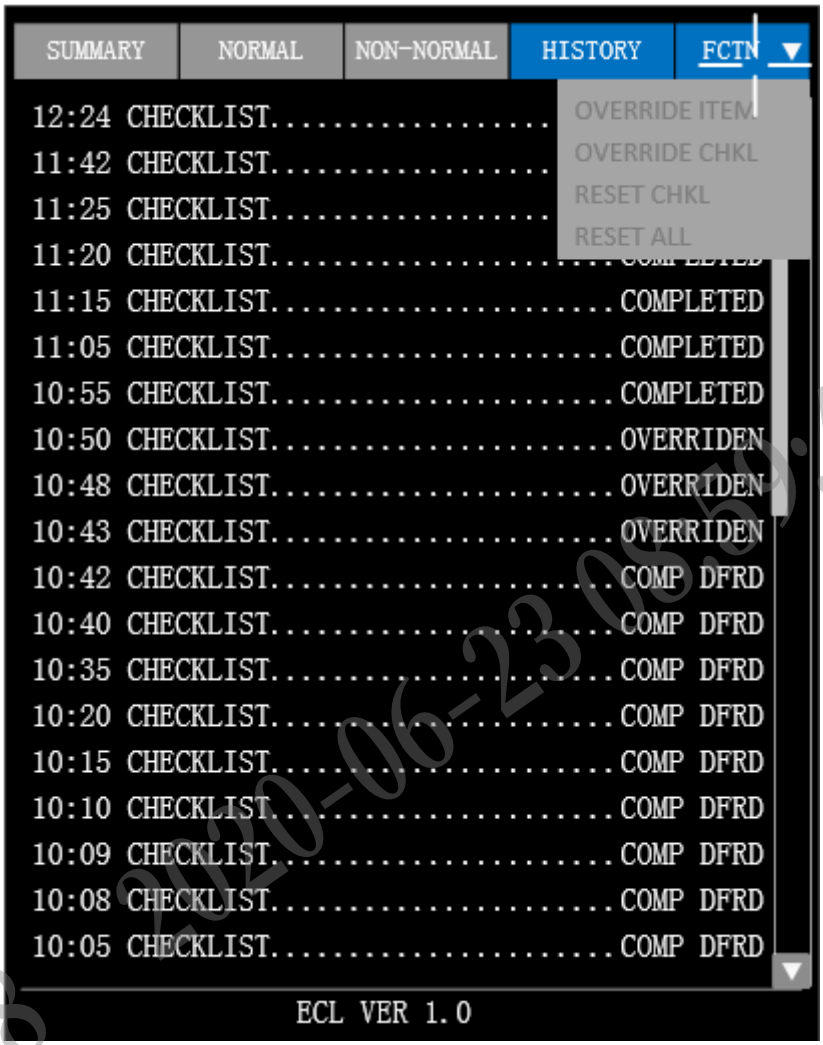



图 232 HISTORY 页面

206628 2020-06-23 08:59:43

5.3.7.2 架构

电子检查单显示架构如 图 233 所示：

a) LGCU 通过 A429 总线提供轮载信号至 RDIU3 和 RDIU8，由 RDIU 转换为 A664 信号后送至 ECL；

b) FCM 通过 A664 总线提供空速和表决垂速信息至 ECL；

c) FADEC 通过 A664 总线提供油门杆角度、发动机运转状态至 ECL；

d) ABCU 和 BCMU 通过 A429 总线提供轮速信息至 RDIU，由 RDIU 转换为 A664 信号后送至 ECL；

e) FMS CORE 通过 A664 总线提供 V1V2VR 数据至 ECL。

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

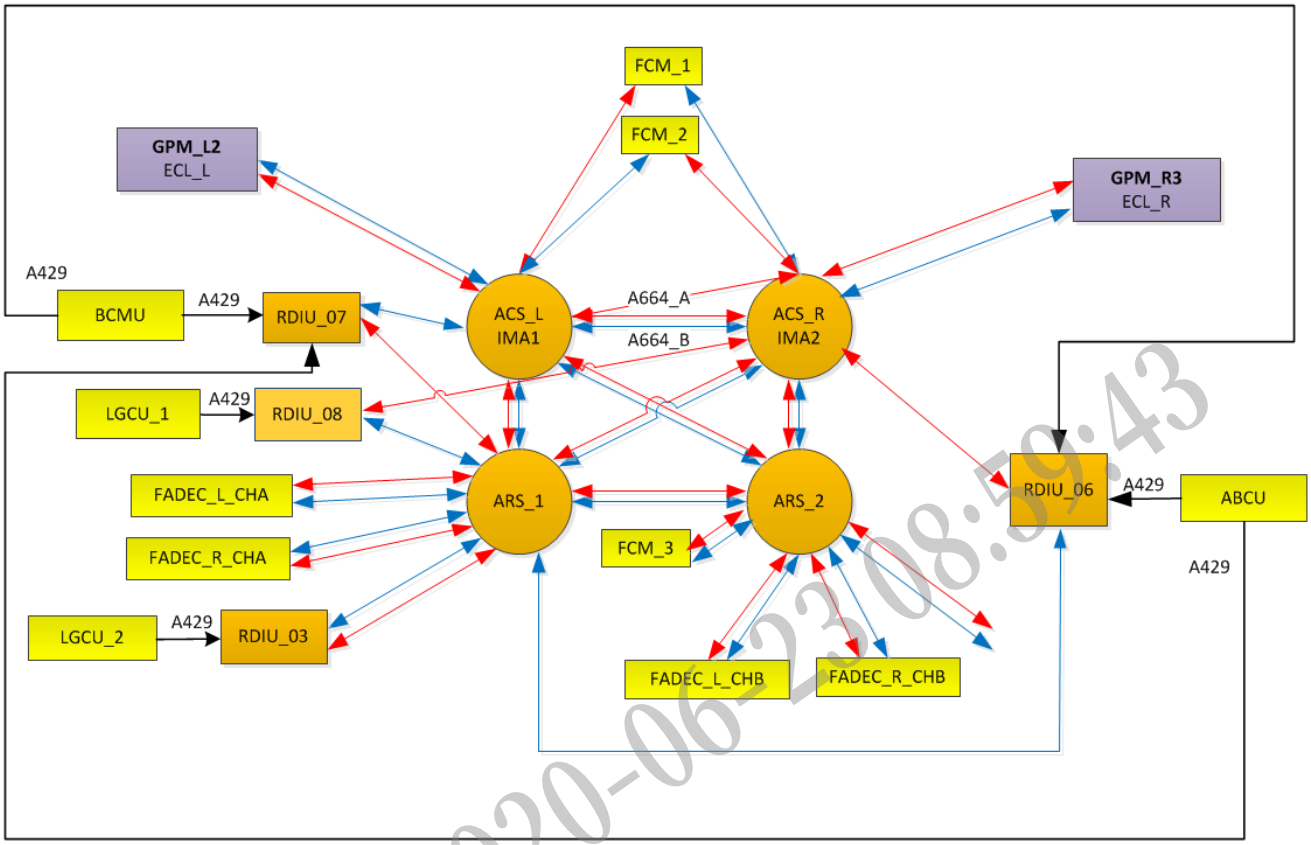



图 233 电子检查单显示架构

### 5.3.8 提供显示和机组告警系统控制功能

该章节主要描述功能架构，面板布局和VCP相关描述详见第 5.1.5 章节。

#### 5.3.8.1 提供显示格式快捷控制功能

该功能包括以下按键功能：

a) DCP：INBD DSPL L/R、MAP、FMS、CNS、CHKL、SYN；

b) MKB：MAP、FMS、CNS、CHKL、SYN。

该功能架构如 图 234 所示，功能链路为：控制板-->RDIU-->IMA DMI-->IDU：

a) DCP 和 MKB 的快捷控制功能通过双路 CAN 总线送至 RDIU1 和 RDIU2，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 DMI；

b) DMI 响应快捷按键功能并将显示格式配置通过 A664 数据发送至 IDU。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

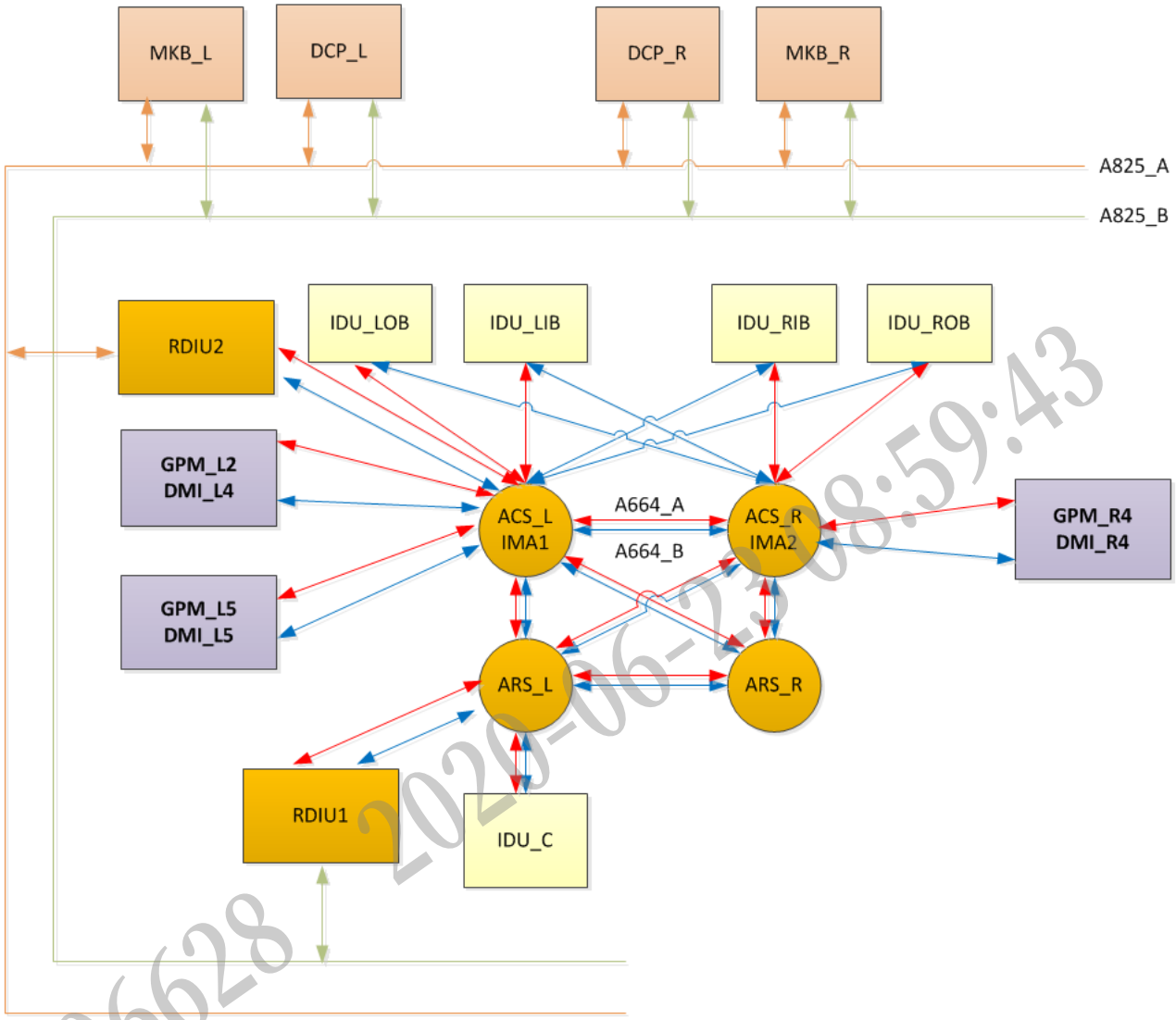



图 234 显示格式快捷控制架构

5.3.8.2 提供气压基准设置功能

通过DCP和VCP可设置气压基准，DCP控制的功能链路为：DCP-->IDU。VCP控制的功能链路为：CCD或MKB输入确认-->IDU A661 Server-->VCP-->IDU。其显示架构如 图 235 所示（未考虑通过QAK调出VCP页面）：

a) DCP 通过双路 CAN 总线提供增加增量数据至 IDU，由 IDU 显示和生成气压参考值并通过 A664 总线输出给接口系统；

b) 通过 CCD 和 MKB 操作 VCP 可设置气压基准，光标移动、数值输入、确认等操作由 CCD 和 MKB 通过双路 CAN 总线直接与 IDU 交互，输入确认后的结果由驻留在 IDU 中的 A661 Server 软件通过 A664 总线发送给 VCP，由 VCP 将气压参考值发送给 IDU，再由 IDU 通过 A664 总线输出给接口系统；

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

c) FMS CORE 通过 A664 总线提供 QFE/QNH 信息至 IDU；

d) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交互，实现 IDU 的失效转换功能。

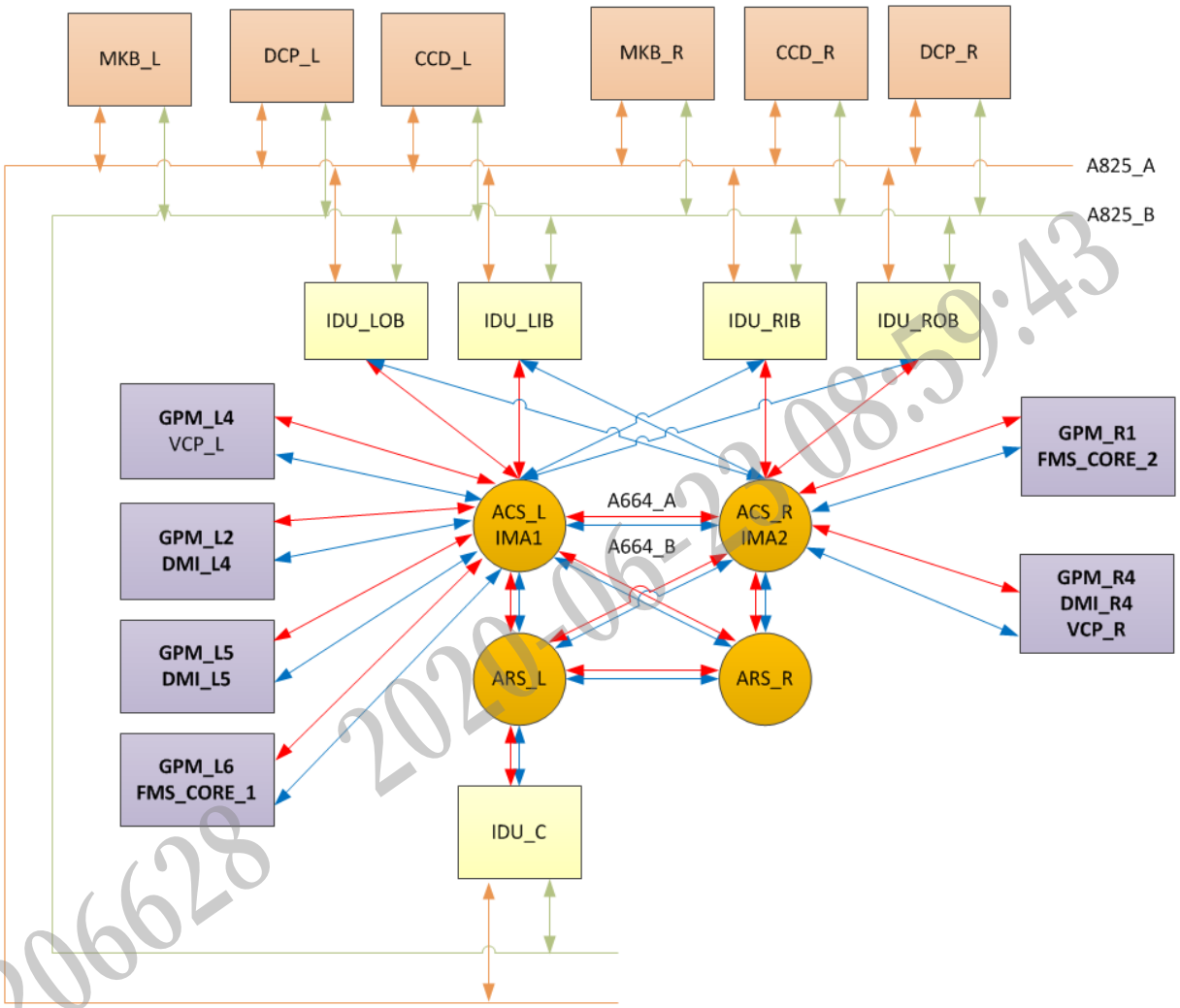



图 235 提供气压基准设置功能架构

5.3.8.3 提供导航源选择功能

通过DCP和VCP可设置导航源，DCP控制的功能链路为DCP-->IDU，VCP控制的功能链路为CCD选择确认-->IDU A661 Server-->VCP-->IDU，其功能架构如 图 236 所示（未考虑通过QAK调出VCP页面）：

a) DCP 通过双路 CAN 总线提供导航源切换数据至 IDU，由 IDU 进行导航源切换；

b) CCD 的光标移动、确认等操作由 CCD 通过双路 CAN 总线直接与 IDU 交互，选择确认后的结果由驻留在 IDU 中的 A661 Server 软件通过 A664 总线发送给 VCP，由 VCP 通过 A664 总线将选择的导航源发送给 IDU 进行导航源切换；

c) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交互，实现 IDU 失效转换功能。

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

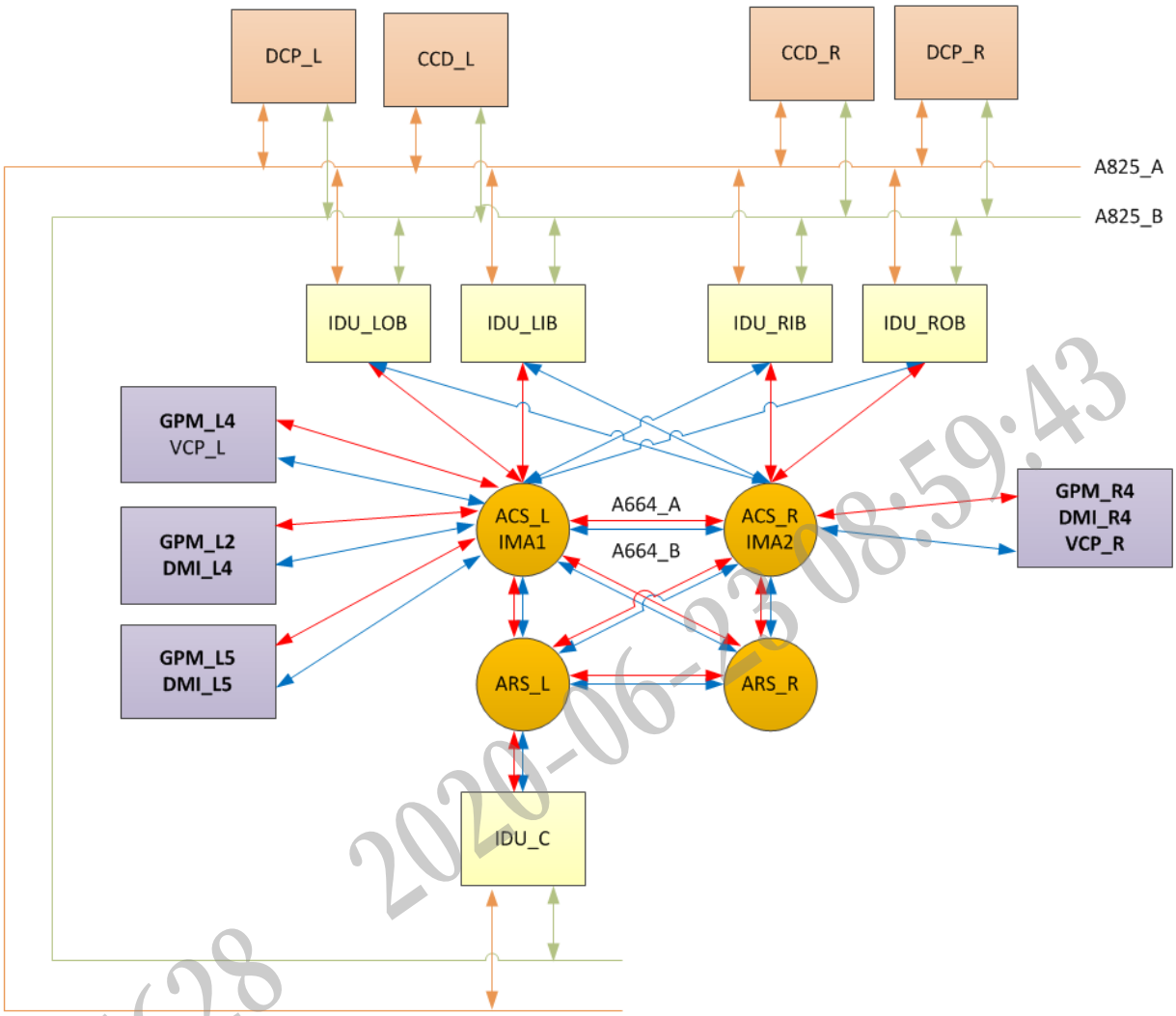



图 236 提供导航源选择功能架构

5.3.8.4 提供真/磁选择功能

通过CCD操作VCP可切换真磁基准，其功能链路为CCD光标选择-->IDU A661 Server-->VCP-->IDU，其功能架构如 图 237 所示（未考虑通过QAK调出VCP页面）：

a) CCD 的光标移动、确认等操作由 CCD 通过双路 CAN 总线直接与 IDU 交互，选择确认后的结果由驻留在 IDU 中的 A661 Server 软件通过 A664 总线发送给 VCP，VCP 将真磁选择发送给 IDU 后实现真磁切换功能；

b) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交互，用于实现 IDU 失效转换功能。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

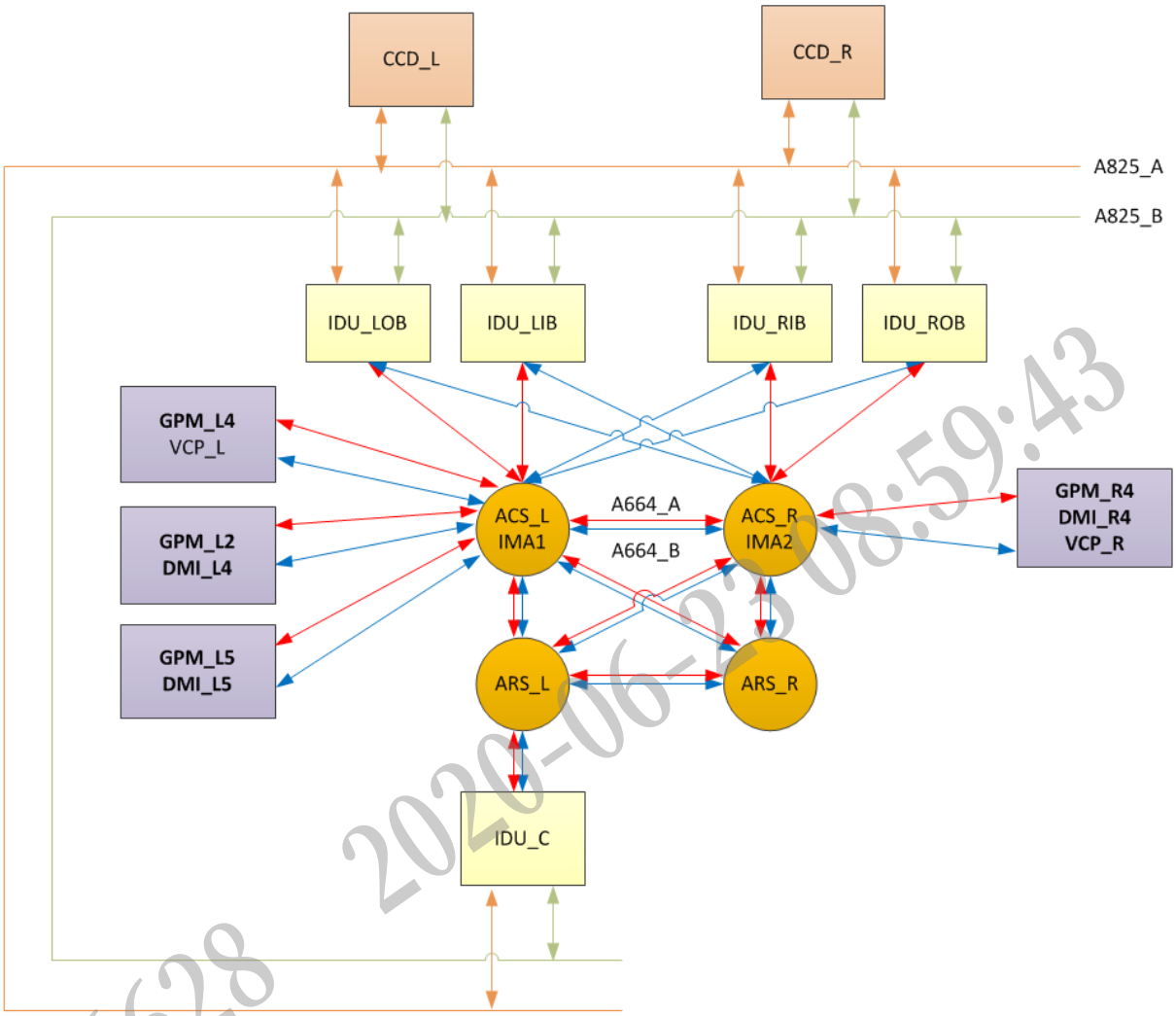



图 237 提供真磁选择功能架构

5.3.8.5 提供米制高度显示控制功能

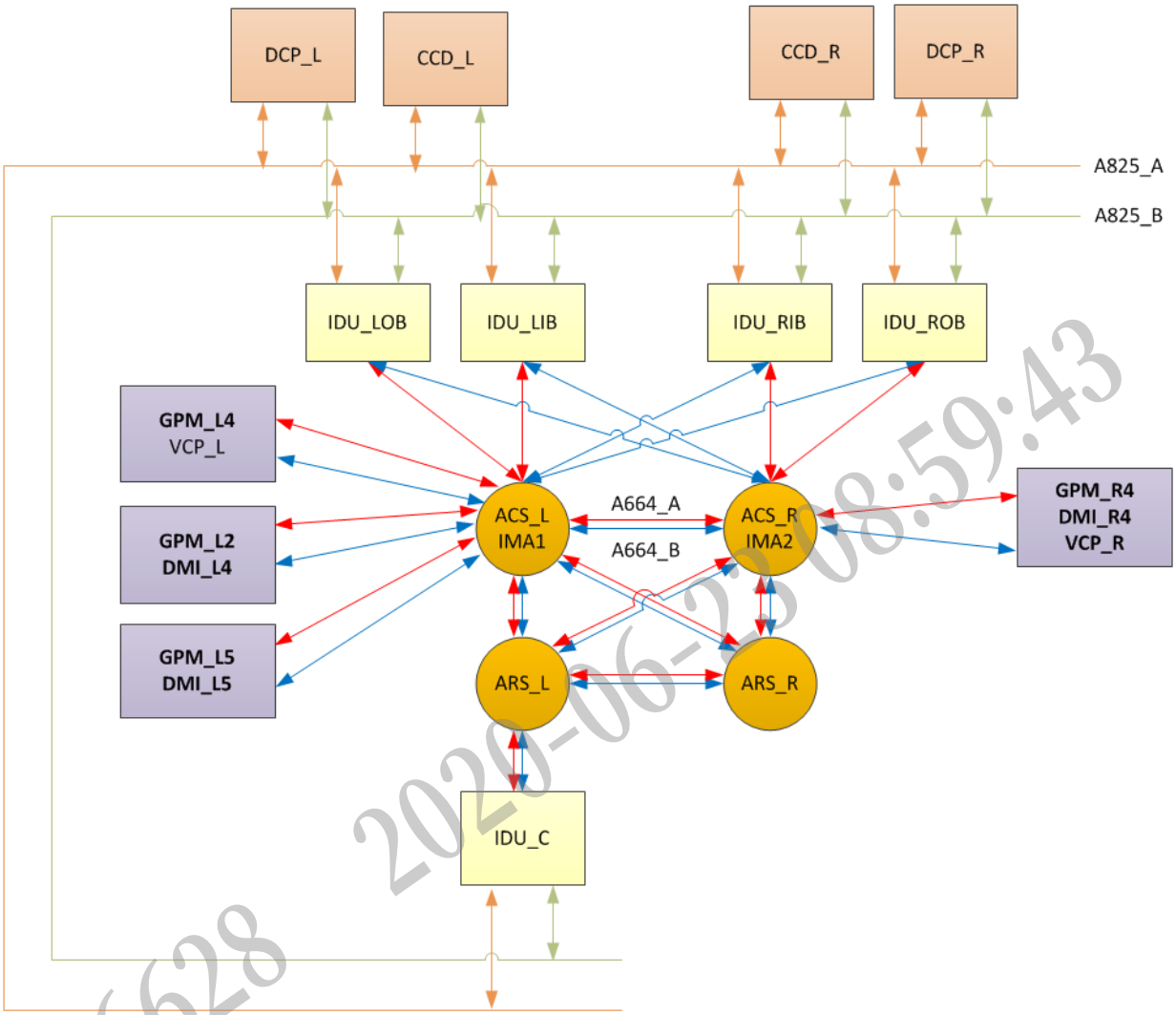
通过DCP或VCP可开关米制高度显示，DCP的控制链路DCP-->IDU，VCP的控制链路为光标选择-->IDU A661 Server-->VCP-->IDU，其功能架构如 图 238 所示（未考虑通过QAK调出VCP页面）：

a) CCD 的光标移动、确认等操作由 CCD 通过双路 CAN 总线直接与 IDU 交互，选择确认后的结果由驻留在 IDU 中的 A661 Server 软件通过 A664 总线发送给 VCP，VCP 将米制高度选择发送给 IDU 后实现米制高度显示开关功能；

b) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交互，用于实现 IDU 失效转换功能。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。




206628 2020-06-23 08:59:43

图 238 提供米制高度显示控制功能架构

5.3.8.6 提供 FPV 显示控制功能

通过 DCP 或 VCP 可开关 FPV 显示，DCP 控制链路为 DCP-->IDU，VCP 的控制链路为光标选择-->IDU A661 Server-->VCP-->IDU，其功能架构与米制高度显示控制类似：

a) CCD 的光标移动、确认等操作由 CCD 通过双路 CAN 总线直接与 IDU 交互，选择确认后的结果由驻留在 IDU 中的 A661 Server 软件通过 A664 总线发送给 VCP，VCP 将 FPV 选择发送给 IDU 后实现 FPV 显示开关功能；

b) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交互，用于实现 IDU 失效转换功能。

5.3.8.7 提供 Minimums 设置功能

通过 DCP 和 VCP 可设置 Minimums，DCP 控制链路为 DCP-->IDU，VCP 控制链路为输入确认-->IDU A661 Server-->VCP-->IDU，其显示架构与提供气压基准设置功能类似：

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

a) DCP 通过双路 CAN 总线提供增加增量数据至 IDU，由 IDU 显示和生成 Minimums 并通过 A664 总线输出给接口系统；

b) 通过 CCD 和 MKB 操作 VCP 可设置气压基准，输入数值并确认后，由 VCP 将气压参考值发送给 IDU，再由 IDU 通过 A664 总线输出给接口系统；

c) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交互，用于实现 IDU 失效转换功能。

#### 5.3.8.8 提供导航特征选择功能

导航特征选择功能包括FMS叠加信息选择、MAP无线电导航信息开关和MAP/HSI方位指针开关，其功能架构如 图 239 所示：

a) FMS 叠加信息：通过 MAP 菜单实现该功能，选择结果由 IDU A661 Server 通过 A664 总线发送给 FMS CORE，FMS 更新图层信息并通过 A664 总线发送给 IDU A661 Server；

b) MAP 无线电导航信息开关：通过 MAP 菜单实现该功能，选择结果由 IDU A661 Server 发送给 IDU ND，IDU ND 更新图层并由 IDU A661 Server 绘图显示；

c) MAP/HSI 方位指针开关：由 VCP 实现该功能，选择结果由 A661 Server 通过 A664 总线发送给 VCP，VCP 通过 A664 总线将选择结果发送给 IDU，由驻留在 IDU 内的 ND 和 Mini MAP 控制方位指针显示。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

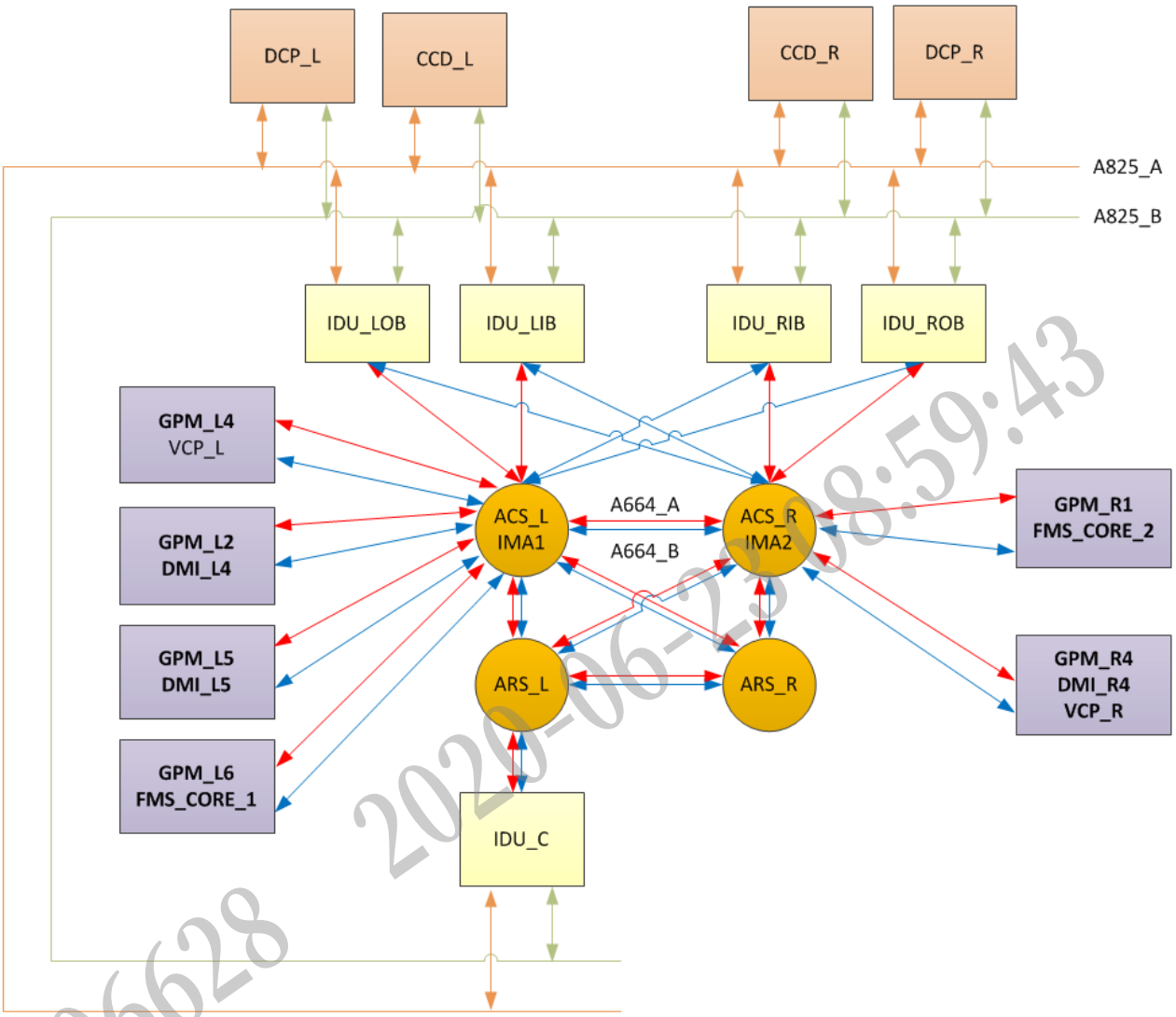



图 239 提供导航特征选择功能架构

5.3.8.9 提供监视特征选择功能

通过DCP和MAP菜单可以叠加ISS信息，DCP控制功能链路为DCP-->IDU A661 Server-->ISS UA-->IDU A661 Server，MAP菜单控制的功能链路为光标选择-->IDU A661 Server-->ISS UA-->IDU A661 Server，其功能架构如 图 240 所示：

a) DCP 通过双路 CAN 总线和离散量将主菜单控制信号送至 IDU，由驻留在 IDU 内的 A661 Server 将控制信号发送给 ISS UA，ISS UA 将图层信息通过 A664 总线发送给 IDU；

b) 通过 CCD 和 MKB 操作 VCP 可选择监视特征，选择信号由 IDU A661 Server 通过 A664 总线发送给 ISS UA，ISS UA 通过 A664 总线反馈图层信息至 IDU；

c) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交互，用于实现 IDU 失效转换功能。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

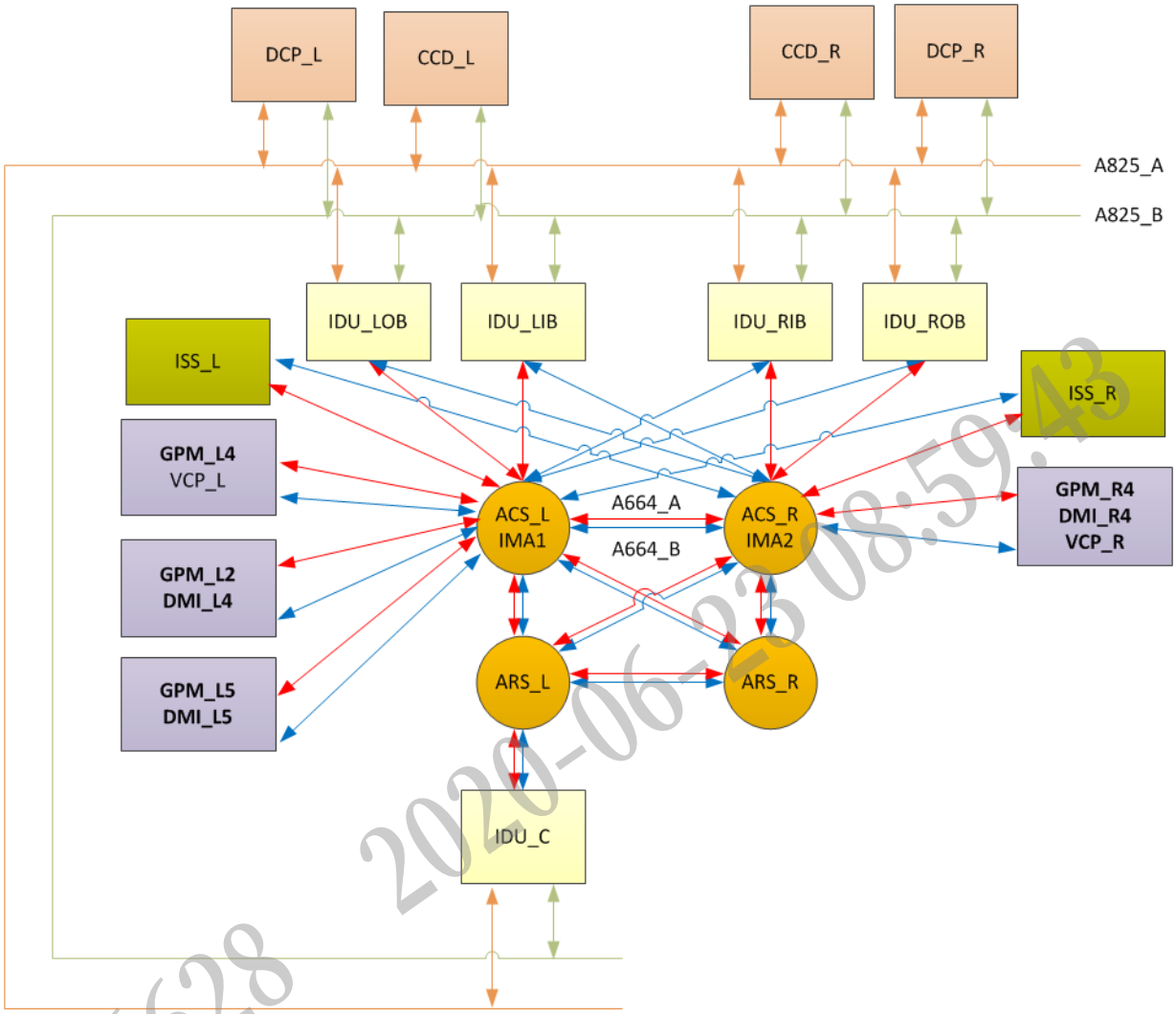



图 240 提供监视特征选择功能架构

5.3.8.10 提供 VSD 显示控制功能

通过MAP菜单可以开关VSD显示，功能链路为CCD-->IDU A661 Server-->IDU ND-->IDU A661 Server，功能架构如 图 241 所示：

a) CCD 的光标移动和选择信号通过双路 CAN 总线发送给 IDU，IDU A661 Server 响应选择信号并发送信息至 ND，ND 负责生成 VSD 页面，并由 A661 Server 显示 VSD 画面；

b) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交互，用于实现 IDU 失效转换功能。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

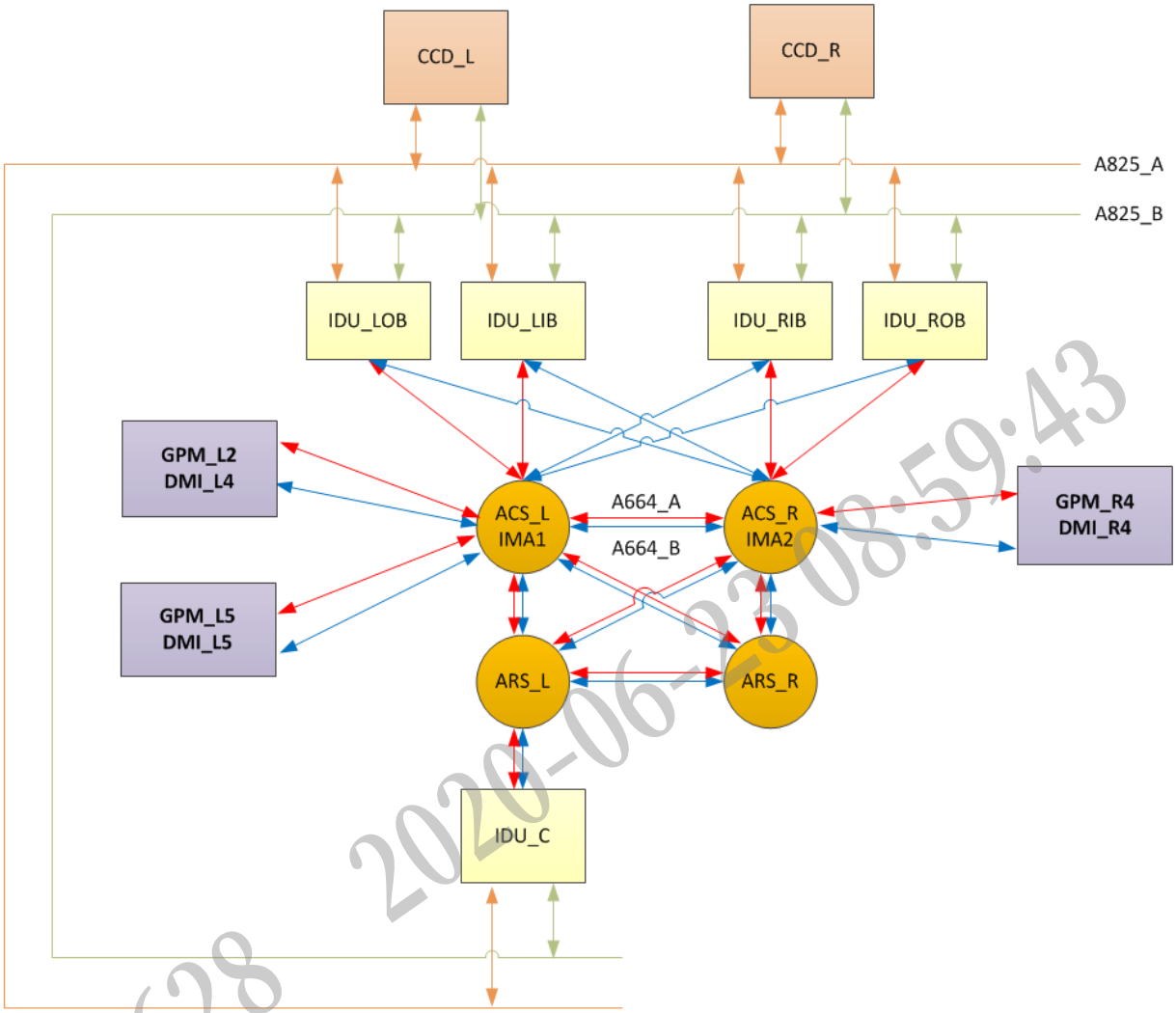



图 241 提供 VSD 显示控制功能架构

5.3.8.11 提供光标控制功能

光标的控制功能包含光标的快速指派、移动和光标抑制功能，快速指派和光标抑制的功能链路为CCD-->RDIU-->DMI-->IDU，光标移动的功能链路为CCD-->IDU，光标移动跨屏的功能链路为CCD-->IDU-->DMI-->IDU，光标抑制功能链路为RCP-->RDIU-->DMI-->IDU，其功能架构如 图 242 所示：

a) CCD 的光标指派信号通过双路 CAN 总线送至 RDIU1 和 RDIU2，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 DMI，DMI 将光标指派信息通过 A664 总线送至 IDU 实现光标的快速指派；

b) 光标在屏幕内移动时，IDU 直接响应 CCD 通过双路 CAN 总线发来的光标移动信息实现屏幕内的移动；

c) 光标移动跨屏时，CCD 通过双路 CAN 总线将光标移动信息发送给 IDU，IDU 将光标位置信息通过 A664 总线发送给 DMI，DMI 将光标跨屏信息通过 A664 总线送至 IDU 实现

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

光标的移动跨屏，另外光标到达屏幕边界时的减速带也由 DMI 实现；

c) 光标抑制功能通过按压 RCP 上的 INHIB 按键实现，按键信号通过双路 CAN 总线送至 RDIU1 和 RDIU2，由 RDIU 转换为 A664 数据后送至 DMI，DMI 发送光标抑制指令至 IDU 实现光标抑制功能；

d) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交互，实现 IDU 失效转换功能。

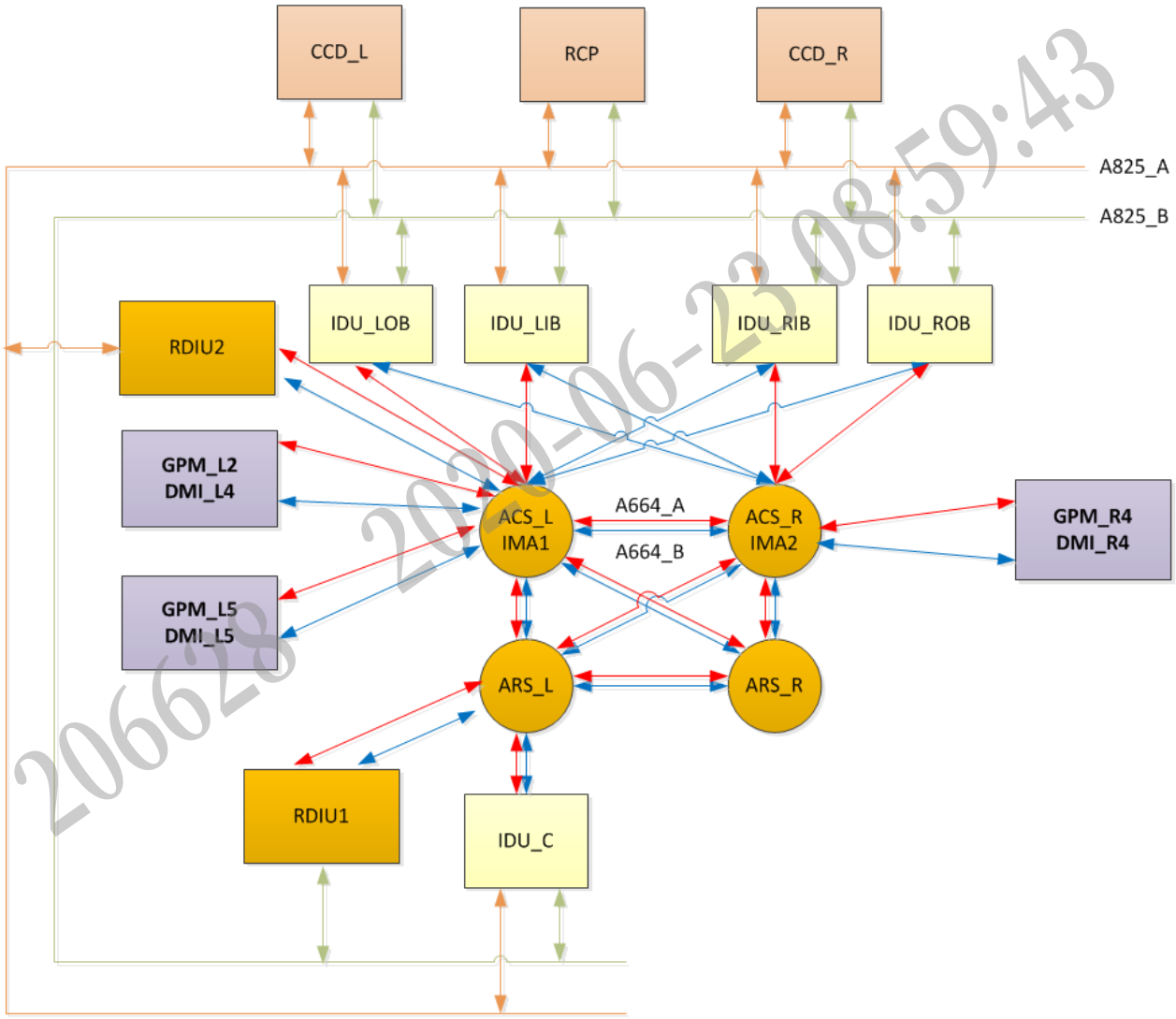



图 242 提供光标控制功能架构

5.3.8.12 提供菜单控制功能

通过按压CCD上的MENU按键，可在光标所在窗口调出主菜单，功能链路为CCD-->IDU A661 Server-->DMI-->IDU A661 Server，主菜单功能显示架构如 图 243 所示：

a) CCD 通过双路 CAN 总线和离散量将主菜单控制信号送至 IDU，由驻留在 IDU 内的 A661 Server 将控制信号发送给 DMI，DMI 负责生成主菜单图层，并通过 A664 总线发送给 IDU；

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

b) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交互，实现 IDU 失效转换功能。

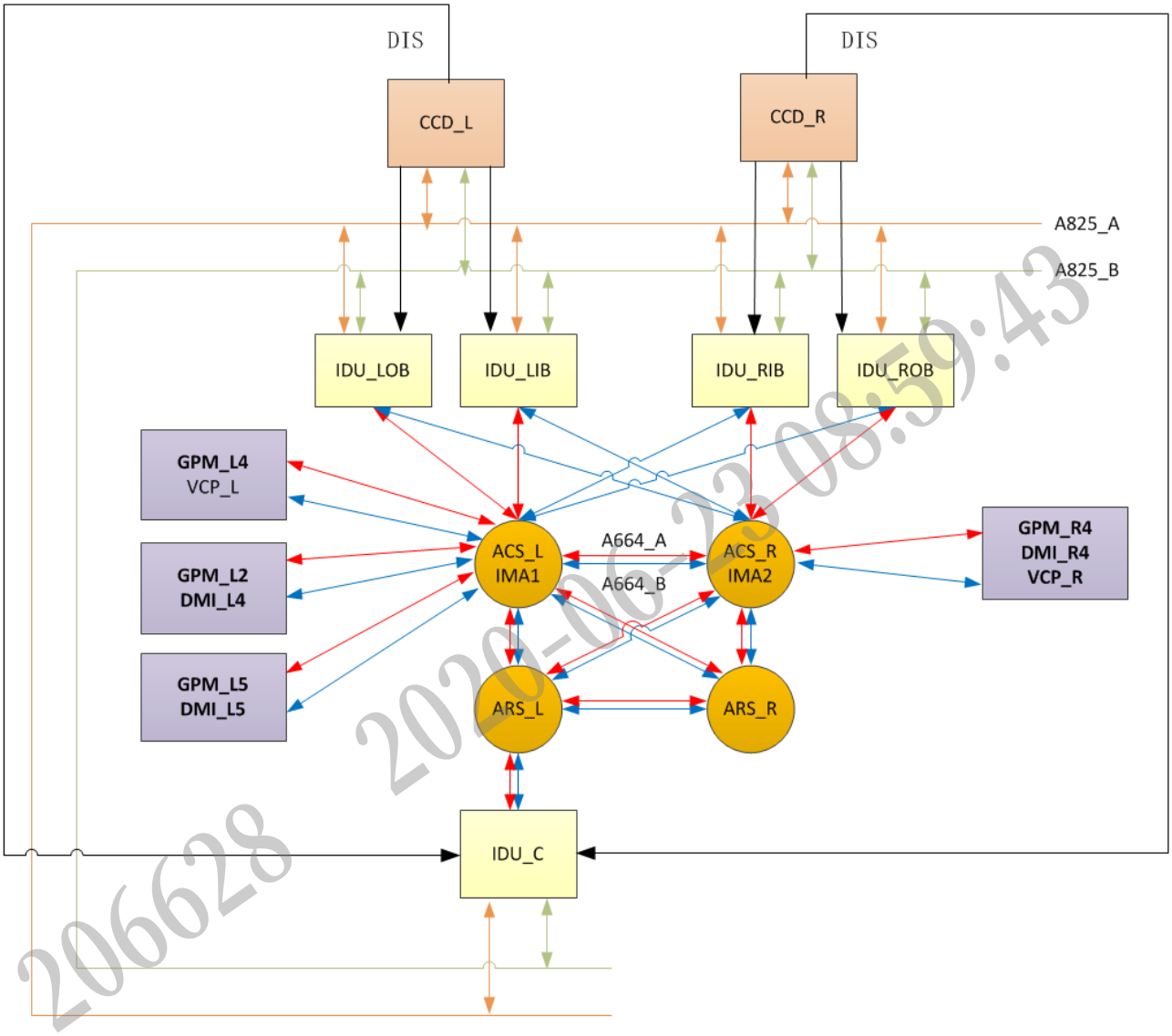



图 243 提供主菜单控制功能架构

5.3.8.13 提供 EICAS 切换功能

通过RCP上的EICAS旋钮实现EICAS切换功能，功能链路为RCP-->RDIU-->DMI-->IDU，其功能架构如 图 244 所示：

a) RCP 通过双路 CAN 总线将旋钮位置信号送至 RDIU1 和 RDIU2，由 RDIU 转换为 A664 数据后发送至 DMI，DMI 根据旋钮位置更新 IDU 页面配置并通过 A664 总线发送至 IDU，IDU 响应指令完成 EICAS 切换；

b) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交互，实现 IDU 失效转换功能。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

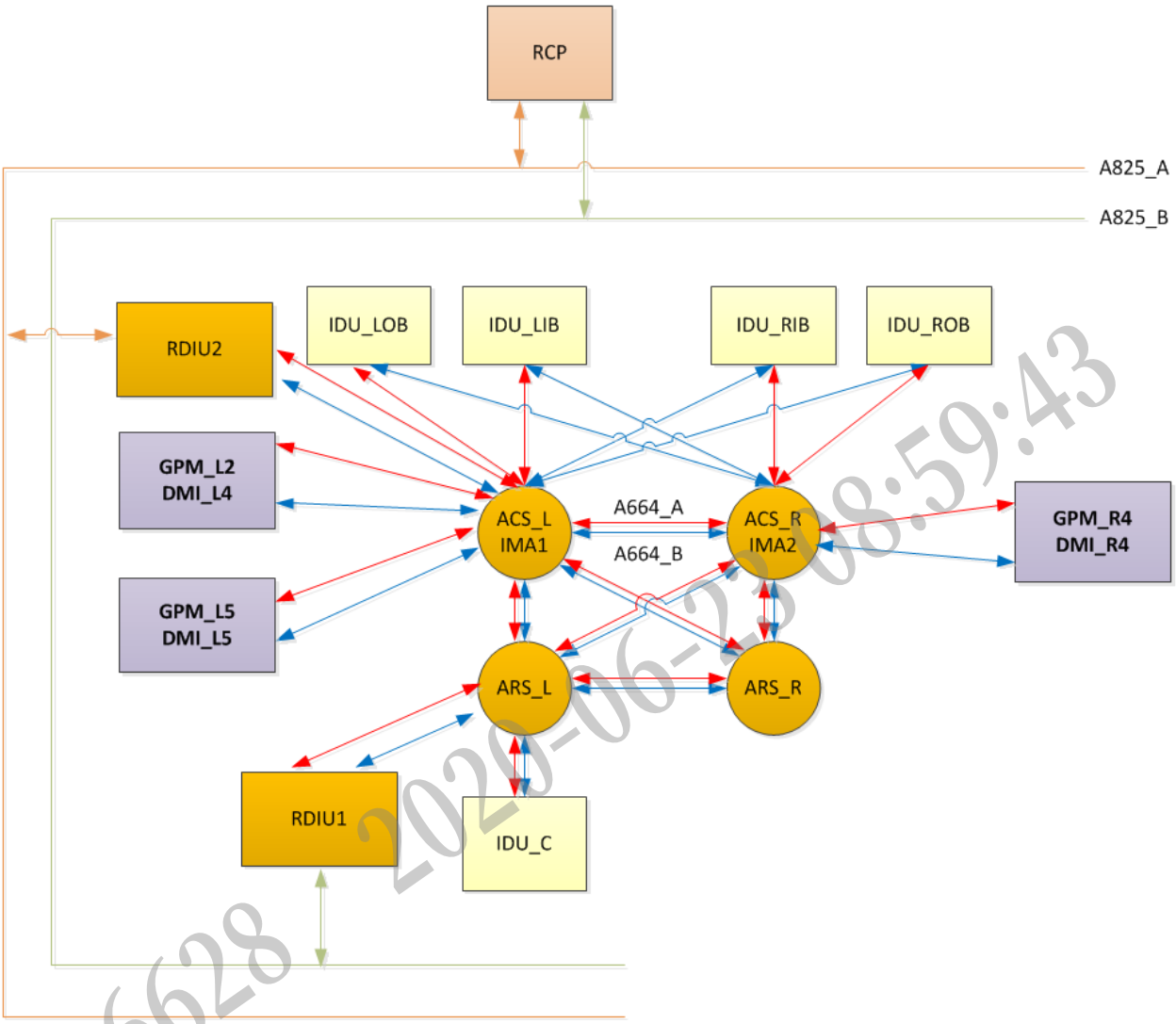



图 244 提供 EICAS 切换功能架构

206628 2020-06-23 08:59:43

5.3.8.14 提供应急通信控制功能

通过按压RCP上的EMER按键可以实现应急通信控制功能，其功能架构如 图 245 所示：上电后RCP默认输出Open信号，按压后输出Ground信号，同时点亮白色指示灯。再次按压输出Open信号，同时熄灭白色指示灯。Ground/Open信号通过离散量的形式直接发送至VHF1 和 3 套TCP，当输出Ground信号时，会抑制 3 套TCP调谐功能，同时使得VHF1 工作于 121.5MHZ频率，VHF2和VHF3 不可用。当输出Open信号时，恢复TCP调谐功能，VHF-1，VHF-2 和VHF-3 频率恢复使用TCP调谐输出频率。

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

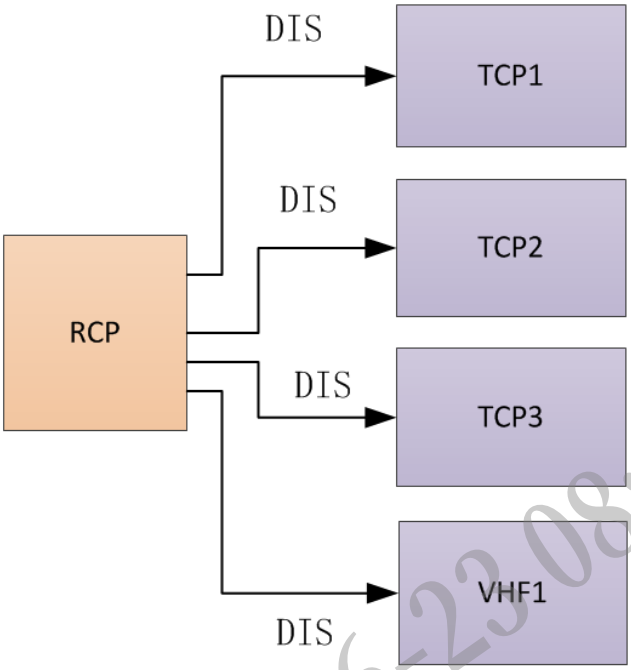



图 245 提供应急通信控制功能架构

5.3.8.15 提供手动惯导显示源切换功能

在表决姿态失效，PFD使用IRS直连姿态数据时，按压RCP上的“IRS”按键可实现IRS切换功能，其功能链路为RCP-->IDU，功能架构如 图 246 所示：

a) RCP 通过双路 CAN 总线将 IRS 按键信号发送至 IDU，IDU 根据当前 PFD 显示使用的姿态数据判断是否激活 IRS 手动源选择功能，若激活则响应按键信号；

b) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交互，实现 IDU 失效转换功能。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

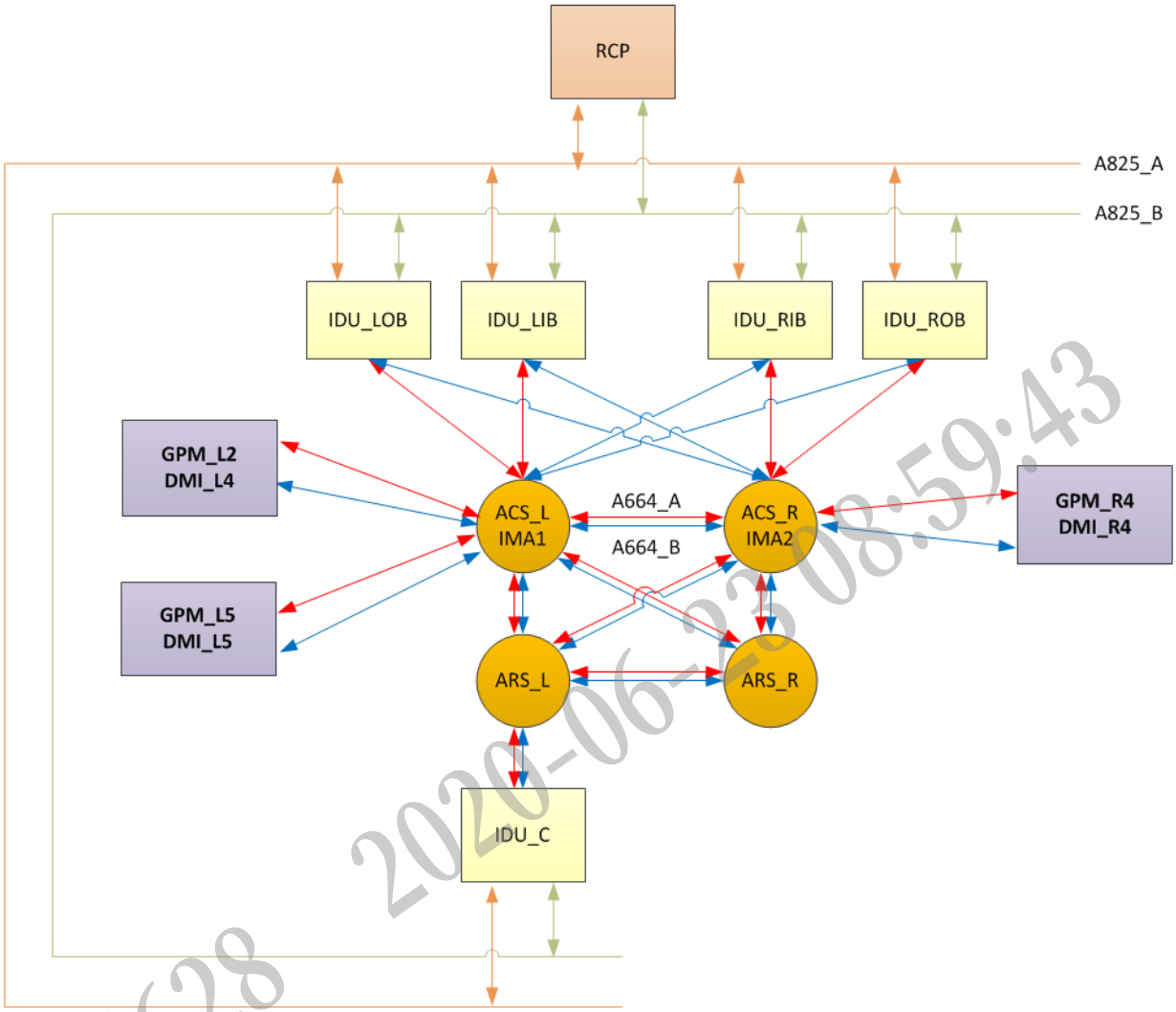



图 246 提供 IRS 手动源选择功能架构

5.3.8.16 提供 G/S Cancel 控制功能

通过按压RCP上的GS CNCL可以抑制低于下滑道告警，其音响告警抑制功能链路为RCP-->RDIU-->ISS-->FDAS-->RDIU-->RIU-->ACP-->扬声器/耳机，RCP灯点亮功能链路为RCP-->RDIU-->ISS-->FDAS-->RDIU-->RCP，功能架构如 图 247 所示：RCP通过双路CAN总线将GS CNCL按键信号发送至RDIU1 和RDIU2，由RDIU转换为A664 数据后发送至ISS，ISS会抑制音响告警请求，发送灯点亮请求，通过A664 总线发送给FDAS，抑制GLIDE SLOPE音响告警，并点亮GS CNCL上的白色指示灯。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

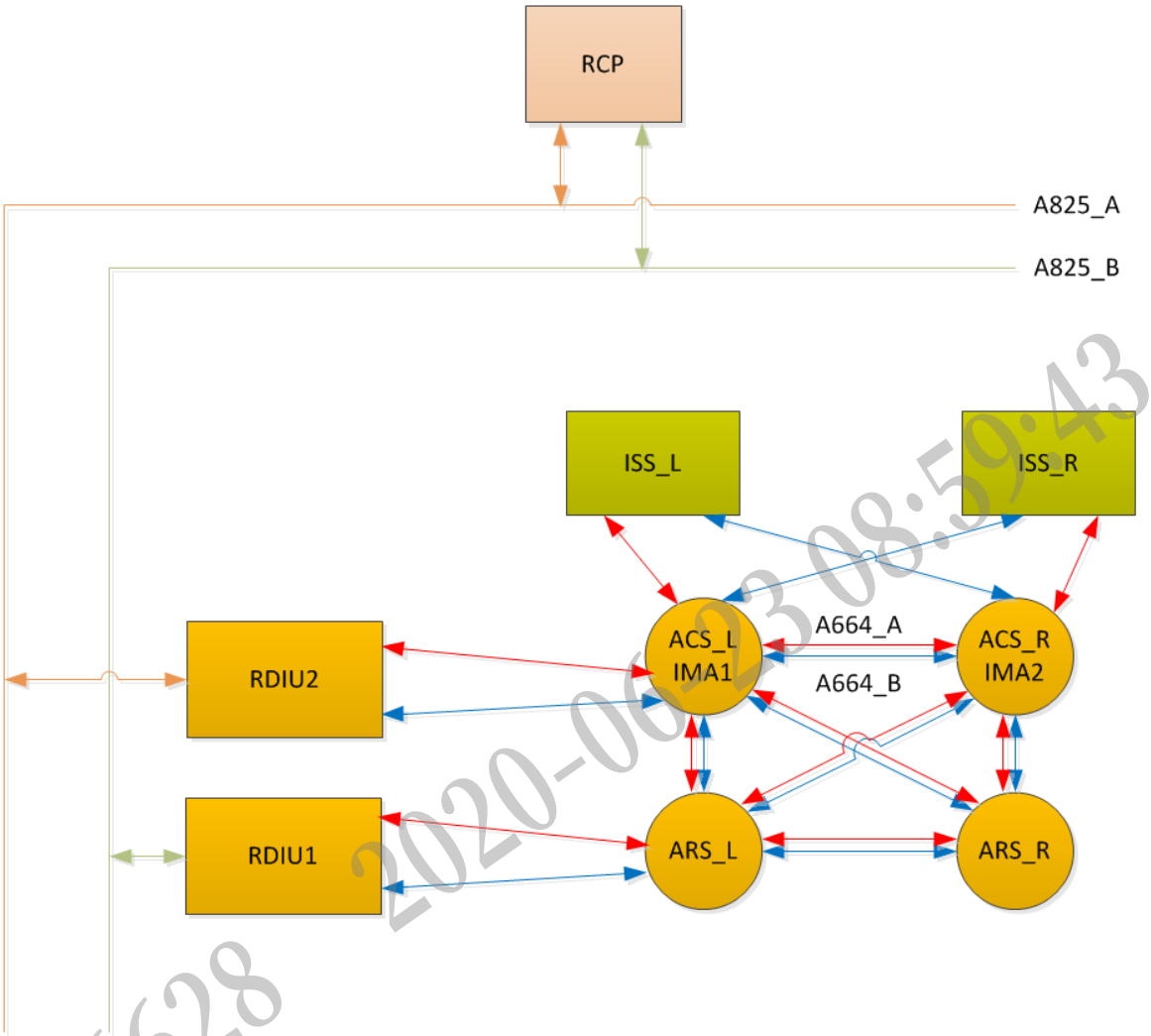



图 247 提供 G/S Cancel 控制功能架构

5.3.8.17 提供音响告警取消功能

通过按压RCP上的Aural Cancel可以实现音响告警取消功能，其CAS信息功能链路为RCP-->RDIU-->FDAS-->IDU，音响告警抑制的功能链路为RCP-->RDIU-->FDAS-->RIU-->ACP-->扬声器/耳机，功能架构如 图 248 所示（未包含音响告警架构）：

a) RCP 通过双路 CAN 总线将 AURAL CNCL 控制信息发送至 RDIU1 和 RDIU2，由 RDIU 转换为 A664 数据后发送至 FDAS，FDAS 会抑制当前激活的音响告警并通过 A664 总线发给 RDIU，由 RDIU 转换为 A429 数据后发送给 RIU。FDAS 会触发 AURAL CANCELED CAS 信息，通过 A664 总线发送给 IDU 进行显示；

b) FDAS 在抑制音响告警时，会通过 A664 总线发送灯驱动信号至 RDIU1 和 RDIU2，由 RDIU 转换为 A825 信号后点亮 RCP 上的白色 AURAL CNCL 灯；

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

c) DMI 通过 A664 总线与 IDU 交互，实现 IDU 失效转换功能。

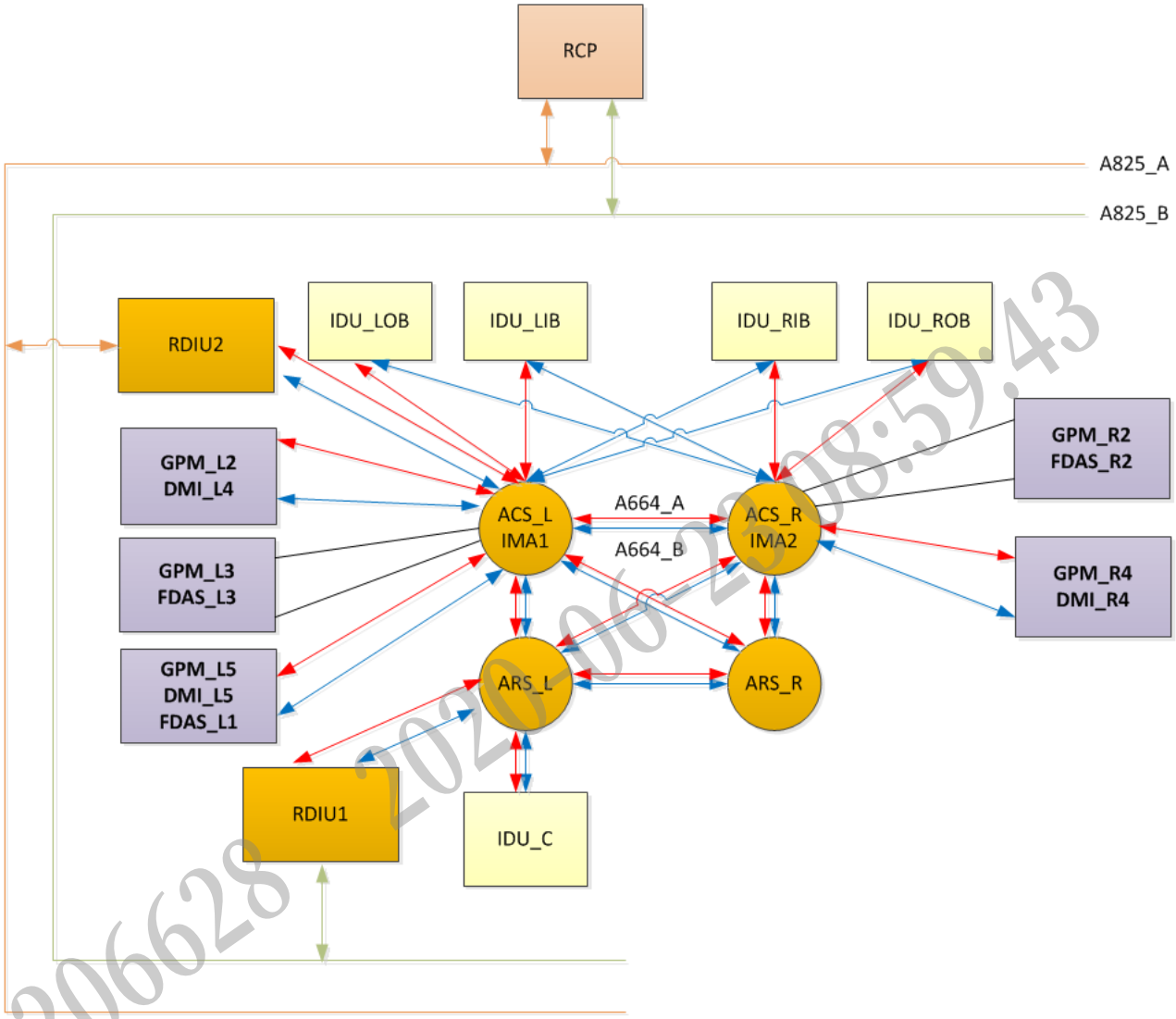



图 248 提供音响告警取消功能架构

5.3.8.18 提供 FMS 快捷控制功能

通过按压MKB上的DAK可以实现FMS的快捷控制功能，其功能链路有并行的两条链路，其中一条为调出FMS格式，其功能链路为MKB-->RDIU-->DMI-->IDU；另外一条链路为调出FMS子页面，其功能链路为MKB-->IDU A661 Server-->FMS CORE-->IDU Server。FMS快捷控制功能架构如 图 249 所示：

a) MKB 通过双路 CAN 总线将 DAK 信号送至 RDIU，由 RDIU 转换为 A664 信号后送至 DMI，DMI 响应 DAK 信号将显示格式配置信息通过 A664 总线送至 IDU；

b) MKB 通过双路 CAN 总线将控制信号发送给 IDU，IDU A661 Server 通过 A664 总线发 Proxy button 事件给 FMS CORE，FMS 会更新相应的图层信息并通过 A664 总线发送给

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

IDU Server，显示相应的 FMS 子页面。

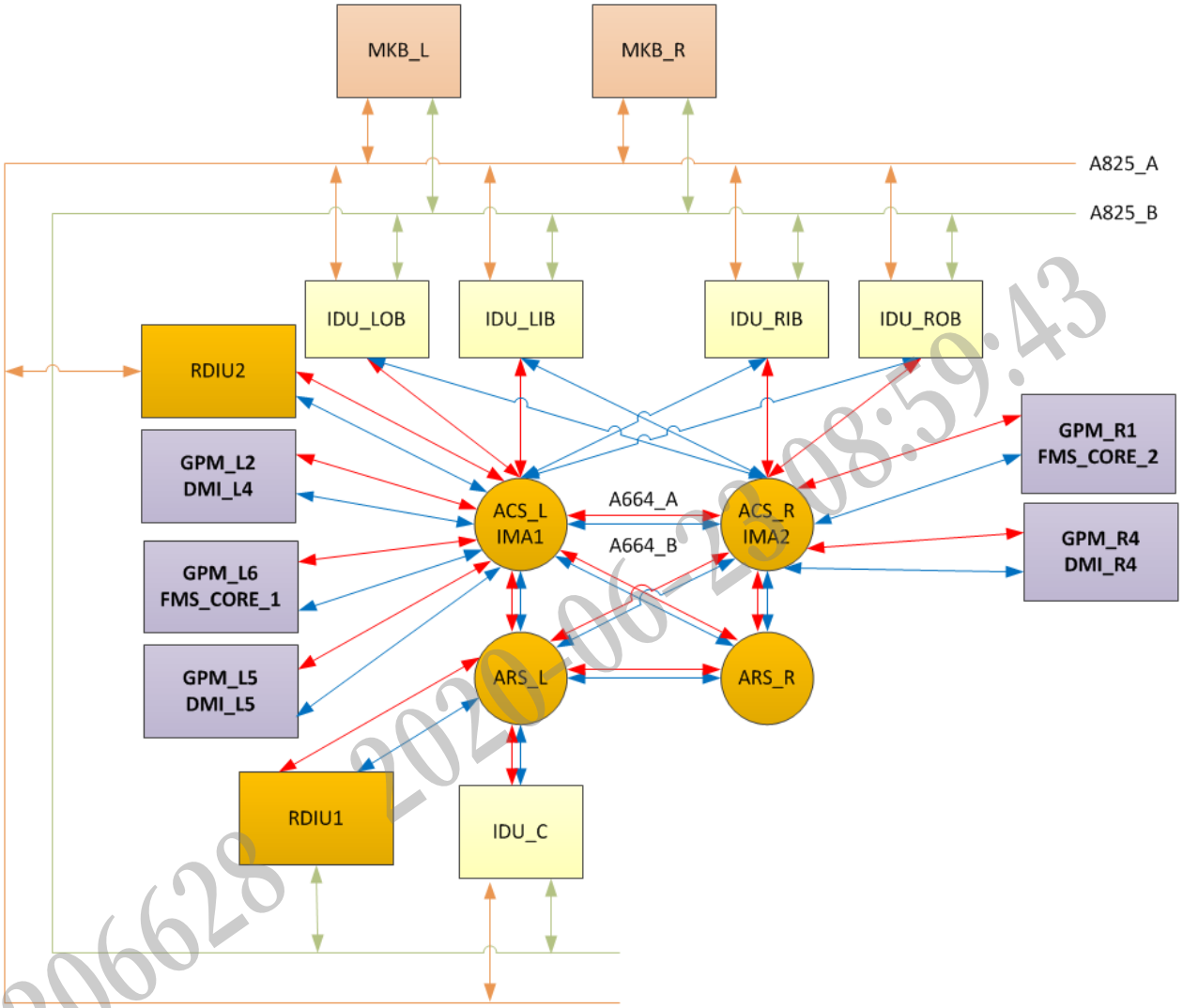



图 249 提供 FMS 快捷按键控制功能架构

5.3.8.19 提供数字、字母输入功能

通过MKB或CCD可以输入数字和字母，其功能链路为MKB/CCD-->IDU A661 Server-->VCP/FMS，功能架构如 图 250 所示：MKB上的数字、字母按键、ENTER键，CCD上的DSK和确认信号通过双路CAN总线送至IDU，输入的字符按压确认后会由A661 Server通过A664 总线发给VCP或FMS做内部使用，或由VCP、FMS通过A664 总线发送给其它接口系统。

206628 2020-06-2 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

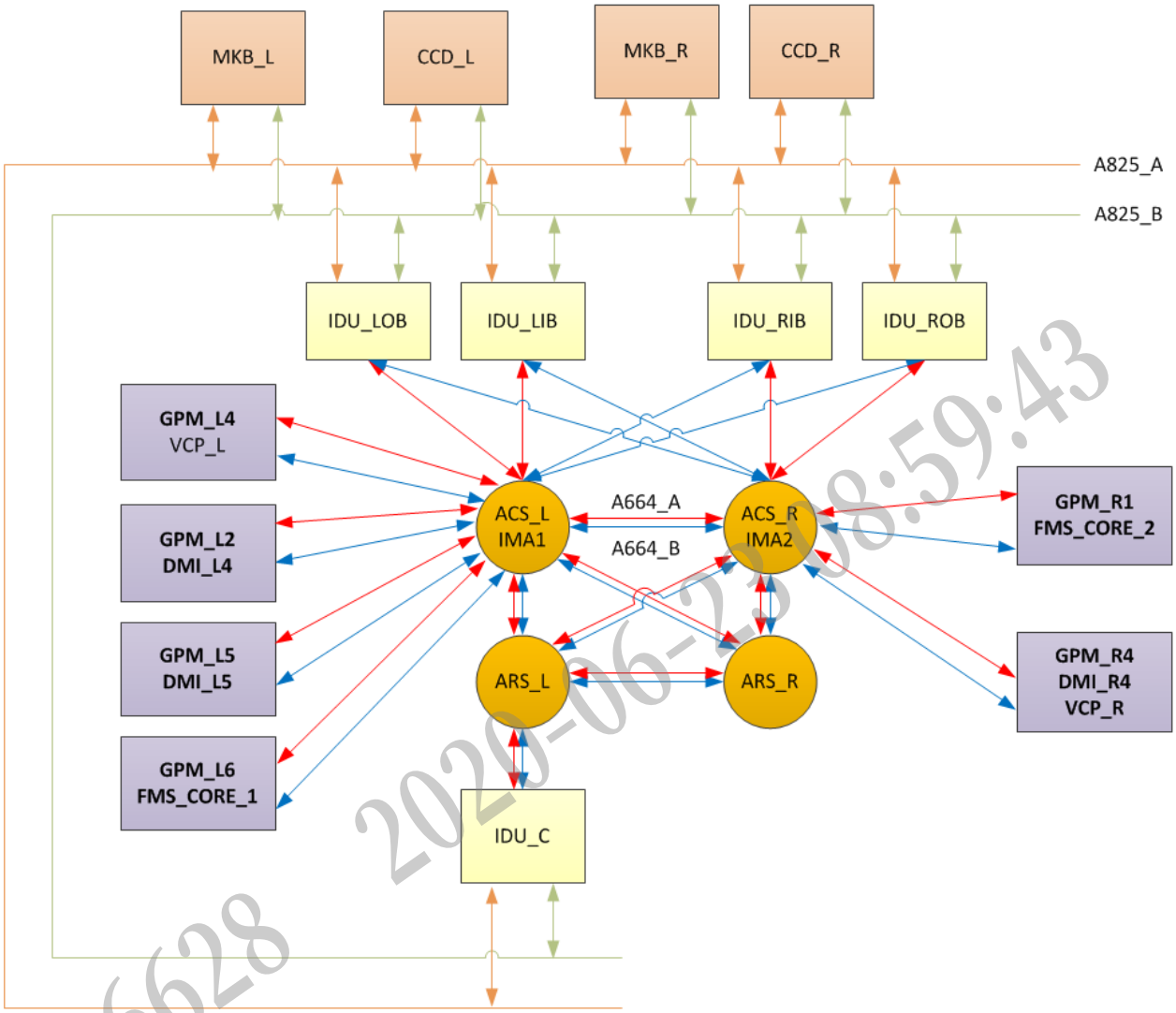



图 250 提供数字、字母输入功能架构

206628 2020-06-23 08:59:43

5.3.8.20 提供 CAS 翻页及隐藏恢复功能

通过按压MKB上的CAS按键可以实现CAS的翻页及隐藏恢复功能，其功能链路为MKB-->RDIU-->FDAS-->IDU A661 Server，功能架构如 图 251 所示（未包含DMI实现的的失效重构功能）：MKB通过双路CAN总线将CAS按键信号送至RDIU1 和RDIU2，由RDIU转换为A664信号后送至FDAS，FDAS更新图层信息并通过A664 数据送至IDU Server后显示。

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

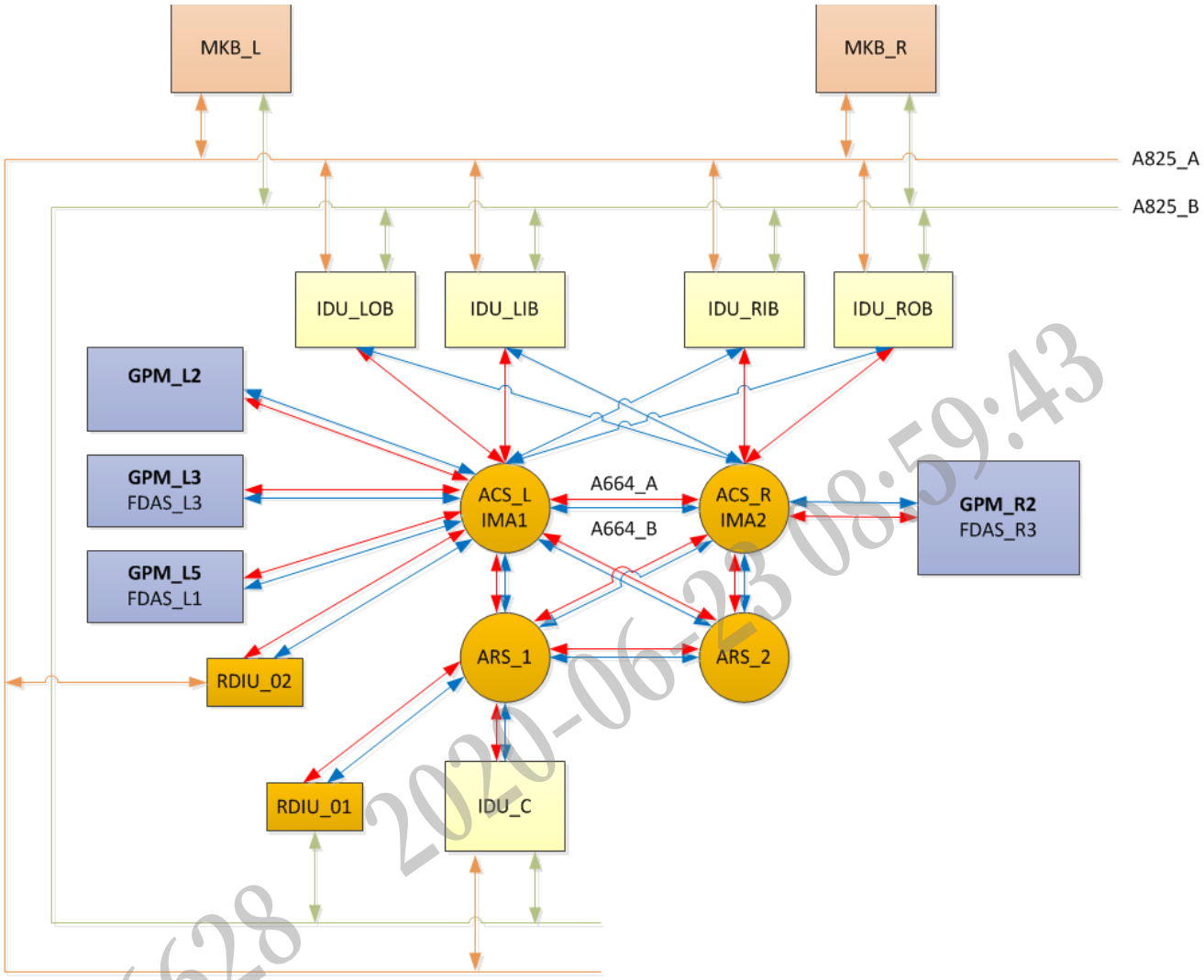



图 251 提供 CAS 翻页及隐藏恢复功能架构

5.3.8.21 提供 MW/MC 告警确认

通过按压左右遮光罩控制板上的MW/MC可以实现告警确认功能，音响告警确认的功能链路为MW/MC-->RDIU-->FDAS-->RDIU-->RIU-->ACP-->扬声器/耳机，MW/MC的确认功能链路为MW/MC-->RDIU-->FDAS-->RDIU-->MW/MC，功能架构如 图 252 所示（未包含音响功能架构）：

a) 音响告警确认：MW/MC 信号通过离散量的形式发送至 RDIU1、RDIU2、RDIU4 和 RDIU5，由 RDIU 转换为 A664 数据后发送至 FDAS，FDAS 会更新音响告警请求信号并通过 A664 总线送至 RDIU，由 RDIU 转换为 A429 总线后发送至 RIU，实现音响告警确认功能；

b) MW/MC 确认：MW/MC 确认信号通过离散量的形式发送至 RDIU1、RDIU2、RDIU4 和 RDIU5，由 RDIU 转换为 A664 数据后发送至 FDAS，FDAS 通过 A664 总线发送熄灭 MW/MC 请求至 RDIU，由 RDIU 转换为离散量后熄灭 MW/MC。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

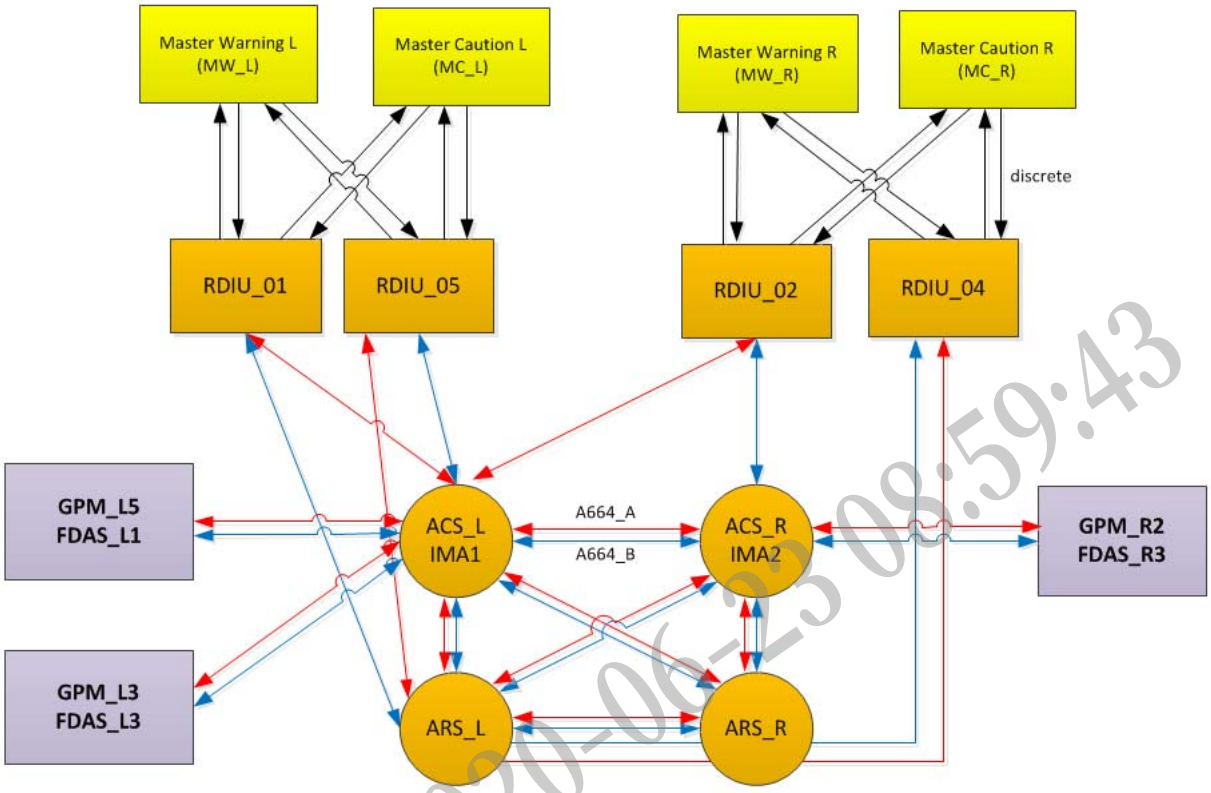



图 252 提供 MW/MC 告警确认功能架构

5.3.8.22 提供显示器调光控制

通过左右仪表控制板和顶部板上的IDU亮度/对比度调节旋钮，可以实现IDU的手动亮度调节功能，在未收到有效IDU调光信号时，IDU显示默认亮度，其功能链路为亮度/对比度控制信号-->RDIU-->IDU。功能架构如图 253 所示：亮度调节信号通过双路CAN总线送至RDIU4 和RDIU6，由RDIU转换为A664 数据后送至IDU，各IDU根据旋钮位置实现调光功能。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

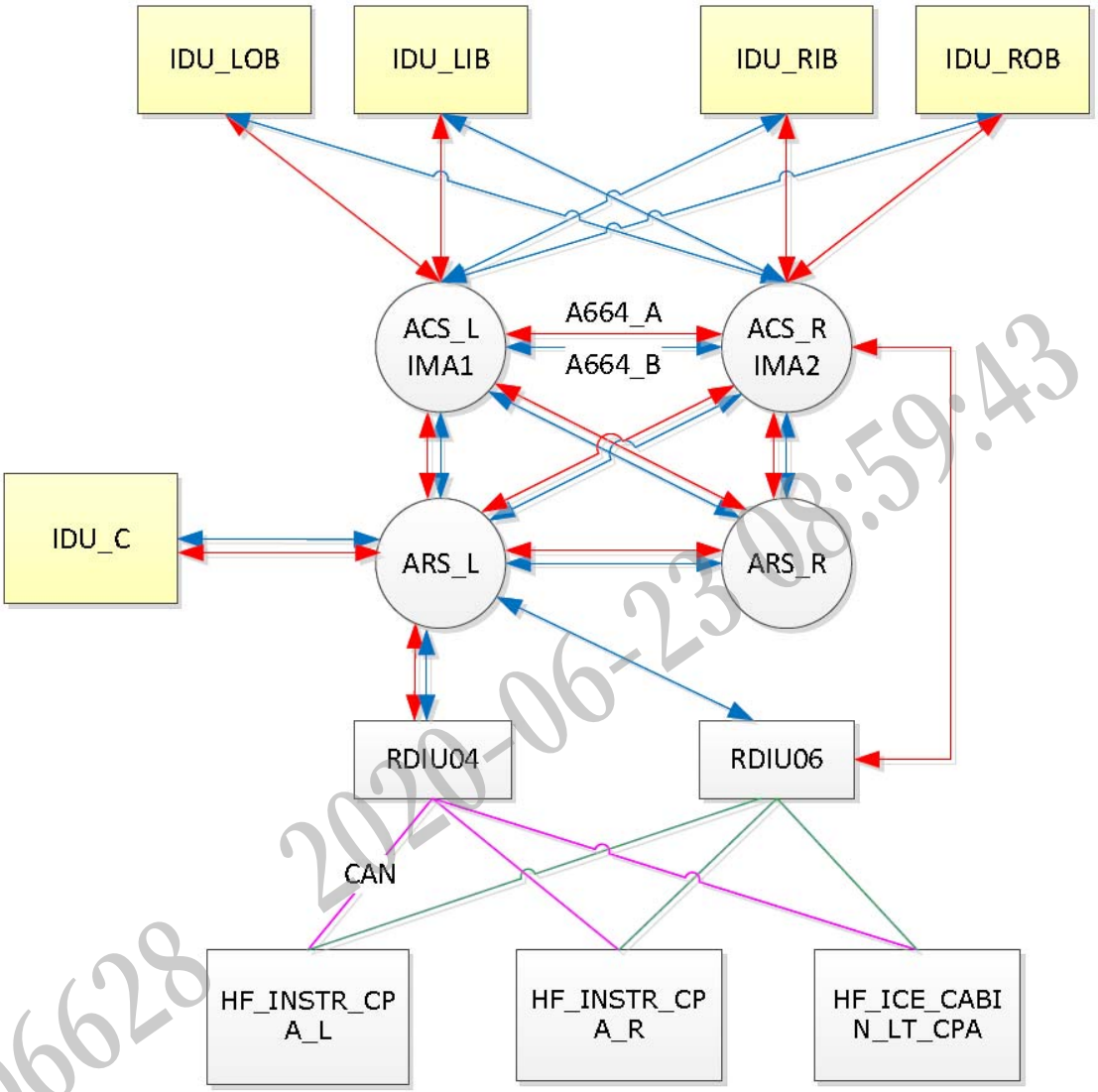



图 253 提供显示器调光控制功能架构

206628 2020-06-23 08:59:43

5.3.8.23 提供控制板导光板照明功能

导光板照明功能接收照明系统的调光信号，实现导光板的亮度调节功能，在未收到有效的系统调光信号时，导光板显示最大亮度，其功能链路为调光信号-->RDIU-->显示系统控制板，功能架构如 图 254 所示：导光板调光信号通过双路A825 总线送至RDIU4 和RDIU6，由RDIU转换为A664 数据后送至RDIU1 和RDIU2，由RDIU1 和RDIU2 转换为A825 数据后送至各显示系统控制板实现导光板调光。

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

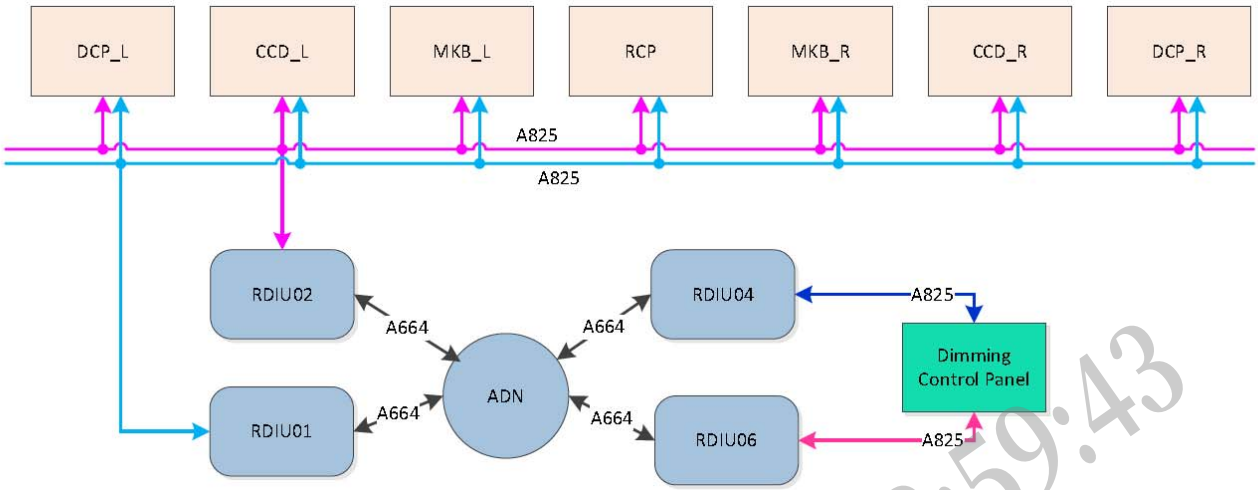



图 254 提供控制板导光板照明功能架构

5.3.8.24 提供 HUD 调光控制

通过调节 HCU 上的亮度旋钮可以实现 HUD 的亮度调节功能，HCU 的旋钮信号通过模拟量的形式送至 HPU，HPU 调节图像亮度。

5.3.8.25 提供 HUD 防拥控制

通过按压HCU上的防拥控制按键可以选择HUD防拥格式，其功能架构如 图 255 所示：防拥控制信号通过离散量形式送至IDU，IDU通过A818 总线输出HUD精简模式图像至HPU，实现HUD防拥控制功能。

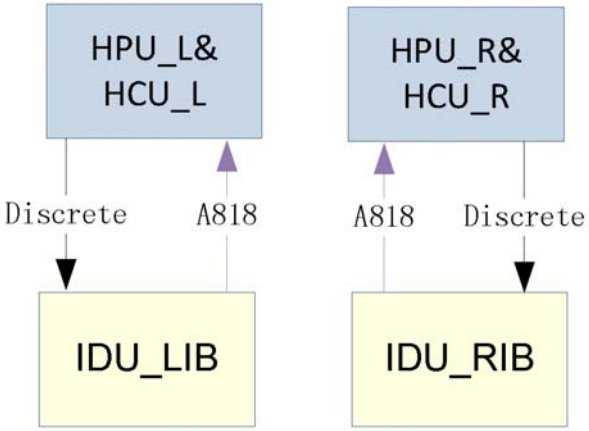



图 255 提供 HUD 防拥控制功能架构

5.3.9 提供显示和机组告警系统机载维护支持

DCAS 系统设备提供的机载维护支持功能如表 21 所示：

a) 机上数据加载：通过 OMS 为维护人员提供的执行飞机数据加载工作的统一数据加载接口，完成 DCAS 机上软件加载功能；

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

b) 飞机状态监控：通过监控和记录系统状态数据并开展数据分析，提前告知维护人员潜在故障信息，以便维护人员及时制定维护计划完成维修任务；

c) 设备构型报告：通过 OMS 显示 DCAS 软硬件构型信息，包括件号和序列号等；

d) 中央维护：

1) IBIT：通过 OMS 提供的接口，对 DCAS 的功能和设备进行测试和调零工作，包括功能测试、换件验证测试、调整测试和故障定位测试等；

2) 故障报告：通过 OMS 显示 DCAS 设备故障信息；

3) 生命周期数据：通过 OMS 页面显示 DCAS 设备的实际运行时间和上电循环次数等信息；

4) 故障历史存储：通过 OMS 显示存储于 DCAS 设备非易失性存储（NVM）数据，便于故障定位，降低运营成本。

表 21 DCAS 系统机载维护功能列表

| 序号 | 成员系统名称 | 机上数据加载 | 飞机状态监控 | 设备构型报告 | 中央维护 | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | | IBIT | 故障报告 | 生命周期数据 | 故障历史存储 |
| 1 | IDU1、IDU2、IDU3、IDU4、IDU5 | √ | √ | √ | | √ | √ | √ |
| 2 | MKB1、MKB2 | | √ | √ | | √ | √ | √ |
| 3 | CCD1、CCD2 | | √ | √ | | √ | √ | √ |
| 4 | DCP1、DCP2 | | √ | √ | | √ | √ | √ |
| 5 | RCP | | √ | √ | | √ | √ | √ |
| 6 | FDAS_L1 、FDAS_L3 、FDAS_R3 | √ | √ | √ | | √ | √ | √ |
| 7 | SYNOPTICMENUAPP_L、SYNOPTICMENUAPP_R | √ | √ | √ | | √ | √ | √ |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 序号 | 成员系统名称 | 机上数据加载 | 飞机状态监控 | 设备构型报告 | 中央维护 | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | | IBIT | 故障报告 | 生命周期数据 | 故障历史存储 |
| 8 | SYNOPTICPAGEAPP_L 、SYNOPTICPAGEAPP_R | √ | √ | √ | | √ | √ | √ |
| 9 | IMA_DM_L4、IMA_DM_L5、IMA_DM_R4 | √ | √ | √ | | √ | √ | √ |
| 10 | HUD1、HUD2 | | √ | √ | √ | √ | √ | √ |

5.3.10 提供指示/记录系统对机组人为错误的防护

指示/记录系统通过清晰的仪表、控制组件标识，合理的仪表布局、显示方式和分别率，统一的颜色使用原则，防止误操作的控制器件保护盖和与机组操作习惯及预期相一致的旋钮设计等手段提供对机组人为错误的防护。

5.3.11 提供指示/记录系统对维护人员人为错误的防护

指示/记录系统主要通过清晰的设备标识、设备的可互换性和完善的 BIT 设计等手段提供对维护人员人为错误的防护。

5.3.12 支持飞机构型改进

指示/记录系统设备接口、内部存储和处理能力等留有升级改进的余量，支持设备升级。

## 5.4 系统运行描述

飞机上电后 DCAS 设备即上电，设备完成自检后会激活自身收发端口。驻留在 IMA 中的 DMI、FDAS、INFO、ECL、VCP、CNS Menu、Synoptic、Synoptic Menu 等应用会通过打分机制，选择一套主应用，其它作为备份应用。选定后由主应用向外发送有效信息，备份应用也会接收全部数据并实时运算，但发送信息置为 NCD，该设计可确保主从切换时，维持系统显示状态。

IDU 接收 DMI 发送的显示配置信息显示相关格式，IDU 上电后未收到有效的 DMI 配置信息时，各 IDU 显示默认格式：

a) IDU1：AUX+PFD；

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

b) IDU2：MAP+EICAS；

c) IDU3：SYN+MAP；

d) IDU4：PFD+AUX；

e) IDU5：FMS+ECL。

若 IDU 已收到过 DMI 配置的显示格式，在丧失 DMI 配置信息后，维持原有显示格式。

DCAS 提供 A661 Server，TAWS、TCAS、WXR、FMS、CBIC、SYN、INFO、FDAS、ECL、DMI（主菜单）、VCP、CNS、Datalink、OMS、ATS、ATC 等作为 A661 成员系统与 A661 Server 通信实现相应画面的显示功能。A661 Server 上电后便与相应的 UA 建立链接并发送图层激活信息，应用收到该信息后可请求图层可见，A661 Server 会根据 SYN Menu、MAP Menu 和 VCP 的控制信息管理图层形成最终显示画面。除 CBIC 外，当 UA 有多套源时，其源选择均由 UA 完成，A661 Server 与选择的 UA 建立通信。CBIC 的源选择由 A661 Server 按从高到低 UA1、UA3、UA2、UA4 完成。

## 5.5 系统安全保证特征

### 5.5.1 系统级安全保证

C919 飞机 DCAS 采用冗余备份、非相似性及安装隔离的方式确保系统设计、安装满足安全性要求：

a) 冗余备份：

1) 5 个 IDU 灵活配置，显示画面布局设计有自动及手动重构；

2) DCP 设计有软控制，CCD、MKB 互为备份；

3) IMA 驻留软件均具有备份。

b) 安装隔离：

1) IMA 驻留软件及其备份均安装在不同的 IMA 机柜；

2) EWIS 布线按余度定义进行隔离。

c) 非相似：

1) 采用 HDD+ISI 的形式为机组提供关键的姿态、高度、速度、航向等信息，HDD 及 ISI 采用不同的电子硬件；

2) IDU 同时接受 A664 及 A429 格式的大气、惯导数据。

根据系统的安全性要求及架构设计，C919 飞机 DCAS 系统定义了初步的 PMMEL，明确了系统可签派条件：C919 飞机 DCAS 系统可以在一个 CCD 故障或一个 MKB 故障或一个 DCP 故

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

障或一个 IDU 故障的情况下派遣。对影响系统签派的设备故障均定义了 CAS 信息，详见 E-C231JB011《C919 飞机指示/记录系统初始主最低设备清单》。

5.5.2 部件级安全性保证

根据 C919 飞机 DCAS 系统所实现的飞机功能，按照飞机安全性评估工作的顶层要求，参考 ARP 4754A 和 ARP 4761 中相关指南，进行了 DCAS 系统安全性评估，分配了功能 FDAL。供应商根据 FDAL 开展设备级安全性评估，对软件和复杂电子硬件的研制保障等级（DAL）进行了分配和确定，软件分配结果如表 22 所示，复杂硬件分配结果如表 23 所示。

表 22 DCAS 系统软件 DAL

| 编号 | 驻留位置 | 软件名称（配置项） | IDAL |
|---|---|---|---|
| 1 | IDU_IOM | IOM_CF | A |
| 2 | IDU_GPM | GPM_LANE1_CF | A |
| 3 | IDU_GPM | GPM_LANE2_CF | A |
| 4 | IDU_IOM | IOM_A664_CF | A |
| 5 | IDU_IOM | IOM_PRELIMINARY_BOOT | A |
| 6 | IDU_GPM | GPM_PRELIMINARY_BOOT | A |
| 7 | IDU_GPM | GPM_SYSTEM_BSP | A |
| 8 | IDU_IOM | IOM_SYSTEM_BSP | A |
| 9 | IDU_IOM | IOM_A664_ DRIVER | A |
| 10 | IDU_IOM | IOM_A825_ DRIVER | A |
| 11 | IDU_IOM | IOM_A429_ DRIVER | A |
| 12 | IDU_IOM | IOM_DIO_DRIVER | A |
| 13 | IDU_IOM | IOM_SHOP_BOOT | D |
| 14 | IDU_GPM | GPM_SHOP_BOOT | D |
| 15 | IDU_IOM | IOM_SUPPORT_FUNCTION | A |
| 16 | IDU_GPM | GPM_SUPPORT_FUNCTION | A |
| 17 | IDU_IOM | IOM_BIT_DRIVER | A |
| 18 | IDU_GPM | GPM_BIT_DRIVER | A |
| 19 | IDU_IOM | IOM_HM | A |
| 20 | IDU_IOM | IOM_DATA_LOAD_DEAMON | B |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 编号 | 驻留位置 | 软件名称（配置项） | IDAL |
|---|---|---|---|
| 21 | IDU_IOM | IOM_DATA_LOAD_AGENT_CORE | C |
| 22 | IDU_GPM | GPM1_DATA_LOAD_AGENT_ASSISTANT | B |
| 23 | IDU_GPM | GPM2_DATA_LOAD_AGENT_ASSISTANT | B |
| 24 | IDU_GPM | WINDOW_MANAGER | A |
| 25 | IDU_GPM | PFD | B |
| 26 | IDU_GPM | ENGINE | B |
| 27 | IDU_GPM | CLOCK | B |
| 28 | IDU_GPM | A661_Server | B |
| 29 | IDU_GPM | Server_CONF | B |
| 30 | IDU_IOM | MASTERMAP | B |
| 31 | IDU_GPM | MASTERMAP_UADF | B |
| 32 | IDU_IOM | IDU_DM | B |
| 33 | IDU_IOM | IO_PFD | A |
| 34 | IDU_IOM | IO_ENGINE | B |
| 35 | IDU_IOM | IO_CLOCK | C |
| 36 | IDU_IOM | IO_A661 | B |
| 37 | IDU_IOM | IO_HUD | B |
| 38 | IDU_GPM | HM_GPM1 | A |
| 39 | IDU_GPM | HM_GPM2 | A |
| 40 | IDU_IOM | ND | B |
| 41 | IDU_GPM | ND_UADF | B |
| 42 | IDU_GPM | FDAS_UADF | B |
| 43 | IDU_GPM | SYNOPTICS_MENU_UADF | B |
| 44 | IDU_GPM | SYNOPTICS_PAGE_UADF | B |
| 45 | IDU_GPM | DM_UADF | B |
| 46 | IDU_GPM | PV_UADF | B |
| 47 | IDU_GPM | CNSMENU_UADF | C |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 编号 | 驻留位置 | 软件名称（配置项） | IDAL |
|---|---|---|---|
| 48 | IDU_GPM | INFO_UADF | B |
| 49 | IDU_IOM<br>IDU_GPM | BITLIB | A |
| 50 | IDU_IOM | DS_COMMONIO | B |
| 51 | IDU_IOM | DS_A661UALIB | B |
| 52 | IDU_IOM<br>IDU_GPM | DS_A661SHM | B |
| 53 | IDU_GPM | GPM_OPENGL_DRIVER | A |
| 54 | IDU_GPM | OGLX | A |
| 55 | IDU_IOM | IOM_RTOS | A |
| 56 | IDU_GPM | GPM_RTOS | A |
| 57 | IDU_GPM | HRFS | A |
| 58 | IDU_GPM | MXPS-1 Head-up Display System Symbology Generation Software | B |
| 59 | IDU_GPM | DS_ECL_DF | B |
| 60 | DHA | CSCI_KDBC_BOOT | B |
| 61 | | CSCI_KDBC_DOWNLOADER | D |
| 62 | | CSCI_KDBC_BOOT_CONFIGURATION | B |
| 63 | | CSCI_KDBC_OPERATIONAL_APPLICATION | B |
| 64 | | CSCI_KDBC_OPERATIONAL_FACTORY_CONFIGURATION | B |
| 65 | | CSCI_KDBC_OPERATIONAL_CUSTOMER_CONFIGURATION | B |
| 66 | 通用处理模块 | DS_FDAS | B |
| 67 | 通用处理模块 | DS_SYNOPTICS_PAGE | B |
| 68 | 通用处理模块 | DS_SYNOPTICS_MENU | B |
| 69 | 通用处理模块 | DS_DM | B |
| 70 | 通用处理模块 | DS_PV | B |
| 71 | 通用处理模块 | DS_CNSMENU | C |
| 72 | 通用处理模块 | DS_INFO | B |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 编号 | 驻留位置 | 软件名称（配置项） | IDAL |
|---|---|---|---|
| 73 | 通用处理模块 | DS_ECL | B |
| 74 | 通用处理模块 | DS_ECL_CFG | B |
| 75 | PC | Boot Loader and Maintenance Software (BLMS) | D |
| 76 | 下显控制板 MCU | Application Software (AS)-CP | B |
| 77 | HPU | MXPS-1.1 Projector Unit Distortion Correction Monitoring Software | C |
| 78 | | MXPS-1.1 Projector Unit Managing Software | C |
| 79 | PC | Boot Loader and Maintenance Software (BLMS) | D |
| 80 | HUD 控制板 MCU | Application Software (AS)-CP | B |

表 23 DCAS 系统复杂硬件 DAL

| 编号 | 驻留位置 | CEH | IDAL |
|---|---|---|---|
| 1 | IDU_IOM | IOM_CPLD | A |
| 2 | IDU_GPM | GPM_CPLD | A |
| 3 | | MIXER_FPGA | B |
| 4 | | Monitor_FPGA | A |
| 5 | VCM | VCM_PLD | A |
| 6 | DHA | Controller FPGA | B |
| 7 | | Video FPGA | B |
| 8 | HPU | DCM_FPGA | A |
| 9 | | ICM_CPLD | C |
| 10 | HAM | HAM_PLD | A |

206628 2020-06-23 08:59:43

#### 5.5.2.1 IDU 安全设计特征

DCAS 设备 IDU 内部为了防止数据显示错误，设计有应用层 CRC 校验、关键图像内容监控、Safety Critical Picture Link（即 SCPL）监控、COTS GPU 监控和交叉对比监控。

##### 5.5.2.1.1 应用层 CRC 校验

FCM 发送的空速、姿态、气压高度和航向等信息带有应用层 CRC，在进入 IDU 后，驻留在 IOM CPU 中的 IO_PFD 负责从 A664 消息中提取（仅根据数据偏移量进行数据提取，不解算应用层 CRC）关键数据发送给 GPM，IO_PFD 同时会把关键数据所在的完整的含应用层 CRC 的 A664 消息发送给 GPM。PFD 软件会解算应用层 CRC，当数据通过应用层 CRC 校验后，与

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

IO_PFD 提取的关键数据做对比，若一致，则用解算应用层 CRC 后的数据生成图像，若两者满足不一致的判断条件时，重启 IDU。

5.5.2.1.2 关键图像内容监控

针对空速、姿态、气压高度等关键参数，IDU内部设计有关键图像内容监控，其工作原理如图 256 所示：通过IO_PFD提取关键数据，进行数据源选择和滤波后生成像素特征发送至监控FPGA，监控FPGA同时从正常的IDU显示的图像信息中提取关键像素特征，并对两者进行对比，若两者满足不一致的判断条件时，重启IDU。

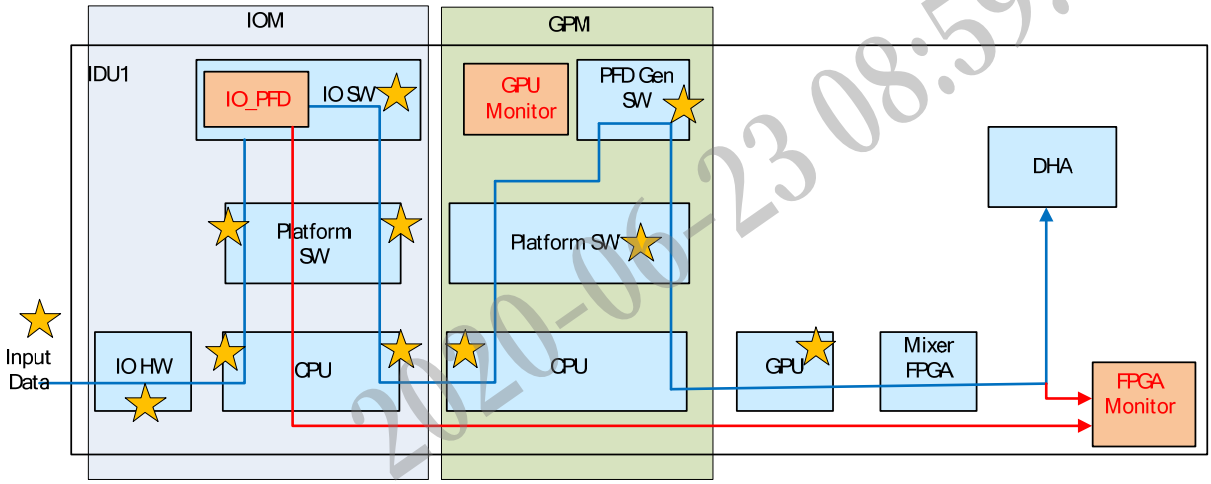



图 256 关键图像内容监控原理

5.5.2.1.3 COTS GPU 监控

COTS的GPU监控，主要是为了探测COTS GPU故障，其工作原理如图257所示：GPU Monitor通过调用GPU的画图指令，单独运行测试用例，生成测试数据去激活GPU指令，将绘完的图与数据对比，以监控GPU是否工作正常，监控到故障时会关屏。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

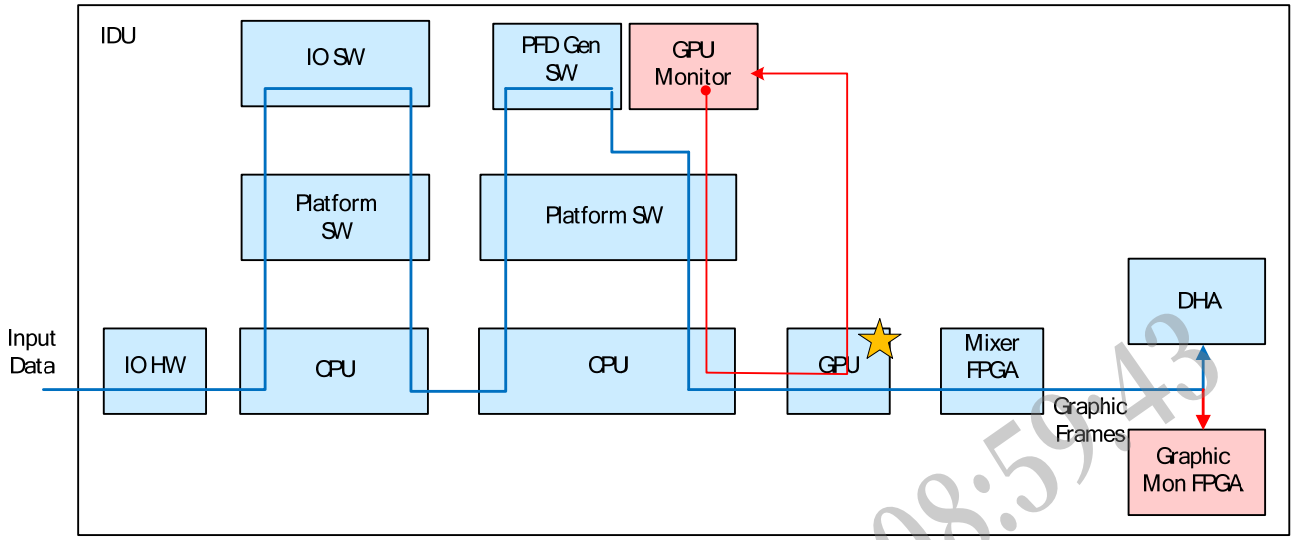



图 257 COTS GPU 监控原理

5.5.2.1.4 交叉对比监控

交叉对比监控主要解决单A664芯片完整性不够和单点失效问题，其工作原理如 图258 所示：各IDU GPM中的应用（或IO Monitor）将显示用到的关键参数发送至FDAS，由FDAS按显示构型对比两侧的重要参数，以EI为例，简单说明交叉对比监控的工作原理如 图 258 所示。

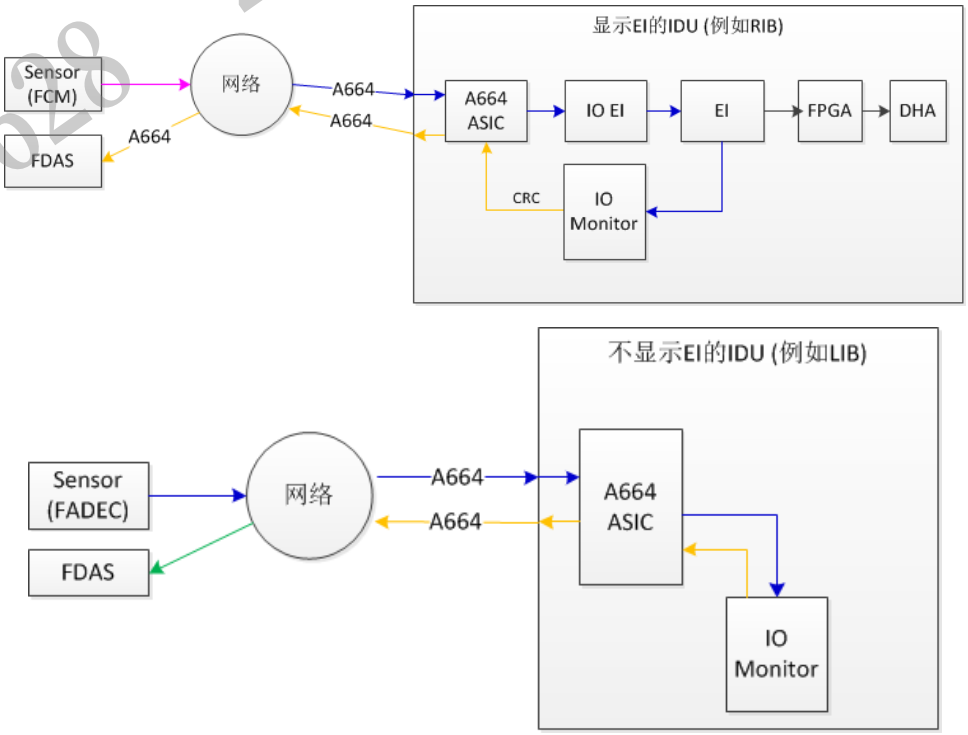



图 258 交叉对比监控架构

5.5.2.1.5 SCPL 监控

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

206628 2020-06-23 08:59:43

SCPL的主要目的是检测图像冻结，其工作原理如 图 259 所示：由驻留在GPM CPU上的WINDOW_MANAGER软件在显示图像外生成图像帧序列号和CRC数据，DHA计算并判断图像是否冻结，若冻结则执行关屏操作。

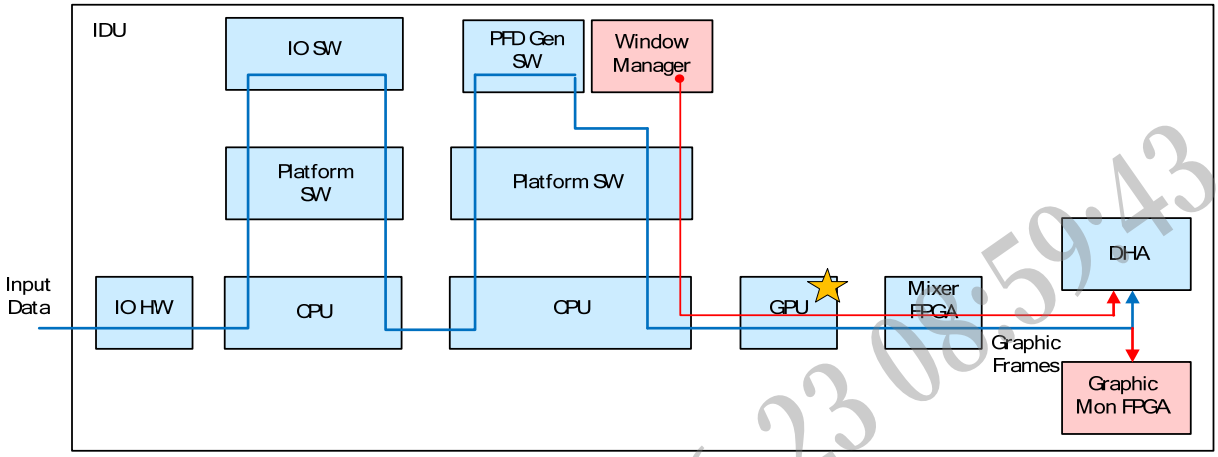



图 259 SCPL 监控原理

5.5.2.2 HPU 安全设计特征

HPU中的畸变校正数据可对图像进行预畸变，从而使图像经过光学系统投射到HCU上时无畸变。畸变校正功能由畸变校正PFGA完成，其工作机理如 图 260 所示：HUD畸变校正数据（1280*1024）、测试像素（1280*4）、测试用畸变校正数据（1280*3）和CRC存储于FLASH中，上电后畸变校正FPGA会读取FLASH中的数据并进行CRC检验，若通过则写入到SRAM中，若未通过则关闭像源。写入SRAM中时，测试用畸变校正数据和HUD畸变校正数据作为一体计算并写入CRC。之后每帧SRAM数据的读取均会进行CRC校验。测试像素根据测试用畸变校正查找表完成图像校正，校正后的图像送至ARM，ARM中预先存储有校正结果，该结果与实际校正后的结果对比，以检测畸变校正功能是否工作正常。若连续 6 帧探测到校正结果与预先存储的校正结果不一致，则将该异常报给接口控制模块，接口控制模块接收到该畸变校正算法运行状态异常后，关闭像源显示，记录并上报该故障。

20060628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

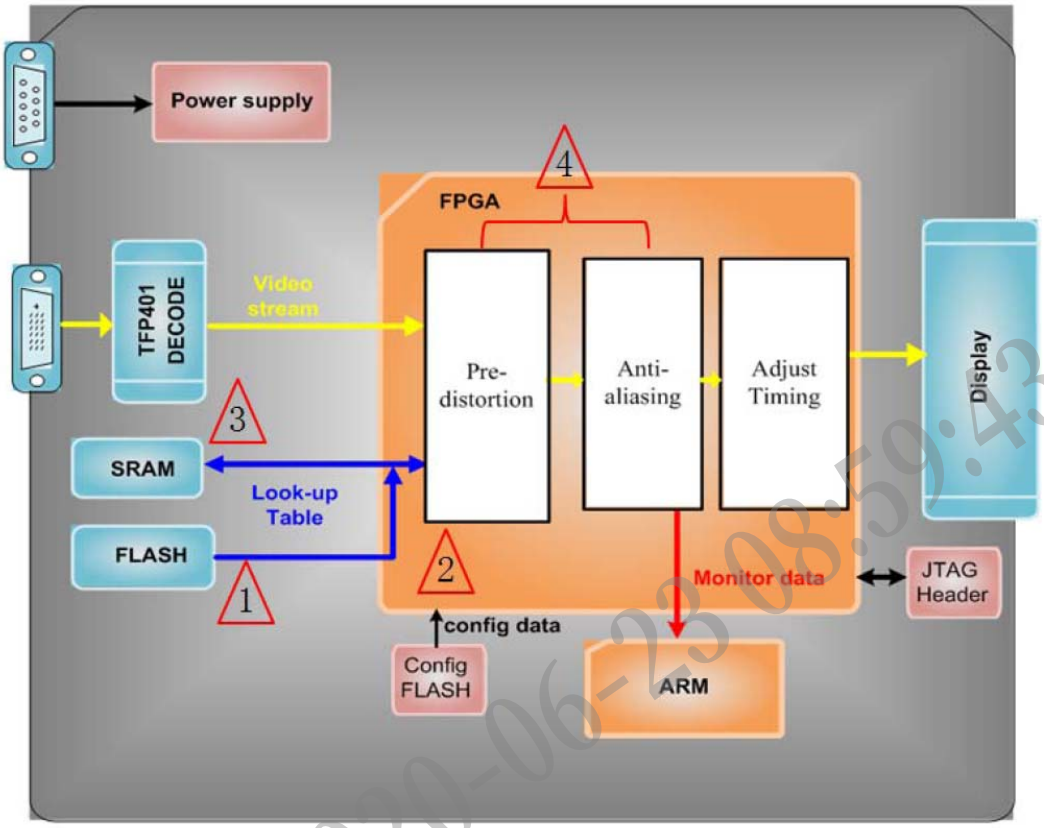



图 260 畸变校正原理

## 5.6 系统关键指标

### 5.6.1 系统级关键指标

C919 飞机 DCAS 关键设计参数如下表 24 所示。

表 24 C919 飞机 DCAS 系统关键设计指标

| 关键设计指标 | 目标 |
|---|---|
| MTTR | <15 分钟 |
| MTBF | >1000 飞行小时 |
| 签派可靠性（Dispatch Reliability，DR） | >94.989% |
| 安全性 | 参考 AFHA |
| 安装 | HPU 与驾驶员头部之间的最小垂直间隔>50mm |
| | HCU 处于正常工作位置时与飞机风挡之间的最小水平间隔>25mm |
| 延时 | FDAS 需在主警告按钮按下后 250ms 内停止播放由警告 CAS 触发的音响告警 |
| | FDAS 需在主戒备按钮按下后 250ms 内停止播放由戒备 CAS 触发的音响告警 |

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

206628 2020-06-23 08:59:43

| 关键设计指标 | 目标 |
| --- | --- |
| | FDAS 需在警告级告警逻辑为真后的 100ms 内点亮主警告灯，同时播放音响告警 |
| | FDAS 需在戒备级告警逻辑为真后的 500ms 内点亮主戒备灯，同时播放音响告警 |
| | 翻页、菜单选择命令和 IDU 响应命令开始显示所选格式之间的最大延迟为 300ms |
| | CCD 轨迹球滑动和显示器上光标移动之间的最大延迟为 100ms |
| | IDU 上光标进入 A661 交互区域和交互控件激活指示之间的最大延迟为 50ms |
| | 简图页需在系统参数和状态数据发生改变后的 500ms 内显示相应数据 |
| | 显示系统需在用户选择可选控件后的 150ms 内将其置为已选择状态 |
| | 按键输入和显示器上显示相应字符之间的最大延迟为 100ms |
| | IDU 从 A664 总线接收到惯性基准数据至显示器上显示相应数据之间的最大延迟为 50ms |
| | 显示器自动重构的最大延迟为 1000ms |

### 5.6.2 设备级关键指标

C919 飞机 DCAS 设备关键设计参数如表 25 所示，针对 IDU 空中起动时间不满足需求问题，后续需设计精简 BIT，以满足需求。针对部分重量和尺寸不满足需求的问题，已经确认不影响设备安装，后续计划更新系统需求。针对 MKB 的 MTBF 不满足需求问题，经系统安全性和可靠性分析确认，当前的 MTBF 满足系统的安全性和可靠性要求，后续计划更新需求。

206628 2020-06-23 08:59:48

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

206628 2020-06-23 08:59:4

表 25 C919 飞机 DCAS 系统设备设计指标

| 序号 | 设备名称 | 尺寸（cm）L*W*H-□ | | 单套重量 (kg)- □ | | 功耗（W）-□ | | MTBF （FH）-□ | | 初始上电进入正常工作时间 | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 目标 | 当前 | 目标 | 当前 | 目标 | 当前 | 目标 | 当前 | 目标 | 当前 |
| 1 | 综合显示器 | 35.8*25.1*13.15 | 35.8*24.9*13.1 | 9.1 | 8.7 | 168 | 89 | 13400 | 18330 | 空中：30s 地面：2min | 空中：待后续设计精简BIT，目前不满足<br>地面：满足 |
| 2 | 综合显示器安装支架 | 35.82*13.96*17.21 | 35.8*18.2*17.2 | 1.7 | 1.91 | | | | | | |
| 3 | 平显投影装置 | 43.42*26.91*19.11 | 41.9*19.2*13.89 | 14.9 | 13.8 | 150 | 40.6 | 14000 | 14000 | | 满足 |
| 4 | 平显组合仪 | 29.05*29.05*23.05 | 29.05*29.05*23.05 | 3.5 | 2.6 | 10 | | | | | |
| 5 | 多功能键盘 | 7.544*24.765*19.56 | 7.50*24.74*11.33 | 1.1 | 0.87 | 7.5 | 0.8 | 52700 | 41539 | | 满足 |
| 6 | 光标控制装置 | 14.605*13.335*31.095 | 14.59*13.32*11.35 | 1.5 | 1.2 | 5 | 0.8 | 29400 | 37097 | | |
| 7 | 转换控制板 | 14.6*5.7*31.095 | 14.589*5.679*11.3 | 1.8 | 0.56 | 10 | 0.8 | 58600 | 77749 | | |

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

206628 2020-06-23 08:59:4

| 序号 | 设备名称 | 尺寸（cm）L*W*H-□ | | 单套重量 (kg)- □ | | 功耗（W）-□ | | MTBF （FH）-□ | | 初始上电进入正常工作时间 | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | 目标 | 当前 | 目标 | 当前 | 目标 | 当前 | 目标 | 当前 | 目标 | 当前 |
| | | | 3 | | | | | | | | |
| 8 | 显示控制板 | 14.605*8.573*17.701 | 14.589*8.547*11.31 | 1.1 | 0.87 | 6 | 0.8 | 58300 | 38306 | | |
| 9 | 远距亮度传感器 | 10.16*5.588*5.486 | 10.16*5.588*5.486 | 0.5 | 0.12 | 0.5 | | 61700 | 11105998 | | |

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

## 5.7 设备环境

### 5.7.1 系统环境条件

C919 飞机 DCAS 系统所含设备/部件主要安装于飞机驾驶舱和雷达舱，系统的设计将满足 111JY006《C919 飞机通用技术规范》中所定义的飞机运行环境条件要求。此外，DCAS 系统将参与航电系统级闪电间接效应/高强度辐射场试验室试验、全机级闪电间接效应/高强度辐射场/电磁兼容性地面试验以及全机级电磁兼容性飞行试验，以对其进行系统层面的环境鉴定。

### 5.7.2 部件环境条件

C919 飞机 DCAS 系统所含部件的 DO-160G 环境鉴定类别信息如表 26 所示。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

206628 2020-06-23 08:59:4

表 26 DCAS 系统部件环境鉴定类别

| DO-160G 章节 | IDU | DCP | CCD | MKB | RCP | RLS | HUD |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 第4章温度和高度 | A1 | A1 | A1 | A1 | A1 | A1 | A1 |
| 第5章温度变化 | C | C | C | C | C | C | C |
| 第6章湿度 | A | A | A | A | A | A | A |
| 第7章冲击和坠撞安全性 | B | B | B | B | B | B | B |
| 第8章振动 | 标准震动：SB3<br>HLSD：HR<br>鲁棒：RB4 | 标准震动：SB3<br>HLSD：HR<br>鲁棒：RB4 | 标准震动：SB3<br>HLSD：HR<br>鲁棒：RB4 | 标准震动：SB3<br>HLSD：HR<br>鲁棒：RB4 | 标准震动：SB3<br>HLSD：HR<br>鲁棒：RB4 | 标准震动：SB3<br>HLSD：HR<br>鲁棒：RB4 | 标准震动：SB3<br>HLSD：HR<br>鲁棒：RB4 |
| 第9章爆炸防护 | E | E | E | E | E | E | E |
| 第10 防水 | Y | Y | Y | Y | Y | Y | Y |
| 第11章流体敏感性 | F | F | F | F | F | F | F |
| 第12章沙尘 | D | D | D | D | D | D | D |
| 第13章霉菌 | F | F | F | F | F | F | F |
| 第14章盐雾 | N/A | N/A | N/A | N/A | N/A | N/A | N/A |
| 第15章磁效应 | Z | Z | Z | Z | Z | Z | Z |
| 第16章电源输入 | A (RI) | A (XI) | A (XI) | A (XI) | A (XI) | A (XI) | A (XI) |
| 第17章电压尖峰 | A | A | A | A | A | A | A |

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

206628 2020-06-23 08:59:4

| DO-160G 章节 | IDU | DCP | CCD | MKB | RCP | RLS | HUD |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 第18章音频传导敏感性 | R | R | R | R | R | R | R |
| 第19章感应信号敏感性 | CW | CW | CW | CW | CW | CW | CW |
| 第20章射频敏感度 | WF | RR | RR | RR | WF | RR | WF |
| 第21章射频能量发射 | M | M | M | M | M | M | M |
| 第22章闪电感应瞬态敏感度 | A3J3L3 | A3J3L3 | A3J3L3 | A3J3L3 | A3J3L3 | A3J3L3 | A3J3L3 |
| 第23章闪电直接效应 | N/A | N/A | N/A | N/A | N/A | N/A | N/A |
| 第24章结冰 | N/A | N/A | N/A | N/A | N/A | N/A | N/A |
| 第25章静电放电 | A | A | A | A | A | A | A |
| 第26章易燃性 | C | C | C | C | C | C | C |

除满足 DO-160G 中相关环境试验条件外，还将按照 E-C135DG002《C919 飞机机载设备机载环境技术大纲》中第 6 章和第 7 章的要求对 C919 飞机 DCAS 系统所含部件进行加速度和风车环境试验。

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

## 5.8 接口

### 5.8.1 系统配电

航电 DCAS 系统基本型需要飞机电源系统直接供电的设备共有 12 个，包括 5 个 IDU、2 个 DCP、2 个 CCD、2 个 MKB、1 个 RCP。选装型需要飞机电源系统直接供电的设备共有 2 个，包括 2 个 HPU。系统所有设备均采用 28V 直流电源供电。具体的设备配电信息如下表 27 所示。

表 27 DCAS 系统设备配电信息

| 序号 | 设备名称 | 通道 | 电压 | 分配汇流条 | 保护机制 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 1 | IDU 1 | IDU 1_cha | 28VDC | L DC ESS BUS | RPDU | |
| | | IDU 1_chb | 28VDC | DC ESS Transfer BUS | Thermal | |
| 2 | IDU 2 | IDU 2_cha | 28VDC | DC ESS Transfer BUS | Thermal | |
| | | IDU 2_chb | 28VDC | R DC ESS BUS | RPDU | |
| 3 | IDU 3 | IDU 3_cha | 28VDC | L DC BUS | RPDU | |
| | | IDU 3_chb | 28VDC | R DC BUS | RPDU | |
| 4 | IDU 4 | IDU 4_cha | 28VDC | L DC BUS | RPDU | |
| | | IDU 4_chb | 28VDC | R DC BUS | RPDU | |
| 5 | IDU 5 | IDU 5_cha | 28VDC | L DC BUS | RPDU | |
| | | IDU 5_chb | 28VDC | R DC BUS | RPDU | |
| 6 | CCD 1 | CCD 1_cha | 28VDC | L DC BUS | RPDU | |
| | | CCD 1_chb | 28VDC | DC ESS Transfer BUS | Thermal | |
| 7 | CCD 2 | CCD 2_cha | 28VDC | R DC BUS | RPDU | |
| | | CCD 2_chb | 28VDC | L DC ESS BUS | RPDU | |
| 8 | MKB 1 | MKB 1_cha | 28VDC | L DC BUS | RPDU | |
| | | MKB 1_chb | 28VDC | DC ESS Transfer BUS | Thermal | |
| 9 | MKB 2 | MKB 2_cha | 28VDC | R DC BUS | RPDU | |
| | | MKB 2_chb | 28VDC | L DC ESS BUS | RPDU | |
| 10 | DCP 1 | DCP 1_cha | 28VDC | L DC BUS | RPDU | |
| | | DCP 1_chb | 28VDC | R DC ESS BUS | RPDU | |
| 11 | DCP 2 | DCP 2_cha | 28VDC | R DC BUS | RPDU | |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

| 序号 | 设备名称 | 通道 | 电压 | 分配汇流条 | 保护机制 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | | DCP 2_chb | 28VDC | L DC BUS | RPDU | |
| 12 | HPU 1 | HPU 1_cha | 28VDC | L DC BUS | RPDU | 选装 |
| | | HPU 1_chb | 28VDC | R DC BUS | RPDU | |
| 13 | RCP | RCP_cha | 28VDC | L DC BUS | RPDU | |
| | | RCP_chb | 28VDC | R DC ESS BUS | RPDU | |
| 14 | HPU 2 | HPU 2_cha | 28VDC | L DC BUS | RPDU | 选装 |
| | | HPU 2_chb | 28VDC | R DC BUS | RPDU | |

除了以上设备，RLS 通过同侧的 DCP 供电，HCU 通过同侧的 HPU 供电。

注：根据系统初步安全性分析结果要求，由于 DCAS 系统为机组提供关键的飞行数据和系统状态信息，以及关键的数据输入和控制功能，因此在配电方案中完成关键功能的设备需要连接到电源系统的重要汇流条。为了确保 A 级功能满足安全性要求，对于正驾驶侧的设备（DCP1 除外）配电采用了热断路器。另外，为了支持飞机电气维护模式，IDU1、IDU2、CCD1、MKB1 均有一路电源连接到 DC ESS Transfer BUS。

### 5.8.2 DCAS 系统与其它飞机系统接口

DCAS 系统共与 30 个系统交联，其接口矩阵如表 28 所示。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

206628 2020-06-23 08:59:4

表 28 DCAS 系统接口矩阵

| 序号 | 系统名称 | DCAS 系统 | | | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | IDU | 简图页 | FDAS | INFO | CNS | VCP | 显示系统控制板 | CPA 驱动（FDAS 实现） |
| 1 | 空气管理系统 | 舱压、温度、货仓状态信息 | 环控简图页信息 | CAS 信息 | INFO 信息 | | | | 引气、空调等 CPA 驱动信号 |
| 2 | 自动飞行系统 | FMA、Minimums、真磁基准等 | | CAS 信息 | | | | | AUTO LAND 灯驱动 |
| 3 | 通信系统 | 通信通道及频率、ATS、AOC | | CAS 信息 | INFO 信息 | 数据链 | | 应急通信 ON | |
| 4 | 电源系统 | CBIC 信息 | 电源简图页 | CAS 信息 | INFO 信息 | | | | 发电机、汇流条和蓄电池等 CPA 驱动信号 |
| 5 | 防火系统 | EICAS 火警 | 环控简图页 | CAS 信息 | | | | | APU、发动机、货仓烟雾探测、过热等 CPA 驱动信号 |
| 6 | 主飞控系统 | 大气数据、姿态、垂速、 | 飞控简图页 | CAS 信息 | PFCS INFO 消息 | | | | 侧杆权限灯驱动 |

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

206628 2020-06-23 08:59:4

| 序号 | 系统名称 | DCAS 系统 | | | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | IDU | 简图页 | FDAS | INFO | CNS | VCP | 显示系统控制板 | CPA 驱动（FDAS 实现） |
| | 惯性基准系统<br>大气数据系统 | 航向和 Baroset 等信息 | | | ADS INFO 信息<br>IRS INFO 消息 | | | | |
| 7 | 高升力系统 | EICAS 襟缝翼位置 | 飞控简图页 | CAS 信息 | INFO 消息 | | | | |
| 8 | 燃油系统 | 燃油量 | 燃油简图页 | CAS 信息 | INFO 消息 | | | | 泵、阀状状态灯驱动 |
| 9 | 液压系统 | | 液压简图页 | CAS 信息 | | | | | |
| 10 | 结冰探测系统 | | | CAS 信息 | INFO 消息 | | | | |
| 11 | 风挡除雨和清洁系统 | | | CAS 信息 | INFO 消息 | | | | |
| 12 | 风挡加热系统 | | | CAS 信息 | | | | | 风挡加温状态 CPA 灯驱动信号 |
| 13 | 记录系统 | 记录参数 | | CAS 信息<br>告警触发状态 | INFO 消息 | | | AURAL CNCL 等控制信息 | |
| 14 | 起落架系统 | 起落架位置及状态 | 状态简图页<br>起落架舱门 | CAS 信息 | | | | | |

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

206628 2020-06-23 08:59:4

| 序号 | 系统名称 | DCAS 系统 | | | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | IDU | 简图页 | FDAS | INFO | CNS | VCP | 显示系统控制板 | CPA 驱动（FDAS 实现） |
| 15 | 刹车系统 | | 状态简图页刹车系统状态 | CAS 信息 | INFO 消息 | | | | |
| 16 | 控制板组件与调光控制系统 | IDU 亮度/对比度、计时控制信号 | | MW/MC 驱动/确认信号 | | | | 导光板和 CPA 亮度 | |
| 17 | 内部照明系统 | | | CAS 信息 | | | | | |
| 18 | 飞行管理系统 | 航迹、地速、风速/风向、FMS 导航信息、FMS 叠加图层等 | | CAS 信息 | | | | | |
| 19 | 无线电导航系统 | VOR/DME、ADF、ILS、RA 等信息 | | CAS 信息 | INFO 消息 | | | | |
| 20 | 综合监视系统 | WXR、TCAS、TAWS 图层 | | CAS 信息 | | | | G/S CNCL | |
| 21 | 机组氧气系统 | 氧气压力和温度等信息 | 氧气压力和温度等信息 | CAS 信息 | | | | | |

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

206628 2020-06-23 08:59:4

| 序号 | 系统名称 | DCAS 系统 | | | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | IDU | 简图页 | FDAS | INFO | CNS | VCP | 显示系统控制板 | CPA 驱动（FDAS 实现） |
| 22 | 旅客氧气系统 | | | CAS 信息 | | | | | 旅客氧气状态 CPA 灯驱动 |
| 23 | 核心处理（IMA）系统 | 数据转换、数据传输 | 数据转换、数据传输、计算资源 | 数据转换、数据传输、计算资源 | INFO 消息、数据转换、数据传输、计算资源 | 数据转换、数据传输、计算资源 | 数据转换、数据传输、计算资源 | 数据转换、数据传输 | |
| 24 | 客舱系统 | 客舱呼叫 | | CAS 信息 | | | | | |
| 25 | 机载维护系统 | OMS 页面、机上软件加载、状态监控、构型信息、中央维护 | 机上软件加载、状态监控、构型信息、中央维护 | 机上软件加载、状态监控、构型信息、中央维护 | 机上软件加载、状态监控、构型信息、中央维护 | 机上软件加载、状态监控、构型信息、中央维护 | 机上软件加载、状态监控、构型信息、中央维护 | 状态监控、构型信息、中央维护 | |
| 26 | 信息系统 | | | CAS 信息 | | | | | |
| 27 | 辅助动力系统 | | 状态页 APU 信息 | CAS 信息 | | | | | |
| 28 | 舱门信号系统 | | 舱门简图页 | CAS 信息 | INFO 消息 | | | | |

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

206628 2020-06-23 08:59:4

| 序号 | 系统名称 | DCAS 系统 | | | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | IDU | 简图页 | FDAS | INFO | CNS | VCP | 显示系统控制板 | CPA 驱动（FDAS 实现） |
| 29 | 动力装置系统 | 发动机参数 | 状态页发动机参数 | CAS 信息 | | | | | |
| 30 | TCQ | | | | | | | | 燃油切断阀火警指示灯驱动 |

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

5.8.3 结构接口

DCAS 系统安装图如表 29 所示，仅列出 104 架机安装图。

表 29 DCAS 系统设备安装图

| 序号 | DCI 编号 | DCI 名称 | DM 编号 | 备注 |
|---|---|---|---|---|
| 1 | DCI_C1F01-3161-001 | 综合显示器的安装 | 3161C01000G22 | |
| 2 | DCI_C1F01-3161-002 | 远距亮度传感器的安装 | 3161C02000G22 | |
| 3 | DCI_C1F01-3161-003 | 光标控制装置的安装 | 3161C03000G22 | |
| 4 | DCI_C1F01-3161-004 | 多功能键盘板的安装 | 3161C04000G22 | |
| 5 | DCI_C1F01-3161-005 | 显示控制板的安装 | 3161C05000G22 | |
| 6 | DCI_C1F01-3161-006 | 转换控制板的安装 | 3161C06000G22 | |
| 7 | DCI_C1F01-3161-007 | 综合显示器安装支架 | 3161C01001G21 | |
| 8 | DCI_C1F01-3161-009 | 远距亮度传感器成品线安装 | 3161C07000G22 | |
| 9 | DCI_C1F01-3162-001 | HUD-1 系统的安装 | 3162C01000G20 | 选装设备 |
| 10 | DCI_C1F01-3162-002 | HUD-2 系统的安装 | 3162C02000G20 | 选装设备 |
| 11 | DCI_C1F01-3162-003 | HUD-1 成品线 | 3162C05000G20 | 选装设备 |
| 12 | DCI_C1F01-3162-004 | HUD-2 成品线 | 3162C06000G20 | 选装设备 |

5.9 依赖性

5.9.1 依赖性关系说明

C919 飞机 DCAS 系统工作需使用 IMA 的数据转换、提供计算资源和数据传输功能：

a) 数据转换：DCAS 系统主要通过 A664 接口获取飞行、导航信息和各系统工作状态，以实现显示和告警功能。针对 A429、A825、离散量、模拟量等非 A664 接口系统，需要使用 IMA 的数据转换功能将数据转换为 A664 格式数据；

b) 数据传输：A664 端系统或经过数据转换后的非 A664 系统，需使用 IMA 的网络传输功能，将数据正确的传递到 DCAS 设备/应用；

c) 提供计算资源：DCAS SYN、FDAS、ECL、CNS、VCP 等应用驻留在 IMA 机柜中，需 IMA 提供计算资源以实现逻辑处理和参数的输入输出功能。

C919 飞机 DCAS 系统工作需要电源系统提供直流电源。

5.9.2 对系统设计的影响

上节所述依赖性已贯彻到当前的 DCAS 系统和 IMA 系统及电源系统的设计中。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

## 5.10 预装的非 TC 构型软硬件

DCAS系统的SVS和EVS为非TC取证构型，但是为了便于在TC后扩展功能，仍有部分EVS、SVS相关的软硬件在TC前装机，其中软件相关构型详见 表 30，硬件相关构型详见 表 31。

表 30 TC 前装机软件构型（非 TC 功能）

| 软件名称 | 位置 | 与 EVS、SVS 相关的功能 |
|---|---|---|
| HRFS | IDU | 管理对 SVS 数据库的操作，如存储、检索、移动、删除等，提供这些操作的接口函数。 |
| AOT 软件及数据库 | 通用处理模块 | AOT 数据库存储 EVS 校准数据，AOT 软件发送数据库中存储的校准数据至综合显示器。 |

表 31 TC 前装机硬件构型（非 TC 功能）

| 硬件名称 | 位置 | 与 EVS、SVS 相关的功能 |
|---|---|---|
| SATA 盘 | IDU | 存储 SVS 数据库。 |
| Mixer FPGA | IDU | Mixer FPGA 划分为 DHA Mixer 和 HUD Mixer，HUD Mixer 执行 HUD 和 EVS 两个视频的叠加。 |
| 视频转换模块（VCM） | IDU | VCM 实现 A818 视频信号转换与 DVI 视频信号的互相转换，具备 3 个通道。 |
| EVS 对比度调节旋钮 | HCU | 调节 EVS 图像对比度。 |
| EVS 图像切断开关 | 侧杆 | 接通或断开 EVS 图像在 HUD 上的显示。 |

# 6 部件描述

## 6.1 部件级架构

### 6.1.1 IDU 架构

C919 飞机IDU由供电模块、I/O接口模块、图像处理模块、图像融合模块、视频转换模块、图像监控模块和显示器头部组件（DHA）组成，如 图 261 所示。各模块功能描述如下：

a) 供电模块：将飞机 28VDC 电源转换为 IDU 内部板卡使用的电源，并具有 200ms 电源断电保持功能；

b) I/O 接口模块：为 IDU 提供 A429、A825、离散接口、A664 及以太网（测试）接口，对接收信号进行整形和滤波后，供 IDU 内部模块使用；

c) 图像处理模块：IDU 内部具有 2 个图像处理模块：GPM1、GPM2，其中 GPM1 用于产

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

206628 2020-06-23 08:59:43

生非 A661 图像，GPM2 用于生成 A661 图像、HUD 图像；

d) 图像融合模块：IDU 内部具有 2 个图像融合模块，其中一个模块用于生成 HDD 图像，另外一个模块用于生成 HUD 图像；

e) 图像监控模块：对图像融合模块生成的图像进行监控，用于检测数据-图像转换的完整性，探测到故障时将自动移除 IDU 显示；

f) 视频转换模块：完成 A818-DVI 的格式转换；

g) 显示器头部组件：有源矩阵液晶显示屏，接收后端图像数据并显示；

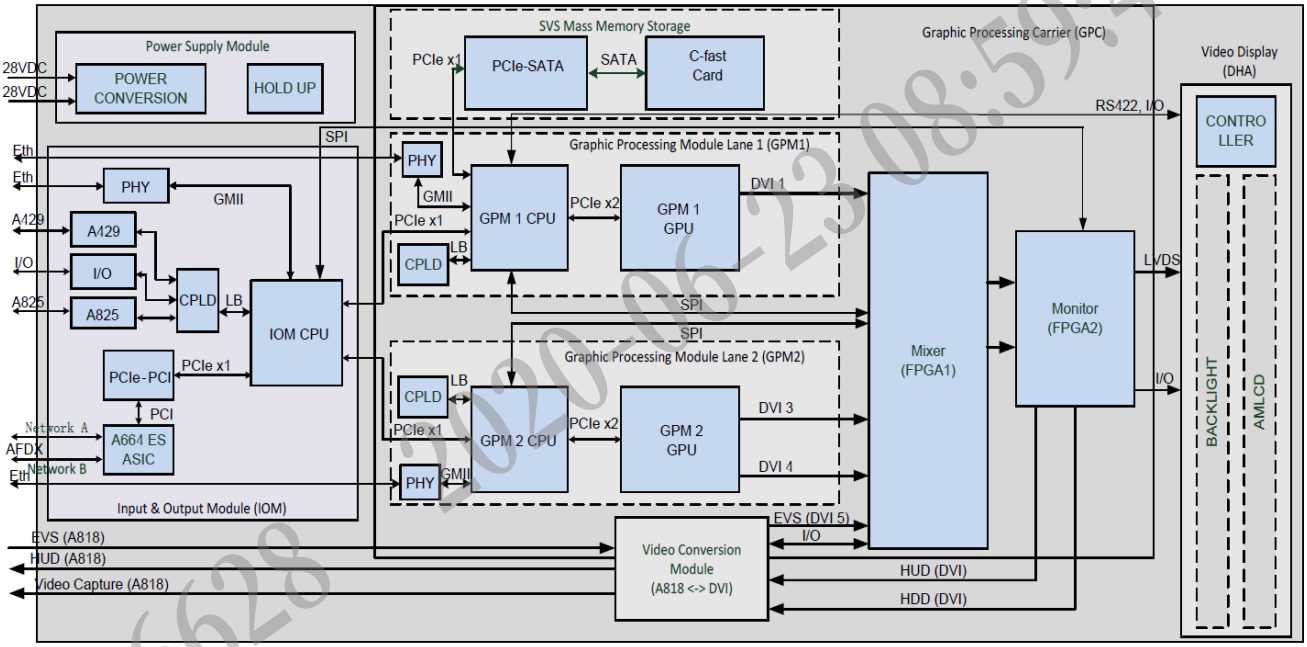



图 261 IDU 架构图

### 6.1.2 控制板架构

C919 飞机 DCAS 系统 HDDCS 控制板包含 DCP（含 RLS）、MKB、CCD 及 RCP，各控制板有专用的控制板控制器（Control Panel Controller，CPC）和前面板（Front Panel，FP）。所有控制板的 CPC 设计架构相同，均由 1 个微控制器电路组件（Micro-controller CCA，MCA）和 1 个电源调节电路组件（Power Conditioner CCA，PCA）构成。各控制板独立运行，除共用相同的 ARINC 825 数据总线外，不进行互连。各模块作用如下：

a) 电源模块：将 28VDC 电源转换为 5V 电源供控制板内部模块使用；

b) FPA：提供滚轮、轨迹球、瞬动开关、导光板、旋钮、控制杆等控制组件；

c) MCU：生成 PWM 驱动信号，点亮导光板和 CPA。接收 FPA 信号，封装为 A825 格式，提供 A825 接口。

各控制板有专用的 RS-422 通信端口和微控制器电路组件中附加的外部存储器。通信端口用

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

于支持软件加载功能。微控制器电路组件中的外部存储器用于支持故障记录功能。

RLS 包括一个光强度传感器，其模拟输出直接连接到相应 DCP。

图 262 为控制板框图。控制板由双余度 28VDC 供电，前面板背光亮度可调，同时具有双余度ARINC 825 数据总线进行I/O 处理。

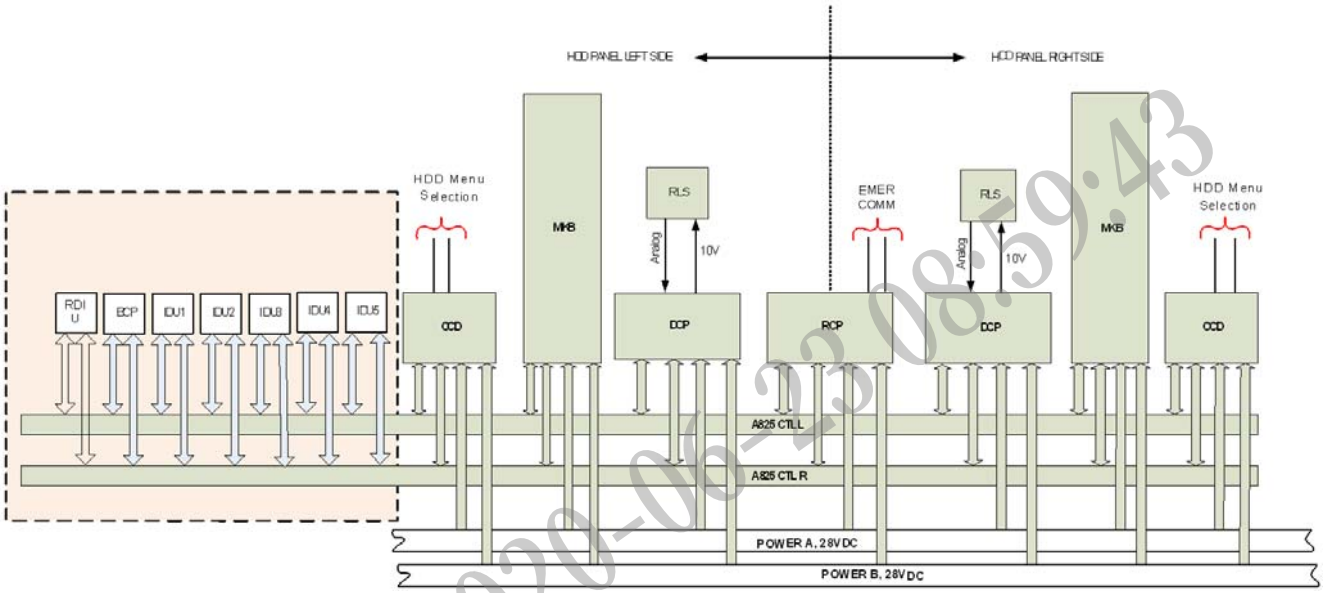



图 262 HDDCS 控制板框图

每个前面板由以下 1 个或多个 I/O 设备组成：

a) 轨迹球和旋转编码器（正交双通道输出信号）；

b) 常开单刀单掷瞬动按钮开关；

c) 常开双刀单掷瞬动按钮开关；

d) 字母数字键盘；

e) 亮度可调的灯光指示。

控制板用于机组向 HDDCS 和 IMA 输入控制命令，控制命令通过安装在控制板前面板上的 I/O 设备输入，如按钮开关、旋转编码器等。

控制板通过 ARINC 825 数据总线与 HDDCS、IMA 和亮度控制板通信，发送和接收控制命令及状态信号。

图 263 为CPC 架构。CPC 适用于多种类型的控制板，由MCA 和PCA 组成。所有MCA具有相同的微控制单元（Micro-controller Unit，MCU）以及MCU I/O映射。对于单个控制板，前面板I/O信号与其MCU物理I/O的映射通过CPC的接口板进行处理。各CPC仅在与前面板的接口连接上有差异。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

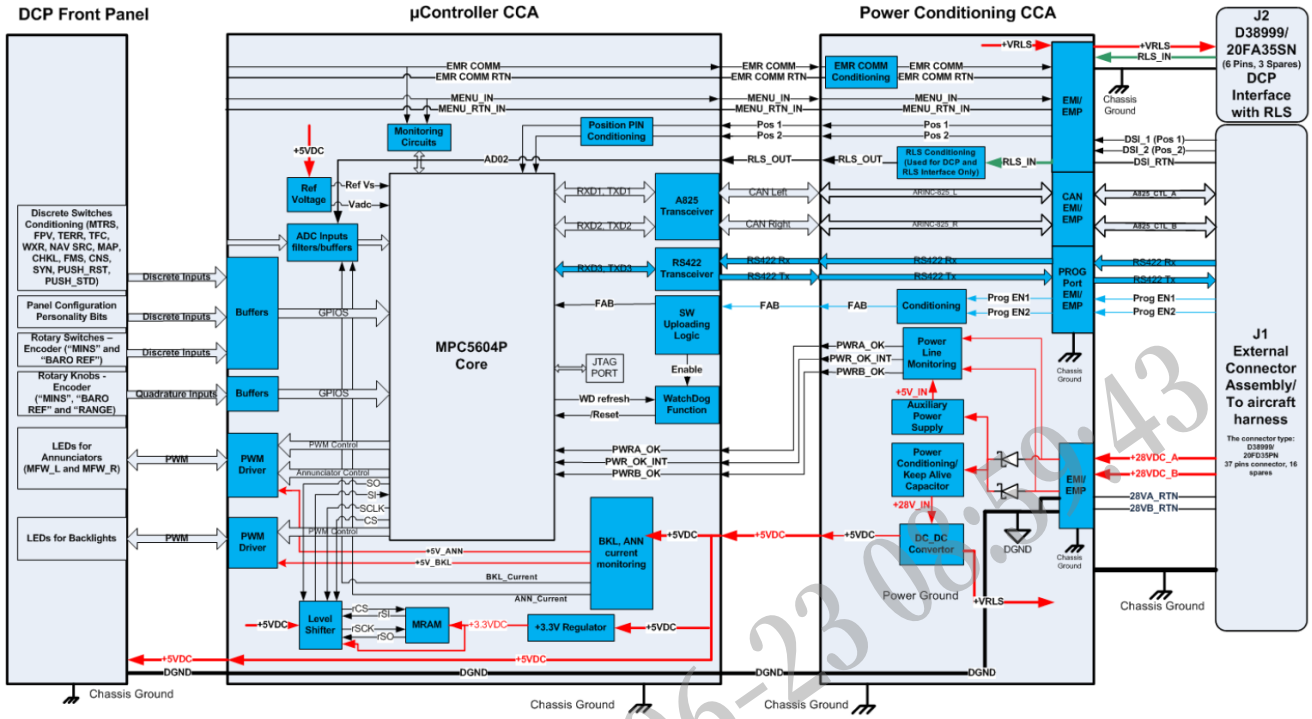



图 263 控制板架构

每个控制板的 CPC 通过特征管脚和位置管脚进行唯一标识，如表 32 所示。特征管脚是 4 个具有硬连线（编码）逻辑状态的专用 MCU 离散输入，位于 CPC 接口板。位置管脚是 2 个连接到飞机上的专用 MCU 离散输入。

表 32 CPC 特征管脚/位置管脚分配

| CPC 名称 | 特征管脚 | | | | 位置管脚 | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | 3 | 2 | 1 | 0 | 1 | 0 | 位置 |
| CCD | 1 | 0 | 0 | 1 | 0 | 1 | 左 |
| | | | | | 1 | 0 | 右 |
| DCP | 1 | 0 | 1 | 0 | 0 | 1 | 左 |
| | | | | | 1 | 0 | 右 |
| MKB | 0 | 0 | 1 | 1 | 0 | 1 | 左 |
| | | | | | 1 | 0 | 右 |
| RCP | 1 | 1 | 0 | 0 | 0 | 1 | NA |
| | | | | | 1 | 0 | NA |

其中：

a) 特征管脚-0 为奇偶校验位；

206628 2020-06-23 08:09:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

b) RCP 数量为 1，但位置管脚必须设置为左或右，不能悬空；

c) RCP 位置管脚设置为左或右，RCP 行为相同。

各控制板具备相同的 MCU I/O 映射，可支持 CPC 上运行通用软件。CPC 软件会周期性的读取 MCU I/O 状态，基于特征管脚和位置管脚设置，由软件确定适用于 CPC 的 I/O，并进行处理。

### 6.1.3 HUD 架构

HUD与下显、IMA、照明系统交联，架构如 图 264 所示。

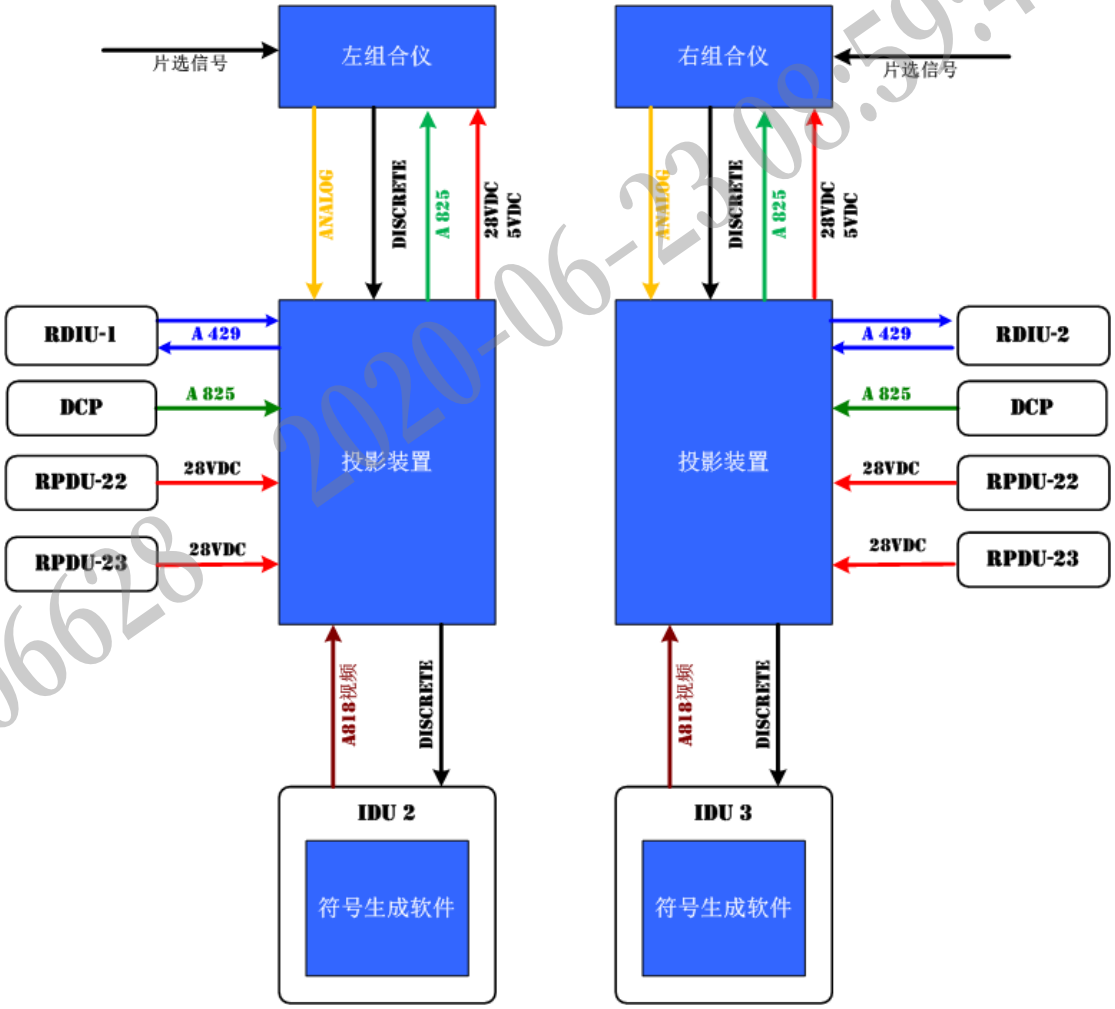



图 264 HUD 交联架构

上图中各路总线/硬线传递的信号如下：

a) A818 视频：IDU 至投影装置的视频传输；

b) Discrete：用于传输防拥控制信号（发送给 IDU）、手动/自动亮度调节切换信号（发送给 HPU）；

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

c) Analog：用于传输 HUD 手动亮度调节信号、HUD 亮度传感器信号；

d) A429：用于传输 IBIT 指令、维护信息、HUD 组合仪位置信息；

e) A825：用于传输平显控制板导光板亮度调节信号；

f) 28V 电源输入：连接左右直流汇流条。

HUD 投影装置（HPU）安装于飞行员头部上方，其接收 IDU 通过 A818 光缆输出的 HUD 图像视频，并将该图像投射到组合仪上。正、副驾驶侧投影装置具有相同的件号。

HPU由接口控制模块、ARINC818 模块、防雷模块、电源模块、畸变校正模块和像源模块共 6 个模块组成，如 图 265 所示，各模块功能如下：

a) 接口控制模块：主要实现 ARM 对 ARINC429 芯片的配置以及数据读写访问功能和数据的实时处理，这些数据包含亮度的控制、监控信息上报、以及需要投影装置管理软件处理的内部参数；

b) ARINC818 模块：接收符合 ARINC818 协议的光信号，并转换为 DVI 视频信号输出给畸变校正模块；

c) 防雷模块：闪电间接效应防护，实现输入信号防雷功能，防止内部板卡雷击损坏；

d) 电源模块：电源转换，对各个功能模块供电；

e) 畸变校正模块：根据光学系统的畸变特性，对 DVI 视频图像进行“预畸变”，随后把视频转换为适合数字像源投影的 RGB 格式，使得最终反射到飞行员眼睛的图像是没有畸变的。

f) 像源模块：为 LED 像源，接收畸变校正模块输出的校正图像，通过投影光学系统投射图像。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

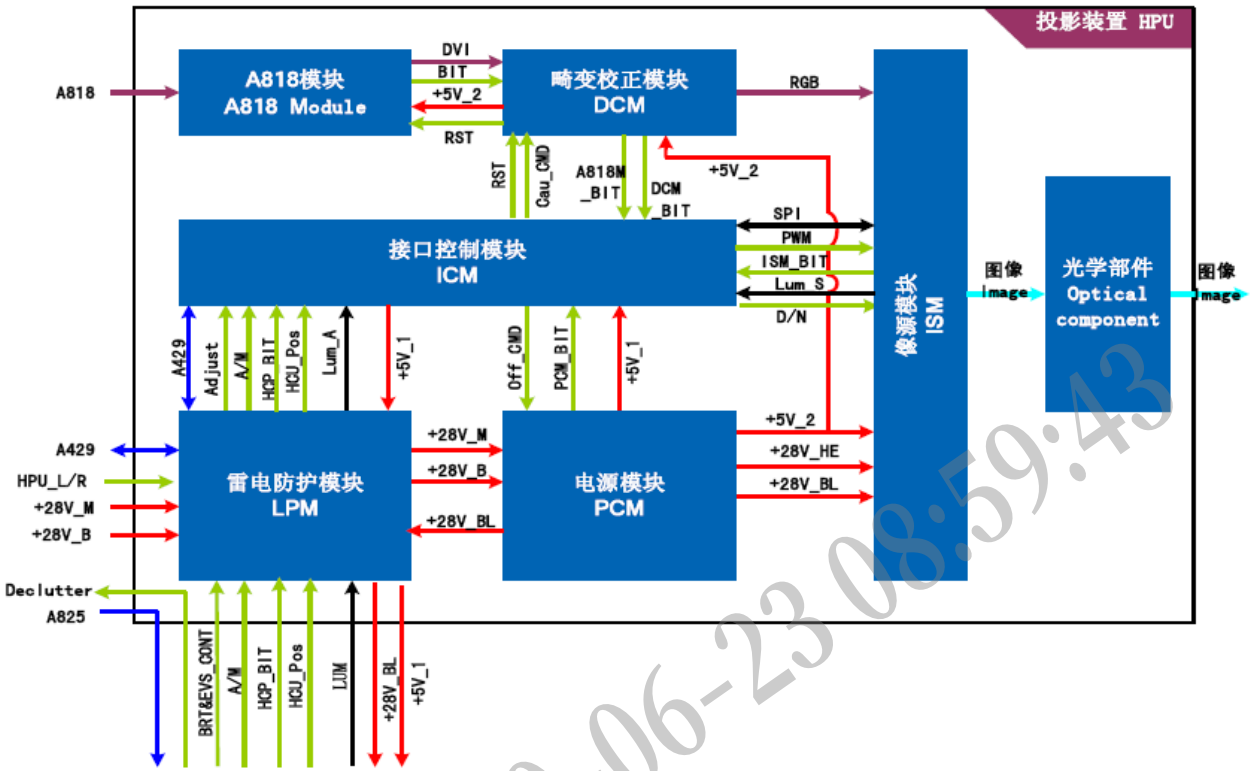



图 265 HPU 内部架构

HUD 组合仪（HCU）位于飞行员视野前方，将投影装置投射出来的画面反射到飞行员的眼盒内。正、副驾驶侧组合仪不可互换，具有不同的件号。

HCU 主要由平显显示屏、平显控制板、亮度传感器和前放模块组成。

显示屏是一块透光率不低于 70%的镀膜玻璃，用于反射 HPU 投射的视频图像。

平显控制板提供亮度调节功能、防拥控制功能和EVS对比度调节功能（EVS为TC后设计更改取证项，因此该旋钮首次TC时无功能），如 图 266 所示。将亮度调节旋钮向外拉出，进入手动调节模式，顺时针旋转增大显示亮度，逆时针旋转减小显示亮度；将亮度调节旋钮向下按入，平显根据环境光亮度自动调节显示亮度。

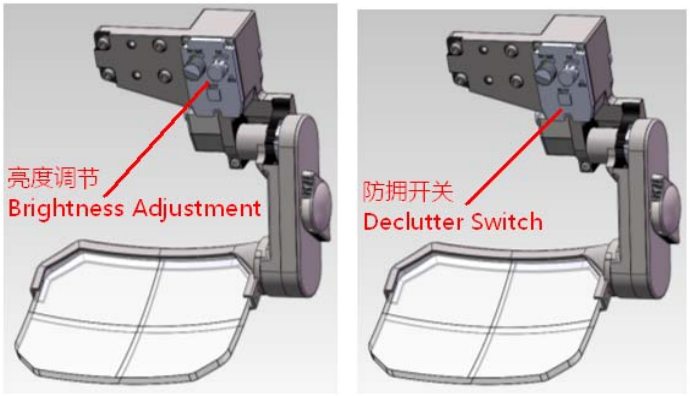



图 266 平显控制板

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

206628 2020-06-23 08:59:43

HCU 前放模块用于感知显示屏的位置和转臂锁紧机构的状态，并经 A429 总线发送到 IDU 中符号生成软件，用于生成“NOT CONFORMAL”不等角指示。

平显显示屏具有三个稳定位置：收起位置、展开位置和分离位置，在展开位置和收起位置可通过锁紧机构锁紧，如 图 267 所示，各位置与显示画面如表 33 所示。

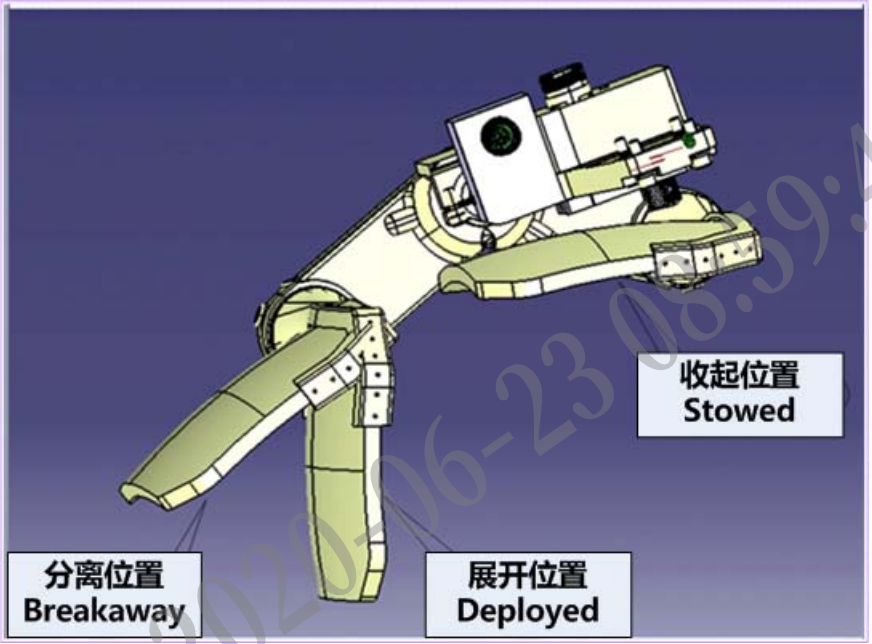



图 267 平显组合仪三种位置

表 33 组合仪位置识别及显示画面

| 组合仪位置 | 显示画面 |
|---|---|
| 组合仪处于过渡位置 | 显示“NOT CONFORMAL”不等角指示，其它符号正常显示 |
| 组合仪处于分离位置，或介于展开位置与分离位置之间 | 显示“NOT CONFORMAL”不等角指示，其它符号正常显示 |
| 组合仪处于展开位置但未锁紧 | 显示“NOT CONFORMAL”不等角指示，其它符号正常显示 |
| 组合仪处于展开位置且已锁紧 | 正常工作 |
| 组合仪处于收起位置但未锁紧 | 显示“NOT CONFORMAL”不等角指示，其它符号正常显示 |
| 组合仪处于收起位置且已锁紧 | 显示亮度变为零（系统仍工作） |
| 位置传感器出现故障 | 显示“NOT CONFORMAL”不等角指示，其它符号正常显示 |

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

## 6.2 设备安装特性

### 6.2.1 综合显示器

#### 6.2.1.1 外形图

IDU的外观如下 图 268 所示。

图 268 综合显示器外观

IDU托架的外观如下 图 269 所示。IDU托架包含ARINC600 的连接器、定位销、风扇、手柄、卡扣等。

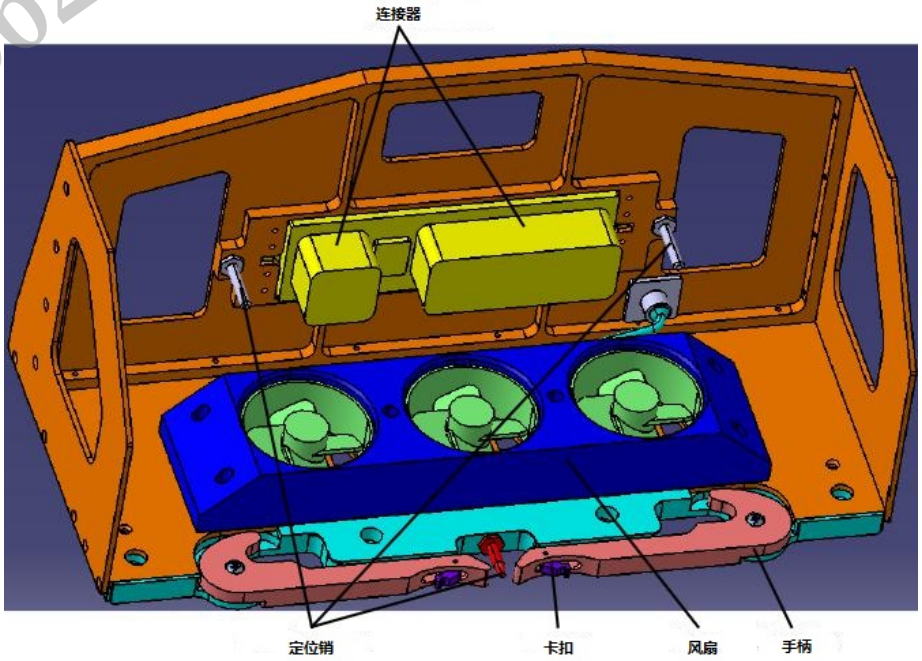



图 269 IDU 托架外观

2020-06-23 08:59:43
206628

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

6.2.1.2 安装特性

IDU托架通过 8 个螺栓紧固在仪表板上，如 图 270 所示。

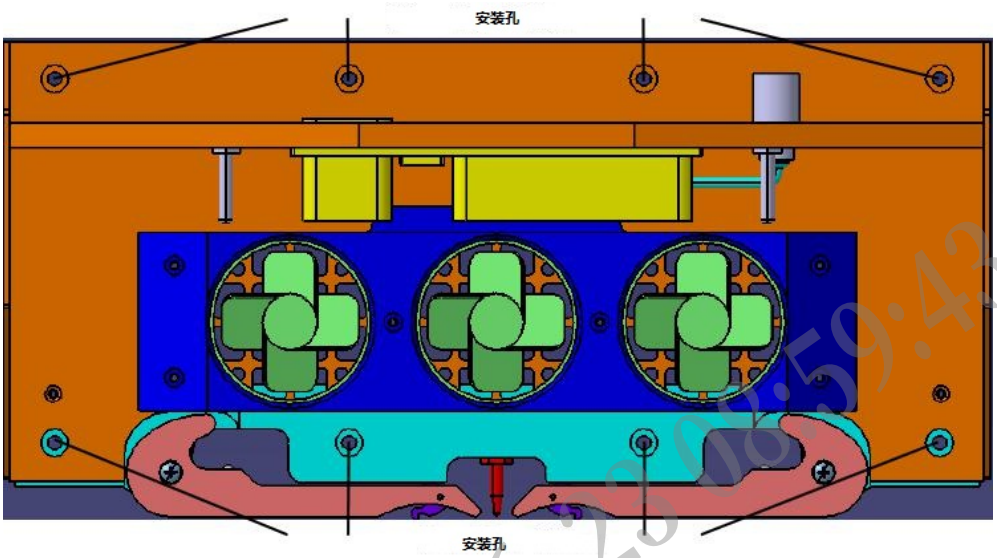



图 270 IDU 托架的安装

IDU通过快卸锁扣固定与安装支架上，由安装支架上的风扇进行通风冷却。在安装IDU时，需通过两侧的抓手缓慢的将IDU放入托架内，并确保IDU的脚与手柄凹槽重合，如 图 271 所示。然后向内推两个手柄，让IDU沿着定位销向前移动，直到IDU的ARINC600 插头与托架的ARINC600 插座匹配为止，借助于弹簧的力量，此时IDU的脚被手柄锁紧，IDU的安装完成。

IDU 拆卸过程与安装过程相反，首先松开卡扣，借助于弹簧的预紧力，松开手柄，然后将手柄向外拉出并带出 IDU。

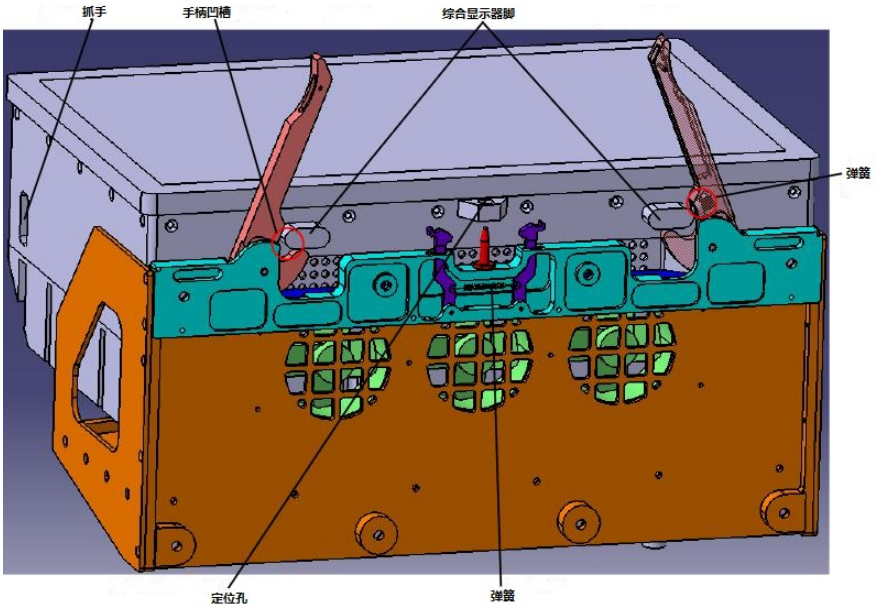



图 271 IDU 在驾驶舱内的安装

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

206628 2020-06-23 08:59:43

6.2.1.3 电搭接特性

IDU 的接地方式为面/面搭接，测量搭接电阻时，需移除 IDU，测量托架到飞机结构间的阻值，搭接电阻不应超过 2.5 毫欧。

6.2.2 显示控制板

6.2.2.1 外形图

显示控制板的外观如下 图 272 所示。

图 272 显示控制板外观

6.2.2.2 安装特性

显示控制板通过快卸锁扣安装在遮光罩上，左右各一个。显示控制板仅需被动冷却，其额定工作功率为 5W。

6.2.2.3 电搭接特性

显示控制板的接地方式为面/面搭接，测量搭接电阻时，需断开显示控制板的连接器，测量控制板到飞机结构间的阻值，搭接电阻不应超过 2.5 毫欧。

6.2.3 光标控制装置

6.2.3.1 外形图

光标控制装置外观如下 图 273 所示。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

图 273 光标控制装置外观

6.2.3.2 安装特性

光标控制装置通过快卸锁扣安装在中央操纵台上，左右各一个。光标控制装置仅需被动冷却，其额定工作功率为 5W。

6.2.4 多功能键盘

6.2.4.1 外形图

多功能键盘外观如下 图 274 所示。

2066628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

图 274 多功能键盘外观

6.2.4.2 安装特性

多功能键盘通过快卸锁扣安装在中央操纵台上，左右各一个。多功能键盘仅需被动冷却，其额定工作功率为 10W。

6.2.4.3 电搭接特性

多功能键盘的接地方式为面/面搭接，测量搭接电阻时，需断开多功能键盘的连接器，测量控制板到飞机结构间的阻值，搭接电阻不应超过 2.5 毫欧。

6.2.5 转换控制板

6.2.5.1 外形图

转换控制板外观如下 图 275 所示。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

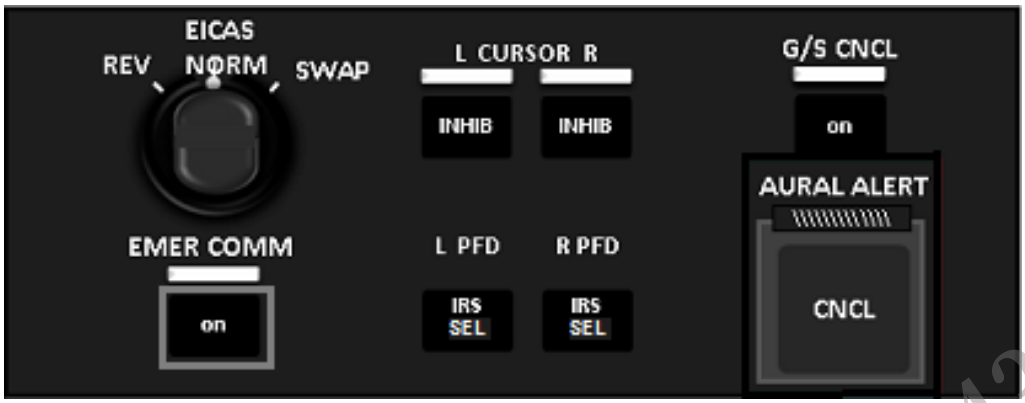



图 275 转换控制板外观

6.2.5.2 安装特性

转换控制板通过快卸锁扣安装在中央操纵台上。转换控制板仅需被动冷却，其额定工作功率为 4W。

6.2.6 远距亮度传感器

6.2.6.1 外形图

远距亮度传感器外观如下图 12 所示。

图 276 远距亮度传感器外观

6.2.6.2 安装特性

远距亮度传感器通过螺钉安装在遮光罩前方。远距亮度传感器仅需被动冷却，其额定工作功率为 3W。

6.2.6.3 电搭接特性

远距亮度传感器由 DCP 供电，其安装无需电搭接处理。

6.2.7 主警告/戒备按钮灯

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

20662 2020-06-23 08:59:43

6.2.7.1 外形图

主警告/戒备按钮灯的外形图如 图 277 所示。

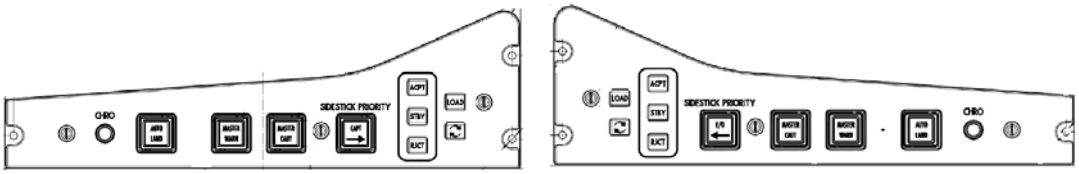



图 277 主警告/戒备按钮灯的外形图

正/副驾驶侧每块控制板上均安装有两个指示灯，一个红色主警告（MW）PBA，一个黄色主戒备灯（MC）PBA。MW 和 MC 的外围尺寸为 19mm*19mm。MW/MC 均为瞬通，MW 点亮时显示红色的字符“MASTER WARN”，MC 点亮时显示琥珀色（黄色）的字符“MASTER CAUT”。MW/MC 上显示的字符均采用 Futura Medium Condensed，字高 0.125 inch。

6.2.7.2 安装特性

主警告/戒备按钮灯所在的左右遮光罩控制板通过快卸卸锁扣安装在左右遮光罩上，左右各一个。

6.2.8 平显投影装置

6.2.8.1 外形图

平显投影装置的外观如下 图 278 所示。

图 278 平显投影装置外观

6.2.8.2 安装特性

平显投影装置与平显组合仪通过安装支架连成一体，如 图 279 所示。机上安装时先安装平显支架，且支架安装需要校准，更换支架就需要重新校准，但仅更换设备无需重新校准。安装投影装置或组合仪时，先将支架上的定位销插入设备的定位孔中，再拧紧设备上的 4 个快卸螺钉。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。

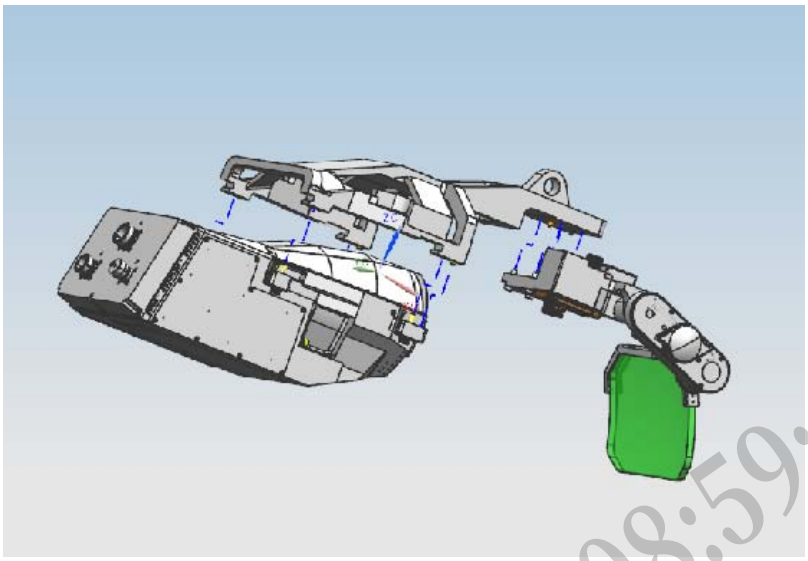


图 279 平显组合仪与投影装置的安装

平显投影装置仅需被动冷却，通过内饰开孔进行散热，其额定工作功率为 80W。

### 6.2.9 平显组合仪

#### 6.2.9.1 外形图

平显组合仪的外观如 图 280 所示。

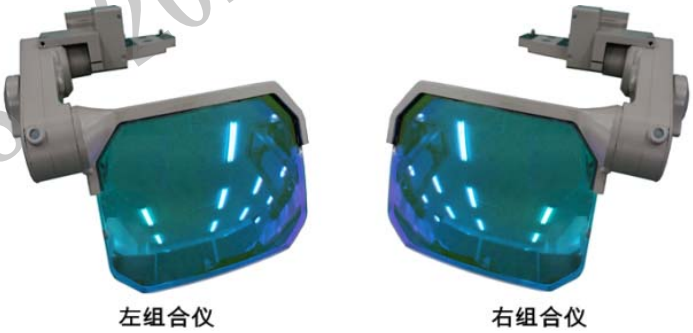



图 280 平显组合仪外观

#### 6.2.9.2 安装特性

平显组合仪的安装见投影装置安装章节。平显组合仪仅需被动冷却。

206628 2020-06-23 08:59:43

版权声明
本文件含有中国商用飞机有限责任公司的商业秘密，未经中国商用飞机有限责任公司批准，不可将本文件或其中部分复印或引用到其它文件中，用于制造或其它目的。