ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ

FAKULTA DOPRAVNÍ

Jan Hlaváček

SYSTÉMY OCHRANY LETOVÉ OBÁLKY

Bakalářská práce

2020

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE
Fakulta dopravní
děkan
Konviktská 20, 110 00 Praha 1

K621 ..... **Ústav letecké dopravy**

ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE
(PROJEKTU, UMĚLECKÉHO DÍLA, UMĚLECKÉHO VÝKONU)

Jméno a příjmení studenta (včetně titulů):

Jan Hlaváček

Kód studijního programu a studijní obor studenta:

B 3710 – PIL – Profesionální pilot

Název tématu (česky): **Systémy ochrany letové obálky**

Název tématu (anglicky): Flight Envelope Protection Systems

Zásady pro vypracování

Při zpracování bakalářské práce se řiďte následujícími pokyny:

- Cílem práce je rozbor principů ochrany letové obálky a posouzení jejich vlivu na bezpečnost letu. Analyzovat vybrané nehody, kde hrál systém ochrany letové obálky zásadní roli
- Principy ochrany letové obálky dopravních letounů
- Pasivní a aktivní přístup
- Přístup jednotlivých výrobců k systémům ochrany letové obálky (Airbus, Boeing, ..)
- Analýza vybraných nehod z pohledu ochrany letové obálky
- Posouzení vlivu ochrany letové obálky na bezpečnost letu

ČVUT
FD

Rozsah grafických prací:	dle pokynů vedoucího bakalářské práce
Rozsah průvodní zprávy:	minimálně 35 stran textu (včetně obrázků, grafů a tabulek, které jsou součástí průvodní zprávy)
Seznam odborné literatury:	Letové příručky letounů (A-320, B-737, B-787, ..) Závěrečné zprávy vybraných nehod Airbus A330 Normal Law: Putting fly-by-wire into perspective - Bill Palmer

Vedoucí bakalářské práce: **RNDr. Martin Vecko, CSc.**

Datum zadání bakalářské práce: **9. října 2019**
(datum prvního zadání této práce, které musí být nejpozději 10 měsíců před datem prvního předpokládaného odevzdání této práce vyplývajícího ze standardní doby studia)

Datum odevzdání bakalářské práce: **1. prosince 2020**
a) datum prvního předpokládaného odevzdání práce vyplývající ze standardní doby studia a z doporučeného časového plánu studia
b) v případě odkladu odevzdání práce následující datum odevzdání práce vyplývající z doporučeného časového plánu studia

doc. Ing. Jakub Kraus, Ph.D.
vedoucí
Ústavu letecké dopravy

doc. Ing. Pavel Hrubeš, Ph.D.
děkan fakulty

Potvrzuji převzetí zadání bakalářské práce.

Jan Hlaváček
jméno a podpis studenta

V Praze dne.....28. srpna 2020

Poděkování

Rád bych poděkoval panu RNDr. Martinu Veckovi, CSc, za odborné vedení a konzultování bakalářské práce a za rady, které mi během jejího zpracování poskytoval. Taktéž bych rád poděkoval za umožnění přístupu k mnoha důležitým informacím a materiálům. Na tomto místě bych rád poděkoval také rodině a přátelům za podporu, které se mi dostávalo po celou dobu studia.

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem předloženou práci vypracoval samostatně a že jsem uvedl veškeré použité informační zdroje v souladu s Metodickým pokynem o dodržování etických principů při přípravě vysokoškolských závěrečných prací.

Nemám závažný důvod proti užívání tohoto školního díla ve smyslu § 60 Zákona č. 121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejícím s právem autorským a o změně některých zákonů (Autorský zákon).

V Rakovníku dne 17.11.2020

.....

Podpis

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

Fakulta dopravní

SYSTÉMY OCHRANY LETOVÉ OBÁLKY

Bakalářská práce
Listopad 2020
Jan Hlaváček

ABSTRAKT

Předmětem bakalářské práce „Systémy ochrany letové obálky“ je analyzovat současný stav systémů ochrany letové obálky na moderních letounech, uvést a popsat vliv systémů ochrany letové obálky ve vybraných nehodách a na základě toho určit, jaká míra ochrany letové obálky je žádoucí a optimální.

KLÍČOVÁ SLOVA

Systémy ochrany letové obálky, optimalizace, překročení, Boeing, Airbus, Embraer, KSFO, OMDB, URRR, nehoda, doporučení

CZECH TECHNICAL UNIVERSITY IN PRAGUE

Faculty of Transportation Sciences

FLIGHT ENVELOPE PROTECTION SYSTEMS

Bachelor Thesis
November 2020
Jan Hlaváček

ABSTRACT

The subject of the thesis is to analyze the current situation of flight envelope protection systems. Subsequently, based on this analysis and analysis of accidents, propose a suitable optimization of flight envelope protection systems and suitable amount of protection.

KEY WORDS

Flight Envelope Protection Systems, Optimization, Exceedance, Boeing, Airbus, Embraer, KSFO, OMDB, URRR, accident, recommendation

OBSAH

1 ÚVOD 7

2 Přehled systémů ochrany letové obálky 8

2.1 Airbus A320 9

2.1.1 Systémy řízení 11

2.1.1.2 Řídící plochy 13

2.1.1.3 Ovládání podélného sklonu 15

2.1.1.4 Ovládání přičného sklonu 16

2.1.1.5 Ovládání letounu kolem svislé osy 17

2.1.2 Systémy ochrany letové obálky 19

2.1.2.1 Normal law 19

2.1.2.2 Alternate law 27

2.1.2.3 Direct law 29

2.1.2.4 Mechanical back-up 30

2.2 Boeing B787 30

2.2.1 Systémy řízení 31

2.2.2 Systémy ochrany letové obálky 33

2.2.2.1 Normal mode 33

2.2.2.2 Secondary mode 39

2.2.2.3 Direct mode 40

2.2.2.4 Pasivní indikace 41

2.3 Embraer ERJ170/190 46

2.3.1 Systémy řízení 46

2.3.2 Systémy ochrany letové obálky 51

2.3.3 Pasivní indikace 54

2.4 Boeing B737 57

4.2.1 Systémy řízení 57

4.2.2 Systémy ochrany letové obálky 58

3 Přehled vybraných leteckých nehod 61

3.1 AirAsia 8501 61

3.2 Air France 447 64

3.3 FlyDubai 981/982 67

3.4 Emirates 521 70

3.5 Asiana 214 73

4 Výsledky 76

5 Diskuze 79

6 Závěr 82

7 Zdroje 83

SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK

ACE	Elektr. řízení pracovních válců	Actuator Control Electronics
ATC	Řízení letového provozu	Air Traffic Control
ATIS	Automat. vysílaná info. služba	Automatic Terminal Information Service
A/THR	Automat. ovládání tahu motorů	Autothrust
CDFA	Konečné přiblížení stálým klesáním	Continuous Descent Final Approach
CEO	Současná volba motorů	Current Engine Option
CFIT	Srážka s terénem při řízeném letu	Controlled Flight Into Terrain
CM	Člen posádky	Crew Member
DME	Měřič vzdálenosti	Distance Measuring Equipment
ECAM	Elektr. monitorování letounu	Electronic Centralized Aircraft Monitoring
EICAS	Systém zobraz. motor. parametry	Engine Indication and Crew Alert. System
EIS	Elektr. indikace přístrojů	Electronic Instrument System
ELAC	Počítač řízení křidélek a výšk. kor.	Elevator and Aileron Computer
ETC	Kompenzace výšk. kormidla/tahu	Elevator-Thrust Compensation Function
FAC	Počítač zlepšující vlastnosti letu	Flight Augmentation Computer
FAF	Fix konečného přiblížení	Final Approach Fix
FBW	Elektronické řízení	Fly-By Wire
FCU	Letová řídící jednotka	Flight Control Unit
FCM	Letový řídící modul	Flight Control Module
FD	Letový direktor	Flight Director
FCC	Počítač řídící let. parametry	Flight Control Computer
FLCH	Změna letové hladiny	Flight Level Change
FMA	Ukazatel módů autopilota	Flight Mode Annunciator
FSEU	Syst. elektr. řízení slotů a klapek	Flaps/Slats Electronical Unit
GP	Sestupová rovina	Glide Path
ICAO	Mezinárodní org. pro civ. letectví	International Civil Aviation Organisation
IFR	Pravidla letu podle přístrojů	Instrument Flight Rules
ILS	Systém přesného přiblížení	Instrument Landing System
IMC	Podmínky pro let podle přístrojů	Instrument Meteorological Conditions
ISIS	Integrovaný záložní přístroj. syst.	Integrated Stand-by Instrument System
LNAV	Laterální navigace	Lateral Navigation
MCAS	Systém zlepšuj. obrat. schopnosti	Maneuver. Charakteristics Augment. Syst.
MCP	Panel řízení režimů autopilota	Mode Control Panel
MDA	Minimální nadm. výška pro klesání	Minimum Descent Altitude
NEO	Nová volba motorů	New Engine Option
P-ACE	Primární elektr. řízení hydr. válců	Primary-Actuator Control Electronics
PCU	Výkonná řídící jednotka	Power Control Unit
PF	Pilot řídící	Pilot Flying
PFD	Primární letový displej	Primary Flight Display
PLI	Indikace limitace podél. sklonu	Pitch Limit Indication
PM	Pilot monitorující	Pilot Monitoring
PIC	Velitel letounu	Pilot In Command
RA	Radiová výška	Radio Altitude
RNAV	Prostorová navigace	Area Navigation
RNP	Požadovaná navigační výkonnost	Required Navigation Performance
RTLU	Jednotka limit. výchylku směr. kor.	Rudder Travel Limit Unit
RVR	Dráhová dohlednost	Runway Visual Range
RWY	Dráha	Runway
SEC	Počítač řízení spojler. a výšk. kor.	Spoiler and Elevator Computer
SPS	Ochrana před pádem	Stall Protection Systems
THS	Vyvažovací horizont. stabilizátor	Trimmable Horizontal Stabilizator
TSA	Ochrana před dotykem ocas. části	Tail-Strike Avoidance

1 ÚVOD

Téma bakalářské práce jsem volil tak, aby bylo spojeno s předmětem Palubní přístroje, který mě během mého bakalářského studia velmi zaujal a chtěl jsem tak ještě výrazně rozšířit mé znalosti, které jsem v tomto předmětu získal. O oblast letectví se zajímám již od mého studia na základní škole a rád bych našel v tomto oboru uplatnění po studiu vysoké školy Fakulty dopravní ČVUT.

Prvním krokem pro realizaci této bakalářské práce bylo spojení s RNDr. Martinem Veckem CSc., se kterým jsme se dohodli na tématu systémů ochrany letové obálky, tedy modernímu a komplexnímu tématu. Obdobná práce, ve které jsou souhrnně popsány systémy ochrany letové obálky obecně a následně i uceleně na konkrétních vybraných typech, nebyla zatím pravděpodobně vytvořena. Jelikož se jedná o moderní a v současné době poměrně řešené téma, tak tato práce může mít i reálné využití, jelikož v této práci bude taktéž popsán vliv ochrany letové obálky v příslušných nehodách, díky čemuž lze obecně nastínit a popsat, jak velký vliv ochrany letové obálky je žádoucí.

Cílem práce je tedy vytvořit ucelený přehled systémů ochrany letové obálky jak obecně, tak i na vybraných typech letounů, mezi které patří Airbus A320, Boeing B787 a B737 a taktéž Embraer ERJ170. Mezi další cíle patří nastínění a doporučení úrovně ochrany letové obálky na moderních letounech na základě výsledků a poznatků z příslušných leteckých nehod. Vzhledem k velké provázanosti systémů ochrany letové obálky se systémy řízení letounu je pro správné pochopení důležité, aby v této práci byly rozebrány právě i systémy řízení vybraných letounů.

V rámci snahy zredukovat zatížení posádky a taktéž chránit letoun před poškozením či ztrátou kontroly nad letounem spojeným s případným překročením letové obálky se na moderních letounech implementují různé prvky, které mají posádce letadla pomoci právě s provedením patřičného nápravného manévru. Nicméně tento systém je taktéž zdroj komplexity, který zvyšuje nároky na výcviky a správné pochopení daného typu letounu. Na vybraných nehodách tak bude posouzen vliv ochrany letové obálky.

2 Přehled systémů ochrany letové obálky

V této kapitole bude nejprve definován a rozebrán systém ochrany letové obálky velmi obecně, zmíněny budou taktéž rozdíly mezi pasivními a aktivními prvky. Poměrně komplexně a obsáhle budou taktéž poté v další kapitole rozebrány systémy ochrany letových obálek vybraných typů letounů jako názorná ukázka praktického využití těchto systémů. Jelikož ochrana a úroveň ochrany letové obálky přímo souvisí se systémy řízení, tak v této práci budou taktéž popsány systémy řízení právě vybraných letounů, aby došlo ke správnému pochopení filosofie a užití ochrany letové obálky na daném letounu. V této kapitole tak bude provedena analýza současného stavu.

Obecně moderní velká dopravní letadla spoléhají na počítače, které pomáhají chránit letadlo před narušením jeho letové obálky. Tyto počítače určují na základě různých algoritmů určitou úroveň ochrany, která se může dělit v závislosti na tom, v jakém módu se aktuálně systém řízení nachází (např. „normal law“). [1] Přistup k ochraně letové obálky se může posléze lišit dle toho, jak daný výrobce letounů přistupuje k této problematice. V této práci budou rozebrány a popsány vybrané letouny firmy Airbus, Boeing a Embraer jako ukázka toho, jak se systémy ochrany letové obálky využívají v praxi. Obecně můžeme říct, že firmy Boeing a Embraer dávají větší prostor pilotovi, který má vždy přednost a „konečné slovo“ před počítačem, využívá se zde k ochraně letové obálky zejména pasivních prvků, byť na letounu Embraer ERJ170 můžeme taktéž nalézt několik aktivních prvků ochrany před překročením letové obálky. [2]

Jak již bylo nastíněno, obecně můžeme rozdělit prvky ochrany letové obálky na pasivní a aktivní. [3] Za pasivní prvky můžeme považovat systémy, případně zobrazení, které varuje posádku před určitým překročením vybraných parametrů letu, například před překročením rychlosti VMO/MMO. V takovém případě tedy dojde ke zvukovému a taktéž vizuálnímu varování a posádka následně musí provést příslušný nápravný manévr. Obecně lze prohlásit, že firma Boeing na svých modelech B737 a B787 využívá zejména pasivních prvků. Dále můžeme jako příklad pasivního prvku uvést tzv. „stick shaker“, tedy rozvibrování sloupku řízení za účelem varování před nízkou rychlostí a následně potenciálním pádem. [4] Oba modely letadel budou detailně v této práci popsány.

Druhou variantou, která se využívá jako ochrana před překročením letové obálky jsou aktivní prvky, kdy se využívá přímého zásahu do řízení tak, aby nedošlo například k překročení určitého úhlu náklonu. Tento přistup využívá na svých modelech zejména

firma Airbus, mimo jiné i na letounu A320. Několik aktivních prvků bylo taktéž realizováno na letounu ERJ170. Pokud let probíhá správně tak jak má, letoun nemá žádné závady a posádka nevypnula žádné počítače, které jsou spojeny právě se systémy řízení letounu, tak je obvykle dostupná kompletní ochrana letové obálky, která se může lišit dle daného typu. Klíčový je zde tzv. „control law“, tedy funkční závislost mezi zásahy pilota do řízení a reakcemi letounu, těch může být několik druhů a liší se obvykle mírně dle typu letounu. [5] Zcela příkladně můžeme uvést, že letoun A320 má celkem čtyři tyto módy control law. V tom nejzákladnějším, který označujeme jako normální (normal law) má posádka k dispozici hned několik ochran před překročením letové obálky. Pakliže by posádka odpojila určité počítače, případně by došlo k nějaké závadě, tak se ochrana letové obálky degraduje a systém již nebude poskytovat určité ochrany a změní se taktéž charakteristika řízení letounu. Jako příklad lze uvést závada na obou radiovýškoměrech, kdy dojde po vysunutí podvozku na letounu A320 k degradaci z normálního módu do přímého (direct), který již neobsahuje žádné ochrany letové obálky. [5]

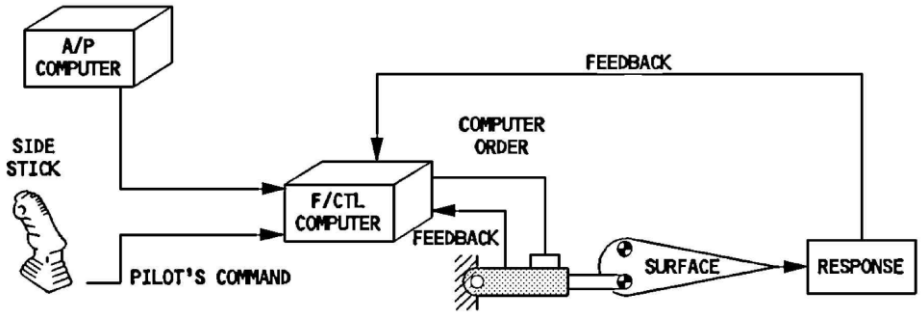
Obecně starší letouny, které využívaly zejména pro přenos výchylky sloupku řízení určitá táhla, nebyla samozřejmě vybavena systémem ochrany letové obálky. Tato ochrana přišla až v osmdesátých letech minulého století s nástupem letounu A320, který využívá systém elektrického řízení, známý taktéž jako „Fly-by-wire“, kdy se výchylka sloupku řízení (v tomto případě sidesticku) zpracovává a porovnává v příslušném počítači s dalšími parametry. [1]

2.1 Airbus A320

Letouny řady Airbus A320 family (A318, A319, A320, A321) využívají jako vůbec první letouny od firmy Airbus systém elektrického řízení „Fly-by-wire“ (FBW). Tento systém, který nahrazuje klasické řízení pomocí lan a táhel, přináší především úspory, které se týkají váhy a zlepšení vlastností řízení letounu. [1] Konvenční řízení, představující mechanické, případně hydro-mechanické řízení, které je využíváno mimo jiné například na letounu Boeing 737, představuje kromě již zmíněných negativ v podobě váhy, taktéž vyšší nároky na údržbu.

Z těchto výše zmíněných důvodů tedy Airbus začal sázet s uvedením letounu A320 do provozu v roce 1987 na systém FBW. Principiální funkce systému spočívá v převedení mechanického vstupu pilota na sloupek řízení (pohyb sidestickem) na elektrický signál, který je dále veden do řídícího počítače „Flight Control Computer (FCC), který porovná

signál s „odezvou“ letadla a řídících ploch. Tento počítačem vyhodnocený signál je následně veden do hydraulického pracovního válce, kde dojde k vychýlení šoupátka (aktuátoru) – vlivem tlaku hydraulické kapaliny dojde následně k vychýlení dané plochy. Za normální situace jsou veškeré primární řídící plochy řízeny hydraulicky. Obecné schéma FBW můžeme vidět na dolním obrázku 1. Za jistých okolností může na letounech řady A320 dojít k degradaci do záložního mechanického řízení, které je taktéž známé v anglické literatuře jako „mechanical back-up“, kdy letoun lze ovládat pouze mechanicky pomocí směrovky a vyvažování podélného sklonu. Jako zajímavost lze uvést, že větší letoun A380 je i v tomto nejzákladnějším módu stále řízen elektronicky přes sloupek řízení, není tak zde již vůbec mechanické spojení mezi horizontálním stabilizátorem a typickým kolečkem, který jinak má posádka v kokpitu k dispozici. V současné době využívá firma Airbus systém FWB na všech svých letounech od řady A320 a výše. [1]



Obrázek 1 – Principiální popis systému FBW [6]

Jak již bylo zmíněno, vůbec prvním letounem firmy Airbus, který využívá systém FBW je A320. Vývoj tohoto letounu, který byl původně zamýšlen především pro střední tratě, byl zahájen v roce 1984. Vůbec první let se uskutečnil zhruba 3 roky poté, psal se 22. únor 1987. První společností, která začala využívat tento letoun, byla Air France. Vývoj tohoto letounu pokračuje dodnes, v říjnu 2019 se letoun řady A320 family stal vůbec nejprodávanějším dopravním letounem, když předstihl Boeing 737. [7]

Starší verze letounů A320 se dnes označují jako A320ceo (Current Engine Option), a to díky uvedení do provozu modifikovanému A320neo (New Engine Option), který zahrnuje ekonomičtější motory a tzv. sharklety (zařízení snižující indukovaný odpor vlivem odlišné geometrie konců křídel). [7] V současné chvíli přichází na scénu letoun A321XLR (Extra Long Range), který má prodloužený dolet na 4500 námořních mil (8300 kilometrů) a má především konkurovat novému projektu firmy Boeing, doposud označovanému jako

Boeing NMA. Tři letouny A321XLR si objednal mimo jiné i český vlajkový dopravce ČSA. [8]

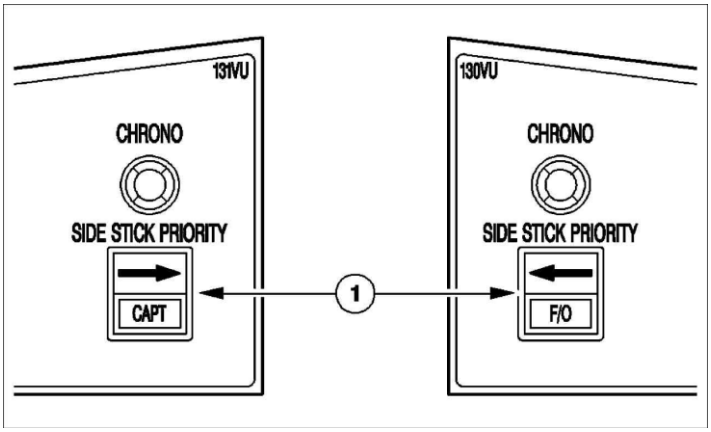
Jak již bylo zmíněno, systém FBW byl uveden zejména pro snížení váhy, nutnosti údržby spojenými s táhlovým řízením a v neposlední řadě pro usnadnění řízení letadla. Spolu se systém FBW přišel na scénu i tzv. systém ochrany letové obálky (Flight Envelope Protection), který vytváří jakousi pomyslnou obálku, ve které letadlo může bezpečně manévrovat, aniž by došlo k narušení určitých mezních hodnot, jako je například překročení jistých maximálních úhlů náklonu, nebo překročení určitého úhlu náběhu. Systémy ochrany letové obálky tedy napomáhají bezpečnému provedení letu, aniž by došlo k ohrožení letounu. Firma Airbus na letounu A320 aplikovala jak aktivní, tak i pasivní prvky ochrany letové obálky. [1]

2.1.1 Systémy řízení A320

Řídící plochy letounu A320 jsou elektronicky kontrolované a hydraulicky řízené. To znamená, že pokud chceme udělat určitý manévr s letounem, tak výchylka, která je aplikována na sloupek řízení (sidestick) je převedena na elektronický signál, který je dále veden systémem. Pilot používá sidestick pro řízení příčného a podélného sklonu (taktéž i nepřímo kolem vertikální osy). Počítače interpretují signál, který je přiveden ze sidesticku a následně dojde k vychýlení řídící plošky podle polohy letounu. Pokud je letoun v nejkomplexnějším režimu, známém jako „normal law“, tak počítač bude nezávisle na vstupu pilota poskytovat prevenci proti překročení ochrany letové obálky. V případě degradace letounu do nejzákladnějšího módu, tzv. mechanical back-up, je pak stále možné letoun řídit mechanicky (pomocí táhel, které jsou spojeny se směrovými pedály a vyvažováním podélného sklonu pomocí pohybu horizontálního stabilizátoru). [6]

Pro řízení letadla se využívá, jak již bylo výše zmíněno, tzv. sidestick. Člen posádky sedící na levé straně „Crew Member 1“ (CM1) jej ovládá levou rukou, zatímco pilot sedící vpravo „Crew Member 2“ (CM2), potom pravou rukou. Oba sidesticky nejsou vzájemné propojené, ale posílají zvlášť signál do vyhodnocovacího počítače. Logika ovládání je taková, že pokud pilot letící (PF) vychýlí sidestick, elektrický signál je poslán do počítače. Pokud však jeho kolega, pilot monitorující (PM) taktéž provede zásah do řízení, oba dva signály se sečtou (pakliže jsou obě výchylky souhlasné). V takovém případě je tato situace doprovozena zvukovou výstrahou, která upozorňuje na vstup obou členů

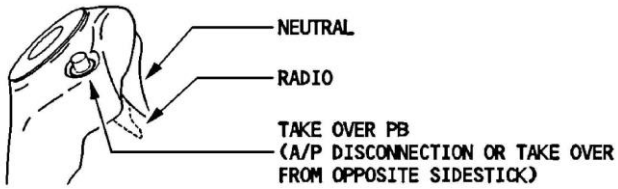
posádky do řízení „DUAL INPUT“ (dojde k němu pouze, pokud je výchylka druhého sidesticku větší jak 2 stupně v kterémkoliv směru). Pokud chce PM nebo instruktor převzít řízení, musí zmáčknout tlačítko, které je určené pro převzetí řízení, známé jako „sidestick takeover pushbutton“, které se nachází na sidesticku. Na spodním obrázku 2 můžeme vidět kontrolku, která zobrazí přepnutí priority řízení. Toto převzetí by mělo být doplněno hlasitým upozorněním o tom, že příslušný člen posádky přebírá řízení („I have control“). V případě problému s elektrickým systémem může dojít ke ztrátě sidesticku – v takovém případě dojde k varování o chybě „SIDE STICK FAULT“ na horním displeji elektronického monitorování letounu „Electronic Centralized Aircraft Monitor“ (ECAM) a sidestick je automaticky odpojen, to znamená, že jakákoliv výchylka, která je pilotem prováděna, je ignorována a nedochází k žádnému výsledku. [6]



Obrázek 2 Tlačítka pro přepínání priority řízení [6]

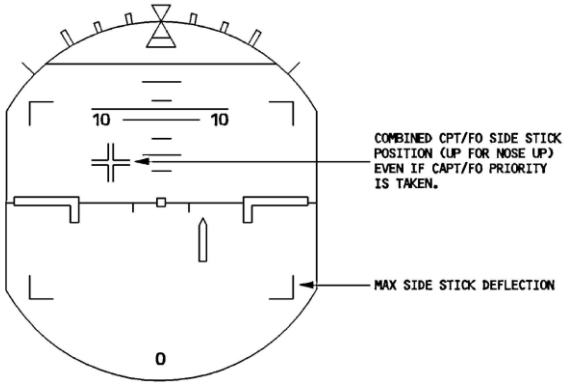
Na horním obrázku 2 můžeme vidět kontrolky pro určování priority v řízení. Pokud dojde ke vstupu z obou sidesticků, tak se tlačítka rozsvítí zeleně a dojde k hlášení „DUAL INPUT“. Pokud jeden z pilotů zmáčkne dané tlačítko, je mu předána priorita řízení a jeho tlačítko se vysvítí zeleně, zatímco na tlačítku pilota, kterému bylo řízení odebráno se rozsvítí červená šipka. Předání řízení je doprovázeno zvukovou výstrahou „PRIORITY LEFT“, případně „PRIORITY RIGHT“. [6]

Předání řízení je možné uskutečnit tedy přímo pomocí sidesticku. Jak můžeme vidět na obrázku 3, tak červené tlačítko, které mimo jiné slouží pro odpojení autopilota můžeme v určité chvíli posloužit taktéž pro předání řízení. [9]



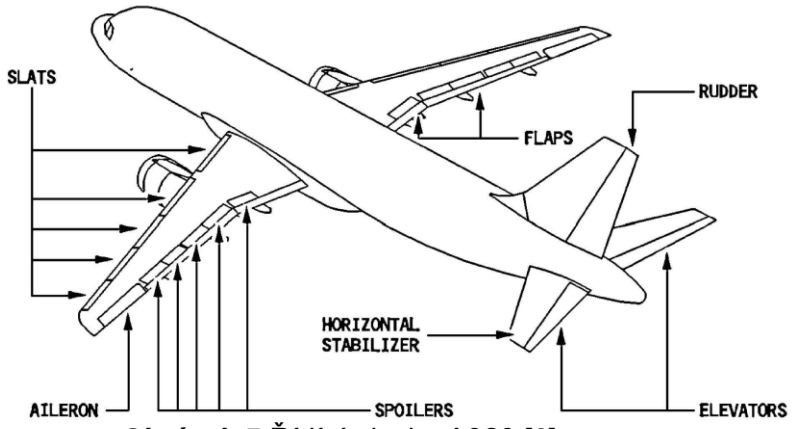
Obrázek 3 Sidestick letounu A320 [6]

Pokud je autopilot zapnutý, oba sidesticky jsou umístěny v neutrální poloze. Pakliže ale pilot vychýlí daný sidestick určitou silou, dojde k odpojení autopilota a pilot může letoun následně ovládat. V případě, že je jeden sidestick odpojený a dojde k zahájení vzletu, dojde k aktivaci varování „CONFIG“. [6] Výslednou výchylku sidesticku (směr výchylky) lze taktéž, jak můžeme vidět na obrázku 4, odečíst na elektronickém umělém horizontu. To lze však pouze na zemi.



Obrázek 4 Pointer ukazující polohu sidesticku [6]

2.1.1.1 Řídící plochy A320



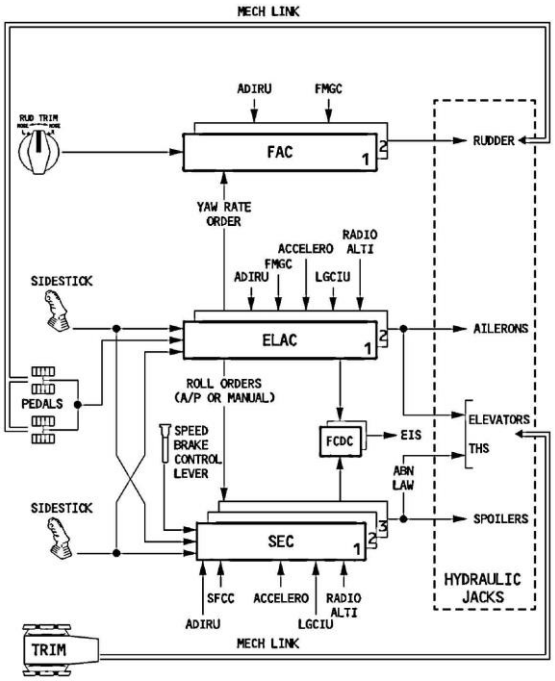
Obrázek 5 Řídící plochy A320 [6]

Řídící plochy jsou ovládány elektronicky, případně mechanicky. Horizontální stabilizátor je v normálním a alternativním módu ovládán elektronicky, pro manuální ovládání vyvážení jej lze ovládat i mechanicky přímo z kokpitu. Výškové kormidlo (elevator) lze ovládat pouze elektronicky, stejně tak spojlery a křidélka. Směrové kormidlo lze ovládat mechanicky, avšak pro tlumení Holandského kroku a koordinování zatáčky, tedy „yaw damping“ a její vyvažování, je řízena elektronicky. K vychýlení dané plochy dojde následně hydraulicky. [6] Obecné schéma řídících ploch tak, jak jsou umístěné na A320 lze odečíst z obrázku 5.

Jak již bylo v úvodu této kapitoly zmíněno, logika systému FBW spočívá v převedení mechanické výchylky sidesticku na elektrický signál, který je následně v počítači porovnán s dalšími hodnotami a předán na výstup (hydraulický pracovní válec) tak, aby nedošlo k porušení ochrany letové obálky. Letoun Airbus A320 disponuje celkem sedmi takovýmito počítači, které porovnávají vstupní signál pilota, případně autopilota, tak, aby nedošlo k porušení bezpečnosti v závislosti na tom, zda je letoun v tzv. „normal law“, „alternate law“, respektive „direct law“. [6]

Těmito počítači jsou:
- 2 ELAC – Elevator Aileron Computer
- 3 SEC – Spoiler Elevator Computer
- 2 FAC – Flight Augmentation Computer

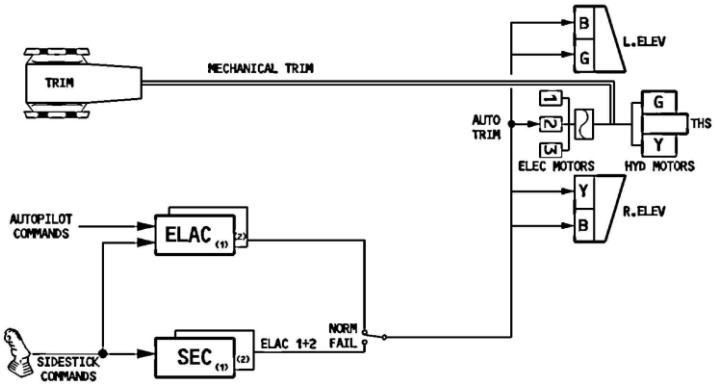
Dva počítače, které se nazývají Počítače pro řízení výškového kormidla a křidélek (ELAC) slouží tedy jak již jejich název napovídá pro kontrolu a řízení výškového kormidla, horizontálního stabilizátoru a taktéž křidélek. Počítač pro řízení spojlerů a výškového komidla (SEC) pak slouží pro řízení a monitorování spojlerů a taktéž jako záloha pro horizontální stabilizátor a výškové kormidlo. Letový počítač (FAC) ovládá elektronické řízení směrového kormidla. Tyto počítače jsou dále doplněny sběrnicemi, které sbírají data a hodnoty o řízení letu, ta je známá jako: „Flight Control Data Concetrator“ (FCDC), což je systém, který získává data od SEC a ELAC a posílá je do elektronického přístrojového systému pro následné zobrazení „Electronical Instrument System“ (EIS) a taktéž systému pro zpracování možných chyb „Centralized Fault Display System (CFDS). [6] Celkové schéma systémů řízení A320 můžeme vidět na obrázku 6.



Obrázek 6 Logika ovládání letounu A320 [6]

2.1.1.2 Ovládání podélného sklonu

Pro řízení podélného sklonu využívá Airbus 320 horizontální stabilizátor „Trimmable Horizontal Stabilizer“ (THS) a sadu dvou výškových kormidel (viz. obrázek „Řídící plochy A320“). Výhoda horizontálního stabilizátoru tkví především v ulehčení vyvážení letadla – drobné vychýlení THS způsobí pouze malý nárůst odporu, avšak velkou změnu výsledného momentu. Zatímco vychýlení výškového kormidla by bylo třeba mnohem větší pro dosáhnutí stejné změny momentu, nevýhodou by ale byl zejména velký nárůst odporu a tím pádem i spotřeby paliva. Maximální kladná výchylka THS je 13,5 stupně („nose up“) a negativní pak 4 stupně („nose down“). Poloha THS se typicky zadává do palubního počítače posádkou v rámci předletové přípravy v závislosti na vyvážení letounu. Maximální kladná výchylka výškového kormidla je 30 stupňů a negativní pak 17 stupňů. [6]



Obrázek 7 Logika řízení podélného sklonu letounu A320 [6]

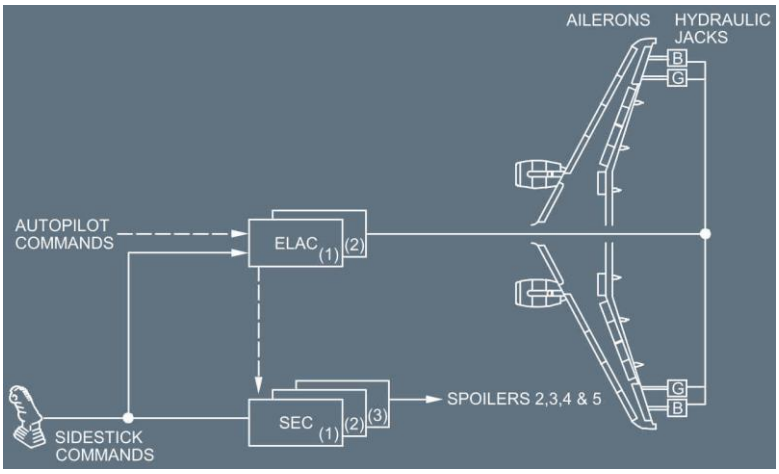
Za běžných podmínek je výškové kormidlo a THS řízeno počítačem ELAC2. Příslušný hydraulický pracovní válec zeleného (Green) hydraulického systému ovládá levé výškové kormidlo, zatímco žlutý (Yellow) ovládá pravé výškové kormidlo. THS je pak řízen elektromotorem 1. [6] Logika řízení podélného sklonu je znázorněna na obrázku 7.

Pokud dojde k závadě na ELAC2 (případně závadě v příslušném hydraulickém systému), dojde k předání řízení systému ELAC1. Výškové kormidlo je následně ovládáno modrým (Blue) hydraulickým systémem a THS elektromotorkem 2. Jestliže je mimo provoz ELAC1 i ELAC2, řízení převezme SEC1, případně SEC2. [6]

Horizontální stabilizátor (THS) je řízen pomocí dvou hydraulických válců, jejichž poloha je normálně ovlivňována pomocí 3 elektronických motorů (v čase je vždy pouze jeden aktivní), případně pomocí kolečka ovládání podélného vyvážení letounu, které se nachází v kokpitu vedle pák na ovládání tahu motorů. Výškové kormidlo ovládají 2 elektronicky řízené hydraulické motory. [9]

2.1.1.3 Ovládání příčného sklonu

Letoun A320 je příčně řízen pomocí křidélek a spojlerů. Během větších rychlostí je ovládání předáno spojlerům, aby se předešlo tzv. „flutteru“ (rozkmitání křídla, které by mohlo vést v krajním případě až k jeho destrukci). Na každém křídle se nachází 1 křidélko a 4 spojlery. Maximální výchylka křidélka je 25 stupňů, zatímco limitní výchylka spojlerů je 35 stupňů. V případě vysunutí klapek se křidélka sklopí o 5 stupňů dolů tzv. („aileron droop“).

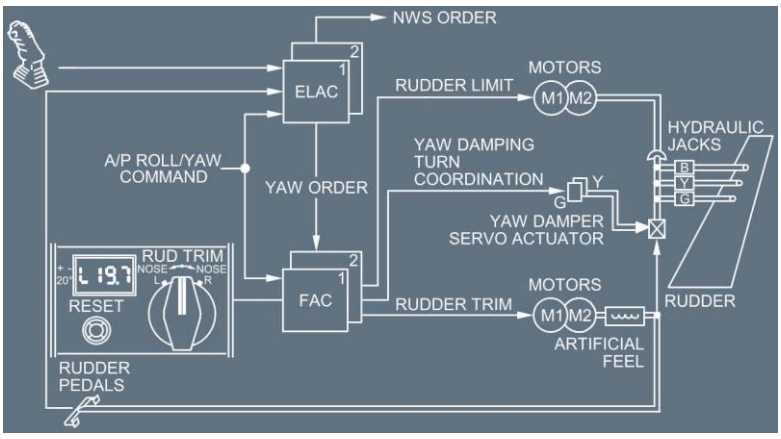


Obrázek 8 Logika ovládání příčného sklonu letounu A320 [6]

Křidélka jsou řízena ELAC1, případně ELAC2 pokud dojde k závadě na ELAC1. Pokud dojde k závadě na obou počítačích ELAC, křidélka přejdou do tlumeného módu. Spojlery jsou ovládány pomocí počítačů SEC. Každé křidélko má dva elektricky ovládané hydraulické válce, zatímco spojlery pouze jeden. Logiku ovládání příčného sklonu lze odečíst z obrázku 8

2.1.1.4 Ovládání letounu kolem svislé osy

Letoun využívá pro řízení kolem svislé osy jednu svislou ocasní plochu.

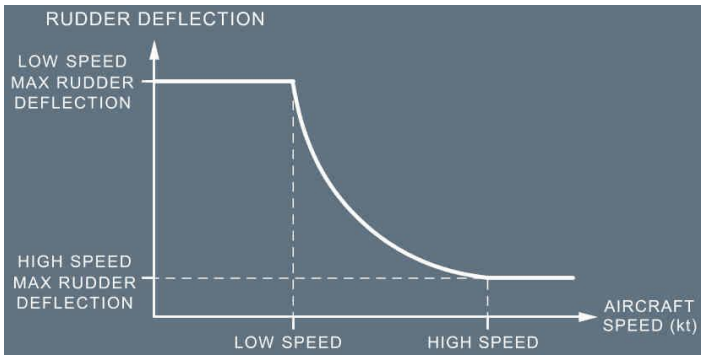


Obrázek 9 Logika ovládání letounu kolem svislé osy [6]

Systém poskytuje automatickou koordinaci zatáčky a tzv. „yaw damping“ (prevence Holandského kroku v situaci, kdy je letadlo více příčně stabilní, než-li směrově). [4]
Na dřívějších letounech bylo třeba pro uskutečnění koordinované zatáčky vyšlápnout příslušný směrový pedál. To na A320 již není nutné, tedy pakliže se letoun právě nenachází v mechanical back-up. Počítač ELAC zjišťuje nutné směrové korekce

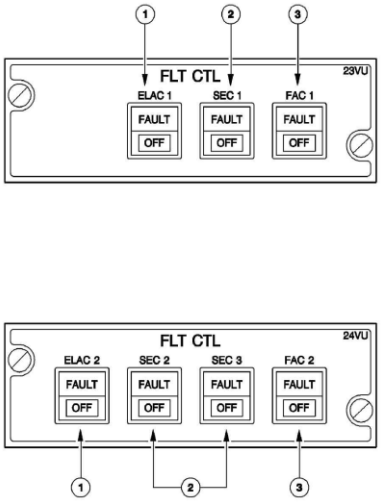
(v závislosti na úhlu náklonu) a předává je počítači FAC, díky kterému následně dojde ke koordinaci zatáčky a tlumení Holandského kroku. Směrové kormidlo je ovládáno díky třem hydraulickým válcům. [6] Schéma směrového řízení letounu A320 můžeme vidět na obrázku 9.

Aby nedošlo vlivem příliš velké výchylky směrového kormidla k jeho destruktivnímu poškození, je systém směrového řízení vybaven taktéž jednotkou omezující výchylku směrového kormidla „Rudder Travel Limit Unit“ (RTLU). Tato jednotka omezuje výchylku směrového kormidla a používá pro to jako funkci rychlost letounu. V případě ztráty tohoto systému dojde k omezení maximální výchylky na poslední aplikovanou výchylku. V průběhu přiblížení po vysunutí slotů dojde k obnovení maximální výchylky směrového kormidla. [10] Princip činnosti RTLU s nárůstem rychlosti lze odečíst na obrázku 10.



Obrázek 10 Omezení výchylky směrovky s rostoucí rychlostí [6]

Ve všech případech umožňuje směrové kormidlo takovou výchylku, která je dostačující pro daný režim letu (včetně asymetrického tahu).
Pro ovládání vyvažování směrového kormidla (rudder trim), slouží dva elektrické motůrky, které modifikují polohu umělého citu. Během běžného provozu řídí rudder trim FAC1 a jemu příslušný elektrický motůrek. FAC2 pak slouží jako záloha. [6] Na obrázku 11 lze spatřit umístění a podobu tlačítek na ovládání počítačů, například FAC, v kokpitu A320.



Obrázek 11 Jednotlivé ovládání počítačů FLT CTL v kokpitu A320 [6]

2.1.2 Systémy ochrany letové obálky

V této kapitole budou popsány dostupné ochrany letové obálky, jenž jsou dostupné v jednotlivých módech řízení. Na úvod je tedy nutné definovat vztah mezi vstupem pilota (výchylkou sidesticku) a odezvou letadla, která se nazývá právě jako „control law“. Tento vztah určuje manévrovací schopnosti letounu v dané chvíli. Základní dělení control law je na základě dostupnosti počítačů a hydraulického systému. [1]

Tři základní typy control law jsou:
- normal law
- alternate law
- direct law

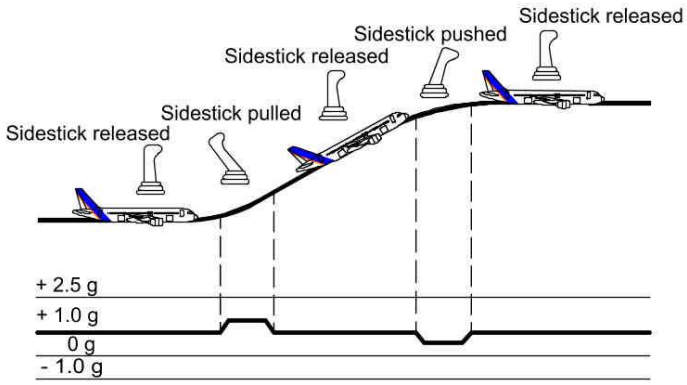
Mezi nejzákladnější mód potom patří mechanical back-up, ve kterém se již letoun řídí pouze mechanicky pomocí táhel spojených s THS a směrovým kormidlem. [1] Obecnou strukturu systémů ochrany letové obálky lze odečíst z obrázku 13.

2.1.2.1 Normal law

Cílem tohoto typu control law je poskytnout co možná nejlepší charakteristiky týkající se řízení letadla v jeho letové obálce. Nehledě na rychlost nebo polohu těžiště letadla musí být letoun stabilní, dobře řiditelný, od letadla musí být poskytnuta správná a konzistentní odezva. V tomto módě je letadlo nejméně náchylné k „přeřízení“ letounu, které je taktéž známé jako „Pilot Induced Oscillationns“ (PIO). V případě letu bez závad je letadlo řízeno právě v tomto módu. Pokud dojde k určitým závadám, může dojít k degradaci například do nižšího alternate law. [9]

Tento typ konfigurace systému můžeme dále rozdělit na pozemní a letový mód. V pozemním módu dochází k přímému vztahu mezi výchylkou sidesticku a výchylkou výškového kormidla bez automatického vyvažování. Pokud letoun dosáhne při rozjezdu rychlosti 75kt, maximální výchylka výškového kormidla se sníží ze 30 stupňů na 20 stupňů.

V letovém módu disponuje letoun ochranou letové obálky, automatickým vyvažováním. Dochází zde k udržování násobku zatížení, což znamená, že výškové kormidlo a THS je nastaveno tak, aby docházelo ke konstantnímu násobku úměrnému výchylce sidesticku nezávisle na rychlosti. Pokud je sidestick nastavený v neutrální poloze a zároveň křídla jsou srovnána v horizontální poloze, letoun udržuje konstantní násobek 1g, který přísluší horizontálnímu letu. Při akceleraci, případně při zpomalování nebo změně konfigurace není nutné letoun v tomto režimu manuálně vyvažovat. Pokud pilot cítí, že dochází k PIO, doporučuje se sidestick pustit do neutrální polohy. Schéma ovládání sidesticku lze vidět na spodním obrázku 9.



Obrázek 12 Metodika výchylek sidesticku [9]

Vyvažování (trim) podélného sklonu je v normal law automatické jak při manuálním letu, tak i při letu se zapnutým autopilotem. Pokud vykonáváme zatáčky o náklonu až do 33 stupňů máme zaručeno, že letoun bude vždy správně vyvážen v zatáčce (nebude nutné dělat korekce v podélném směru jako u ostatních letounů). Tento režim je aktivní od vzletu až do přistání. [6]

K odpojení automatického vyvažování podélného sklonu však může dojít i za běžného provozu. Například může dojít k jeho odpojení při pohybu s kolečkem vyvažování podélného sklonu (manuální vyvažování), pod radiovou výškou RA 50 stop (100 stop se zapnutým autopilotem), násobkem zatížení pod 0,5g nebo při aktivaci ochrany před vysokou rychlostí „High Speed Protection“ (HSP). Pokud dojde k aktivaci ochrany před

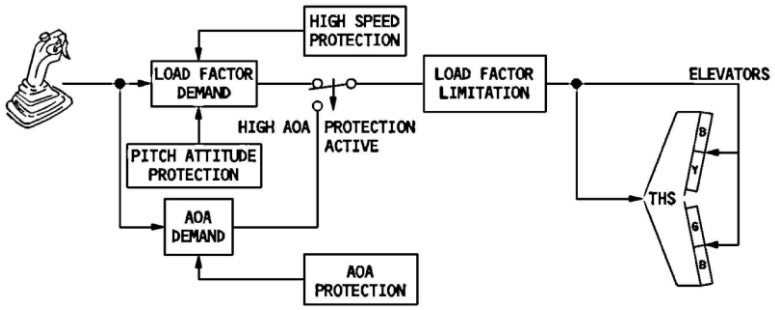
vysokým úhlem náběhu, je poloha THS limitována mezi vstupní polohou a negativní výchylkou danou 3,5 stupni „nose down“. (pilot ani letoun samotný v této chvíli nemohou letadlo vyvážit do opačné polohy „těžký na ocas“). [6]

Podobně, pokud dojde k překročení kladného násobku zatížení 1,25g nebo úhlu náklonu 33 stupňů, dojde k „limitaci“ THS mezi vstupním úhlem a 3,5 stupně negativní výchylky „těžký na hlavu“. [6]

Těsně před přistáním letoun přejde do posledního z módu, které jsou dostupné v normal law. Po již výše zmíněném pozemním a letovém módu je tu taktéž mód pro podrovnání „flare mode“. Když letoun klesá do výšky 50 stop nad zemí (měřeno radiovýškoměrem), dojde k záměrnému zablokování THS. To znamená, že v podstatě během podrovnání dochází k přímému vztahu mezi výchylkou sidesticku a výslednou výchylkou výškového kormidla (ovšem s určitým tlumením násobku zatížení). Při dalším klesání do výšky 30 stop nad zemí začne systém snižovat výchylku THS na 2 stupně „těžký na hlavu“ během 8 vteřin. Následně je pro správné podrovnání nutné lehce přitáhnout sidestickem k sobě. [6]

Normal law chrání letoun v celé jeho letové obálce díky následujícím funkcím:

- omezení násobku zatížení
- omezení podélného sklonu
- ochrana proti překročení maximálního úhlu náběhu
- ochrana proti překročení maximální rychlosti
- omezení úhlu náklonu



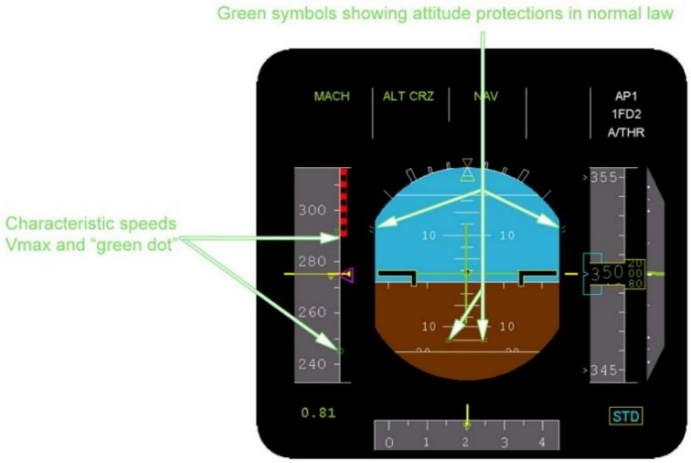
Obrázek 13 – Principiální schéma ochrany letové obálky A320 [6]

První aktivní ochranou, kterou v této práci budu popisovat, je ochrana před příliš velkým zatížením konstrukce vlivem kladných, případně negativních násobků (g) za letu.

Vysokých násobků zatížení můžeme dosáhnout typicky při prudkých manévrech, například při zabránění řízenému letu do terénu „Controlled Flight Into Terrain“ (CFIT). Pro zefektivnění těchto úhybných manévrů je na výslednou trajektorii mnohem efektivnější, když letoun drží přesně stanovené zatížení „g“. Násobky zatížení jsou u letounu A320 limitovány na +2,5g respektive -1g v čisté konfiguraci a na +2g a -0g pro let s vysunutými klapkami. Výzkumy z minulosti prokázaly, že pilot v případě nutného manévru nejprve váhá s reakcí a posléze aplikuje velmi agresivní výchylku, která může vést ke strukturálnímu poškození letounu. S ochranou proti překročení násobku zatížení může pilot bez váhání aplikovat plnou výchylku, aniž by překročil mezní násobky zatížení. Letoun bude následně nastaven na násobek 2,5g (dojde tak k maximálnímu rozestupu od překážky). V případě, že při úhybném manévru letoun zpomalí a dojde k výraznému zvýšení úhlu náběhu, na určité hranici může dojít k aktivaci ochrany před překročením maximálního úhlu náběhu. [6] Znázornění dostupných ochran lze odečíst z obrázku 14 na následující stránce.

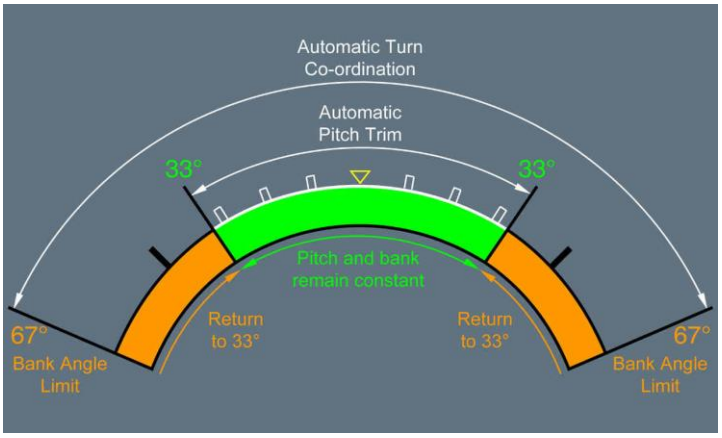
Další dostupnou ochranou je ochrana omezující podélný sklon letounu (Pitch Attitude Protection). Příliš prudké a „nestandartní“ manévry mohou vést v případě stoupání k prudké ztrátě kinetické energie (měníme potenciální energii – výšku, za kinetickou energii, tedy rychlost) případně k velkému nárůstu kinetické energie na úkor potenciální při klesání.

Maximální úhel stoupání na letounu A320 je tak omezen na +30 stupňů v konfiguraci CONF 0-3 (s klesající rychlostí se snižuje na +25 stupňů), dále je maximální podélný sklon s plně vysunutými klapkami omezen na +25 stupňů (+20 stupňů v případě nižších rychlostí) Úhel klesání je posléze omezen na -15 stupňů (indikují dvě zelené čárky na PFD). V případě, že letíme pomocí letových direktorů „Flight Directors“ (FD) a úhel stoupání bude více než +25 stupňů, povelová indikace FD bude odebrána, dokud nesnížíme podélný sklon zpět pod +22 stupňů. To samé nastane, pokud překročíme úhel klesání -13 stupňů. [6]



Obrázek 14 PFD a dostupné znázorněné ochrany letové obálky [9]

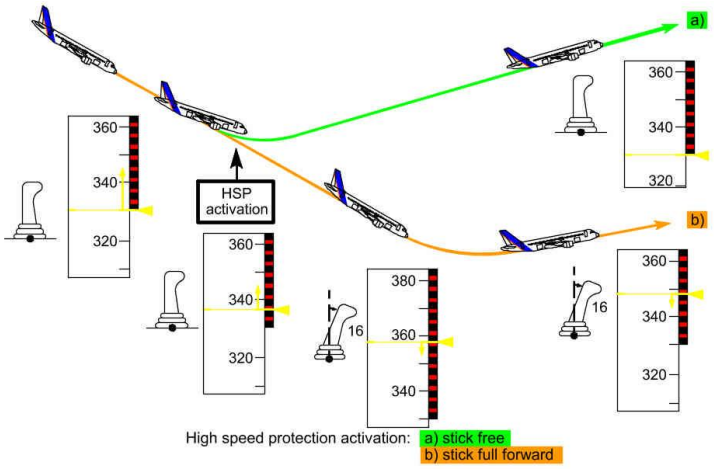
V nomal law je taktéž dostupná ochrana, která limituje úhel náklonu, respektive mění charakteristiky řízení letounu. Podobně jako při ochraně proti překročení násobku zatížení nebo ochraně podélného sklonu má i tato ochrana své velké opodstatnění. Jedná se především o to, že pokud by pilot vlivem iluzí nebo ztrátou situačního povědomí (kdy se například lodě na moři mohou pilotovi zdát jako hvězdy), tak by mohlo dojít k převedení letounu do polohy, ze které by vlivem například malé výšky nemuselo být již návratu. Dalším důvodem aplikace této ochrany může být například prevence převedení letounu do spirály. Jak můžeme vidět na spodním obrázku 15, pokud dojde k uvedení sidesticku do neutrální polohy v úhlu náklonu menším jak 33 stupňů, letoun bude spolehlivě držet náklon a bude přesně vyvážen pro daný úhel náklonu. Pokud ale dojde k uvedení sidesticku do neutrální polohy v úhlu náklonu větším jak 33 stupňů, letoun bude mít tendenci snižovat náklon zpět na 33 stupňů. Kromě toho, automatické vyvažování podélného sklonu již v tuto chvíli nebude dostupné. [6]



Obrázek 15 Rozsah úhlů náklonu letounu A320 v normal law [6]

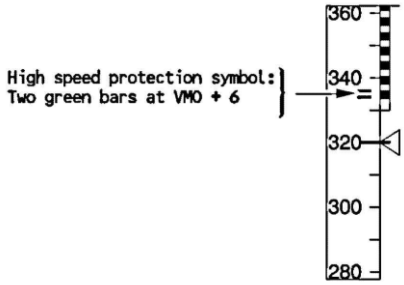
V normal law je maximální možný úhel náklonu letounu 67 stupňů. Pokud dojde k aktivaci ochrany proti příliš vysoké rychlosti, je tento úhel snížen na 40 stupňů (jako prevence proti spirále). Pokud je letoun blízko potenciálnímu pádu a dojde k aktivaci ochrany proti překročení úhlu náběhu, je maximální možný náklon snížen na 45 stupňů. [9]

Při letu na maximální rychlosti VD/MD (která je vyšší než maximální provozní rychlosti VMO/MMO), je zde zvýšená možnost poškození letadla vlivem příliš velkým silám, které budou působit na konstrukci. Proto je výhodné definovat určitou hranici mezí maximální provozní rychlostí VMO/MMO a maximální rychlost Vd. Tato hranice musí být taková, že pokud dojde k překročení VMO/MMO (typicky například při nouzovém klesání, při dekompresi) nedojde k překročení letové obálky a tím pádem ke strukturálnímu poškození letounu. V případě, že dojde k aktivaci této funkce, systém sám přidá kladný násobek a dojde tím pádem ke snížení podélného sklonu. Díky tomu dojde ke snížení rychlosti. Proto, při situaci kdy letadlo je při prudkém klesání a nedochází k žádnému vstupním signálu na sidestick, letoun lehce překročí VMO/MMO a následně se vrátí zpět do bezpečné letové obálky. Pakliže je ale při klesání sidestick držen v poloze plně vepředu (tzn. pro ještě vyšší vertikální rychlost klesání), letoun přibližně na rychlosti VMO+16kt/MMO+0,04 sníží úhel klesání postupně na 0 stupňů (což neznamená, že se letoun na této rychlosti stabilizuje). Tento typ ochrany je známý jako „High Speed Protection“ (HSP). Na spodním obrázku můžeme vidět porovnání aktivace HSP se sidestickem v neutrální poloze (zelená trajektorie) a se sidestickem plně vepředu v poloze pro klesání (oranžová trajektorie). [6]



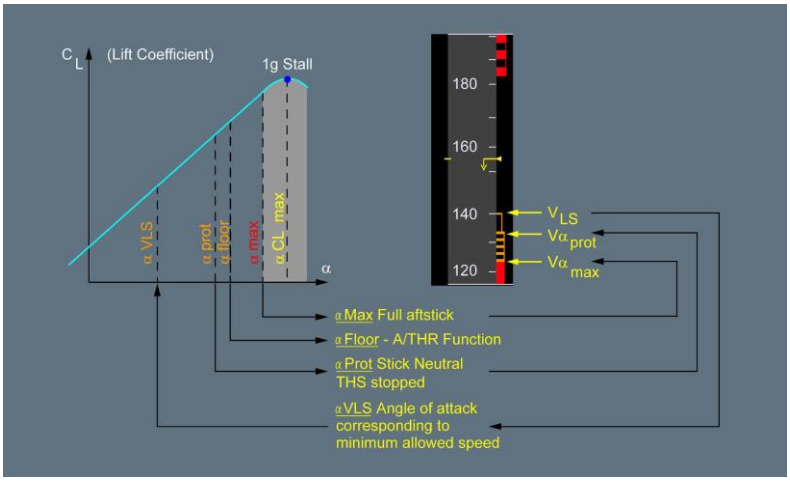
Obrázek 16 Ukázka aktivace ochrany HSP [6]

Kromě samotného manévru letadla (aktivní ochrana), dojde při překročení maximální rychlosti VMO/MMO i k pasivní ochraně (zvuková i vizuální indikace varující o maximální rychlosti). Symbol, při kterém se HSP aktivuje, můžeme vidět na obrázku 17.



Obrázek 17 Znázornění HSP na rychloměru [6]

Ochrana před velkým úhlem náběhu chrání v režimu normal law letoun A320 před potenciálním pádem, v dynamických manévrech nebo poryvech. Pakliže se současný úhel náběhu letounu dostane na hodnoty vyšší, než je tzv. „alfa prot“, dojde k aktivaci této ochrany. Bez zásahu pilota budou letové počítače F/CTL udržovat úhel náběhu rovný úhlu alfa prot. Ačkoliv úhel náběhu může pilot dále zvýšit, a to až na maximální možnou úroveň, která se označuje jako „alfa max“. Při aktivaci této ochrany dojde k přepnutí logiky, která využívá jako funkci úhel náběhu, známá jako „angle of attack demand“ na místo „load factor demand“ (který je aplikován u HSP). [6]



Obrázek 18 Rychlosti v normal law [6]

Ochrana před překročením maximálního úhlu náběhu umožňuje efektivně využívat maximálního možného vztlaku letadla v nebezpečných situacích, jako je například varování před střihem větru (tento systém výrazně snižuje možnost pádu a působí

efektivnější než „tahání na aktivaci rozvibrování sloupku řízení“, které v podobných situacích využívá například Boeing 737). [24]

Při letu letounu na rychlosti odpovídající „alfa prot“ je letoun staticky stabilní, chování letounu se však mění, mimo jiné přestává fungovat automatické vyvažování podélného sklonu. Pokud dojde k dalšímu zvýšení úhlu náběhu směrem k maximálnímu součinitele vztlaku, dojde k zasunutí spojlerů (pokud byly před tím vysunuty). Hodnoty alfa prot, alfa floor a alfa max jsou kontinuálně vypočítávány v závislosti na konfiguraci, váze letounu a násobku zatížení. [9] Indikaci těchto rychlostí můžeme odečíst z obrázku 18.

Pokud pilot letí na hodnotě odpovídající alfa max (maximální úhel náběhu) a pustí sidestick do neutrální polohy, letoun sníží úhel náběhu na hodnotu alfa prot. Případě, že letoun provádí let na hodnotě alfa prot, je zablokováno vyvažování letounu dále do polohy „nose up“, ačkoliv možnost vyvažovat „nose down“ je stále dostupná. Tato ochrana má absolutní prioritu nad všemi ostatními. [6]

Tento systém zahrnuje ještě tři další „subsystémy“, mezi které patří:

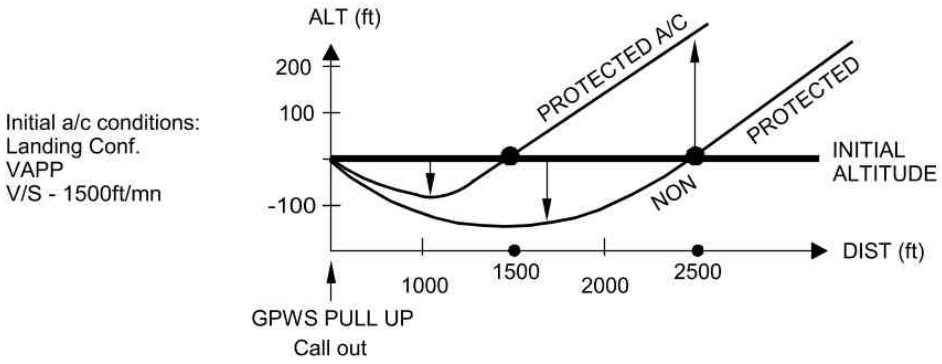
- pokud je automat ovládání tahu (A/THR) ve SPEED hold, rychlost nemůže být nižší než nejnižší nastavitelná rychlost Vls (lowest selectable speed) i přesto, že cílová nastavená rychlost je pod Vls. [6]

- zvukové varování „SPEED SPEED SPEED“ varuje posádku o tom, že energie letadla poklesla pod přednastavenou hodnotu – nutné zvýšit tah motorů [6]

- v případě, že úhel náběhu dále roste, dojde na hodnotě Alfa floor k automatickému nastavení maximálního tahu TOGA [6]

V případě nouzové situace jako je tedy CFIT nebo varování o střihu větru, má pilot k dispozici jak pasivní, tak i aktivní prvky kterému mu pomáhají maximalizovat výkonnost letounu. Mezi tyto prvky tedy patří varování „SPEED SPEED SPEED“, které zvyšuje situační povědomí posádky, dále A/THR, který přidává výkon na hodnotu rychlost VLS, alfa floor – úhel náběhu, na kterém dojde k aktivaci maximálního tahu motorů (TO/GA) nebo ochrana před maximálním úhlem náběhu (což umožňuje efektivně využít v případě potřeby maximální vztlak letounu). [9]

Pokud dojde k varování o střihu větru je nutné nastavit maximální výkon motoru (TO/GA), plně přitáhnout sidestick k sobě a držet křídla vodorovně. Na obrázku níže můžeme vidět srovnání letounu, který disponuje ochranou letové obálky s letounem, který touto ochranou vybaven není. Jak je z obrázku patrné, letoun, který není vybaven systémem ochrany letové obálky trvá mnohem déle, než přejde opět do stoupavého letu. [9]



Obrázek 19 Porovnání letounu s FEP/bez FEP při letu CFIT [9]

2.1.2.2 Alternate law

V případě určitých závad na letounu (zejména pokud jde o alespoň dvě závady), tak počítače již nejsou schopné poskytnout dostatečnou míru ochrany pro daný letoun. To znamená, že pokud dojde k určitým typům závad, systém ztrácí integritu a redundanci a dochází tak k degradaci do tzv. alternate law. [1] Některé závady, díky kterým lze zaznamenat přechod letounu do alternate law, budou názorně ukázány v rozboru příslušných leteckých nehod.

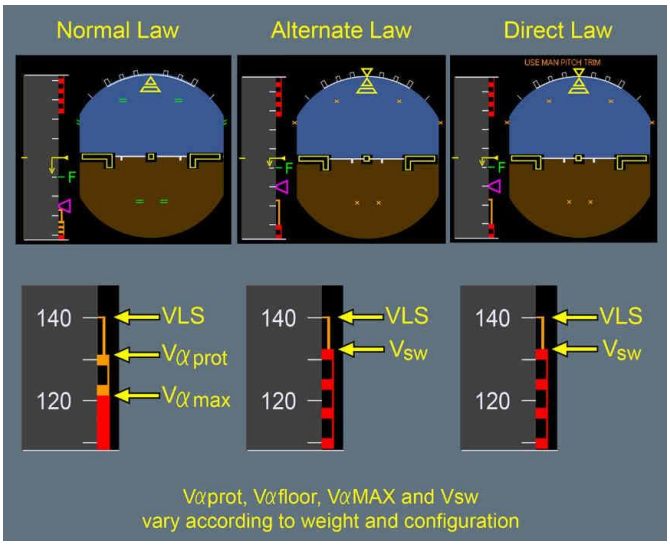
Charakteristickými vlastnostmi tohoto režimu je ztráta většiny ochrany letové obálky (s výjimkou mezních hodnot násobků přetížení). Ovládání podélného sklonu bude stejné jako v normal law, jediným rozdílem zde bude změna módu podrovnání do režimu „direct“ – což znamená, že pro podrovnání letounu bude třeba použít větší síly. Ovládání letounu v náklonu pak bude kompletně celé v módu direct. V tomto případě to znamená, že letoun se bude v náklonech ovládat a chovat jako klasický letoun, který není vybaven systémem FBW, respektive systémy ochrany letové obálky. V normal law je maximální rychlost letounu A320 VMO 350kt. V případě alternate law se jedná pouze o 320kt (A318). Došlo zde k významné redukci maximální rychlosti vzhledem k tomu, že letoun již není vybaven systémem HSP (při překročení maximální rychlosti dojde pouze pouze k varování a obnovení statické stability letounu). [6]

Z důvodu nízkého rozestupu mezi vysokorychlostním a nízkorychlostním třepotáním („buffet“) by měla posádka zvážit v případě letu v alternate law sestup do nižší výšky, kde bude rozestup od maximální a minimální rychlosti vyšší (doporučuje se vyklesat alespoň 4 000 stop pod maximální doporučenou výšku, aby se tak předešlo varování před pádem v podmínkách turbulence). [6]

Souhrn indikací o degradaci systému:

Na ECAMU - FLT CTL ALTN LAW (PROT LOST)
- MAX SPEED 320 kt (320 kt/M 0.77 on A318)

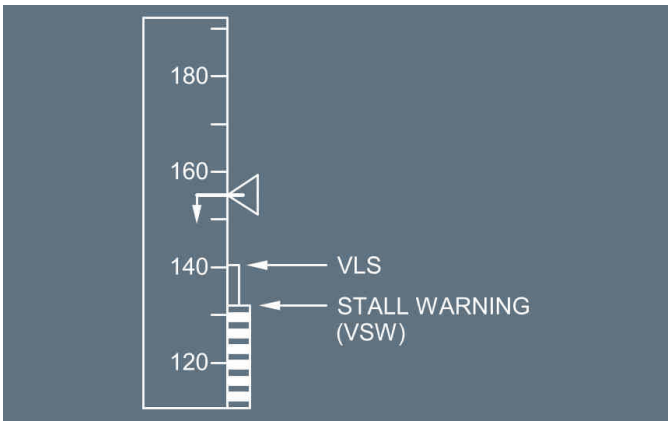
Na PFD - Pro zvýšení situačního povědomí posádky jsou dostupné ochrany zobrazeny na PFD v podobě zelených čárek
- Pokud dojde k degradaci systému z normal law, jsou tyto zelené čárky nahrazeny oranžovými křížky (obrázek 20)



Obrázek 20 Odlišná zobrazení na PFD v jednotlivých módech [6]

Limitace systému, která chrání před specifickými násobky zatížení je podobná, jako v normal law. Systém, který chrání před mezními podélnými sklony již ale není dostupný, zelené čárky na PFD jsou nahrazeny pro zvýšení situačního povědomí posádky oranžovými křížky. S letadlem je taktéž možné vykonat neomezený náklon. Taktéž je ovlivněna vysokorychlostní stabilita – v případě, že letoun překročí rychlost VMO/MMO, dojde k zásahu do řízení, které zapříčiní postupné stoupání letounu, které je však možné potlačit. Opačně pro příliš nízkou rychlost je místo ochrany před překročením určitého úhlu náběhu aktivován systém pro udržení nízkorychlostní stability, který je aktivní zhruba 5-10 uzlů nad rychlostí varující před možným pádem. Postupně je uváděn signál

o změně podélného sklonu, který může být podobně jako v případě vysoké rychlosti potlačen. Rychloměr na primárním letovém displeji (PFD) je upraven tak, aby ukazoval červené/černé „barber pole“ pod rychlostí pro varování o pádu. Toto typické schéma můžeme odečíst na obrázku 21. Funkce alfa floor není v alternate law dostupná. [9]



Obrázek 21 Ukázka rychloměru v alternate law [6]

2.1.2.3 Direct law

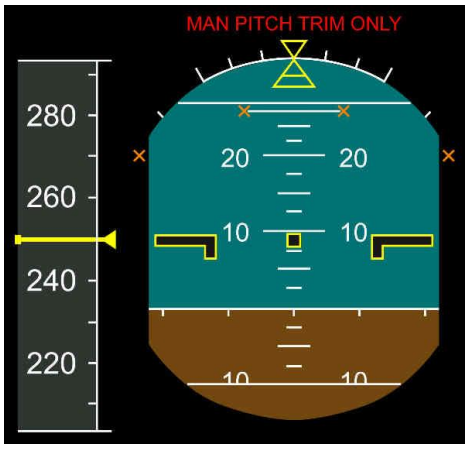
Ovládání podélného sklonu funguje v direct law na principu přímé úměry mezi výchylkou sidesticku a výchylkou výškového kormidla. Maximální výchylka výškového kormidla je zde převážně funkcí polohy těžiště. Dalo by se tedy zjednodušeně říct, že A320 v direct law funguje na podobné bázi jako klasický letoun, například B737. Na rozdíl od ostatních režimů, v direct law není dostupný automatické vyvažování podélného sklonu, což znamená, že pilot je nucen vyvažovat letoun manuálně pomocí „kolečka“ v kokpitu. Ostatně pro zvýšení situačního povědomí posádky, je tato indikace zobrazena taktéž na PFD – nápis „USE MAN PITCH TRIM“ (poměrně jasná indikace o tom, že mód řízení byl degradován). Letoun v této degradované konfiguraci již nedisponuje žádným aktivní systémem ochrany letové obálky. Jediné, co zůstává jsou pasivní ochrany, jako je například zvuková indikace pádové nebo maximální rychlosti. [6]

Letoun taktéž ztratit funkce koordinované zatáčky a yaw damping. Což znamená, že posádka musí letoun v zatáčce řídit taktéž pomocí směrových pedálů, pakliže chce dosáhnout koordinace zatáčky. Příčné ovládání je dosaženo za pomoci přímého vztahu mezi výchylkou sidesticku a křidélek/spojlerů. V případě, že by byla všechna křidélka zablokována, je možné letoun řídit pomocí spojlerů. [9]

2.1.2.4 Mechanical back-up

Jedná se o režim letu, která má zajistit bezpečný průběh, v případě, že dojde k závažným závadám jako je například ztráta obou výškových kormidel, dočasná nebo absolutní ztráta elektronického systému, nebo celkovou ztrátu ovládacích prvků příčného řízení (křidélka a spojlery). [1] Typickou podobu PFD v režimu mechanical back-up lze spatřit na obrázku 22.

Pilot v tomto režimu ovládá manuálně vyvažování podélného sklonu, kterým modifikuje polohu THS (slouží pro ovládání letounu kolem příčné osy). Pro ovládání letadla kolem podélné, respektive svislé osy, pak slouží směrové pedály. Pilot je o této situaci informován na PFD nápisem „MAN PITCH TRIM ONLY“. [6]



Obrázek 22 PFD letounu A320 v mechanical back-up [6]

2.2 Boeing B787

V této kapitole bude rozebrán systém ochrany letové obálky a jeho odlišnost v jednotlivých módech normal, secondary a direct mode. Opět bude taktéž úvodem popsán systém řízení letounu B787. Vzhledem k tomu, že letoun B787 ale nedisponuje tolika aktivními prvky jako A320, tak i podrobnost popisu systémů řízení bude v této kapitole nižší.

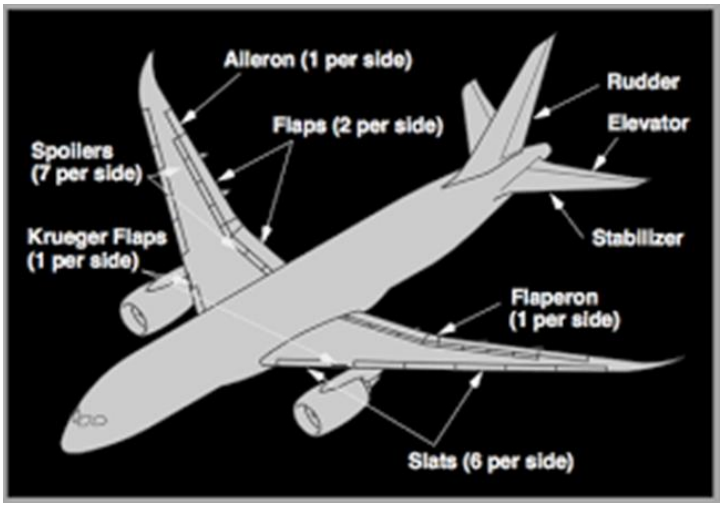
2.2.1 Systémy řízení B787

Letoun Boeing B787 využívá klasický sloupek řízení, na rozdíl od již zmíněného Airbusu A320, který využívá tzv. „sidesticku“, který je dostupný po stranách pro oba členy letové posádky. Příslušné výchylky sloupkem řízení a směrovými pedály jsou převedeny na elektrický signál, následně dojde k vychýlení příslušného členu, například křidélek. Další rozdíl v porovnání s letounem A320 spočívá v tom, že pilot má možnost „cítit“ síly v řízení a odezvy na vyvažování letadla. Úvodem tak mohu například zmínit, že pokud letoun B787 akceleruje a pilot letoun přestane vyvažovat, tak bude nutné vyvinout mnohem větší dopřednou sílu na sloupek řízení, aby pilot letoun udržel ve vodorovném letu a letoun nezačal stoupat. Elektronické komponenty, které jsou součástí systému řízení letounu Boeing B787 mají poskytovat lepší a přesnější ovládání a pochopitelně taktéž snížit zatížení letové posádky, spojené s řízením letounu. Systém primárního řízení je velmi dobře zálohovaný, setkáváme se zde se třemi módy řízení a to: normal mode, secondary mode a nejzákladnější direct mode. Jednotlivé módy budou dále podrobněji rozebrány, v základu se však liší úrovní dostupnosti ochrany letové obálky nebo dostupností systémy automatického ovládání letu. Jelikož právě systémy ochrany letové obálky, kterému se věnuje tato práce, úzce souvisí se systémy primárního a sekundárního řízení letounu, tak dojde opět i k relativně podrobnému rozebrání právě těchto systémů. [1]

Pro řízení podélného sklonu letoun využívá pohyblivého horizontálního stabilizátoru a dvou výškových kormidel. Pro systém řízení příčného sklonu však letoun využívá celkem čtrnáct spoilerů (sedm na každé straně křídla), dvě křidélka a dva flaperony. Dalo by se tak říct, že systém příčného řízení letounu je minimálně co se týče počtu a typů zakomplexovaných prvků relativně komplexnější, než letoun A320. Rozdílným je zejména využití dvou flaperonů, což jsou plošky, které slučují funkci klapky a zároveň křidélka. Tento prvek využívá taktéž mimo jiné Boeing 777. Typicky jsou umístěny na odtokové hraně křídla mezi vnitřními a vnějšími klapkami. [11]

V normal mode se používají flaperony pro ovládání příčného sklonu s klapkami vysunutými i zasunutými, doplňují tak využití asymetrických spoilerů, které se využívají na konvenčních dopravních letounech při příčném řízení během vysokých rychlostí pro potlačení jevu, který známe jako „flutter“, tedy kdy dojde k rozkmitání křídla, které může vést až k jeho poškození. Další jejich funkcí je zlepšení charakteristik ovládání letounů na nízkých rychlostech, díky jejich sklopení společně s klapkami tak přispívají většímu

zakřivení profilu. Křidélka se nacházejí vně vnějších klapek. Během vysokých rychlostí jsou zablokovány a jak jsem již taktéž zmínil, využívá se potom zejména flaperonů a spoilerů. Během letu při relativně nízké rychlosti jsou křidélka aktivní a pomáhají tak při řízení příčného sklonu letounu. [12] Rozložení primárního a sekundárního řízení můžeme vidět na spodním obrázku.



Obrázek 23 Rozložení prvků řízení na B787 [11]

Ovládání kolem svislé osy je zajištěno jedním směrovým kormidlem, které je aerodynamicky efektivní při rozjedu zhruba od rychlosti 60 uzlů. Pro zajištění potřebného vztlaku při vzletu, přiblížení a přistání se využívá slotů, klapek, flaperonů a dvou Krugerových klapek na náběžné hraně křídla. Po přistání je využito symetrické vysunutí výše zmíněných čtrnácti spoilerů.

Jelikož systém primárního i sekundárního ovládání Boeingu B787 je taktéž jako u A320 systémem elektronicky řízeným, tedy FBW, tak i principiální propracování prvků, které ovládají a modifikují pohyb jednotlivých plošek řízení, je zde obdobné. Využívá se tří hydraulických soustav, které jsou pojmenovány jako levá, centrální a pravá. Po zásahu pilota do sloupku řízení obdrží elektrické řízení šoupátek, v anglické literatuře nazývané jako „Actuator Control Electronics“ (ACE), signál o výchylce, ten je následně zaslán do primárního letového počítače „Primary Flight Computer“ (PFC), který ověří výchylku, kterou chce pilot provést. Tento „ověřený“ signál je následně zaslán zpět do ACE a poté již do hydraulického šoupátka příslušné plošky řízení. [11]

2.2.2 Systémy ochrany letové obálky B787

Na letounu B787 můžeme najít tři základní režimy ochrany letové obálky, které se týkají primárního řízení (režimy pro sekundární řízení jako klapky a sloty budou popsány posléze). Rozlišujeme tedy tři základní módy a to: normal mode, secondary mode a direct mode. [12]

2.2.2.1 Normal mode

Během manuálního řízení je v normal mode přenesen potřebný povel, který pilot aplikoval na sloupek řízení, ke čtyřem ACE. Tento signál je následně zaslán do třech primárních letových počítačů PFC, které tak následně ověří tento signál a porovnávají jej s ostatními systémy a dostupnými informacemi. Až teprve následně putuje tento signál opět přes ACE k příslušnému hydraulickému šoupátku, které aplikuje na řídící plochu tento počítačem prověřený signál. Sled událostí je mírně odlišný při letu se zapojeným autopilotem. Povely, které generuje autopilot jsou zaslány přímo do počítačů PFC, jehož funkce je zde samozřejmě stále obdobná – tedy prověřit platnost a správnost přijatého signálu. Počítače následně vyprodukují adekvátní signál, který putuje přes ACE k hydraulickému šoupátku, které aplikuje příslušnou výchylku. Autopilot poskytuje pilotovi informace o příslušném manévru – jedná se o tzv. paralelní zapojení, kdy dojde k výchylce sloupku řízení odpovídající manévru, které autopilot právě provádí. Pokud však pilot například usoudí, že manévr, který autopilot provádí není adekvátní a mohl by narušit bezpečnost letu, tak pilot může „přetlačit“ sloupek řízení a následně dojde k odpojení autopilota (pilot musí vyvinout sílu nad určitým předem definovaným prahem). Velmi podstatným faktem však je, že autopilot je dostupný právě pouze v tomto „normálním“ režimu. Pokud dojde k degradaci do secondary anebo direct mode, tak již není možné autopilota využívat. [11] Schéma algoritmu v normal mode můžeme vidět na konci této podkapitoly, na obrázku číslo 24.

Po přistání dojde taktéž k několika automatickým testům, spojeným se systémem řízení letounu. Tyto testy jsou aktivovány, pokud rychlost klesne pod třicet uzlů a zároveň dojde k zasunutí klapek a spoilerů. První ze série testů vyžaduje, aby byl dostupný hydraulický systém – tento test trvá zhruba 90 sekund. Dalším požadavkem je, aby nedocházelo k výchylkám primárního řízení letounu. Pokud jedna z těchto podmínek nebude splněna nebo pokud například dojde k vypnutí motorů dříve, než k zasunutí klapek (což se může například v zimě v podmínkách námrazy stát, kdy se obvykle nedoporučuje po přistání klapky zasouvat pro prevenci jejich poškození), tak tento test nebude zkompletován.

Druhá série testů následuje po první, trvá přibližně 55 sekund a vyžaduje, aby nedocházelo ke změnám polohy klapek nebo výchylkám spoilerů. Třetí a závěrečný test primárního a sekundárního řízení letounu začíná po vypnutí motorů. Pokud jeden z těchto testů nebude dokončen nebo dojde k jeho přeskočení, může dojít ke zprávě varující o chybě „FC SYS“, tedy chybě v systému řízení letounu. Tato zpráva bude zobrazena na displeji EICAS, zpráva následně může vyžadovat zásah mechaniků a provedení speciálního testu. [11]

V tomto režimu jsou dostupné celkem tři ochrany letové obálky, které však nepřipravují pilota o to, aby měl plnou autoritu nad letadlem. Jedná se o ochrany před pádem, překročením příliš vysoké rychlosti a přílišným náklonem. Ochrana překročení příliš vysoké rychlosti (překročení VMO) spočívá v zablokování vyvažování letounu nad rychlostí VMO/MMO. Při akceleraci letounu nad VMO/MMO tak musí pilot vyvinout dopředný tlak na sloupek řízení, aby letoun udržel ve vodorovném letu. Pokud by došlo k puštění sloupku řízení, letoun začne stoupat bude zpomalovat pod rychlost VMO/MMO. V normálním provozu samozřejmě není důvod, proč překračovat VMO/MMO, z toho důvodu se jedná o základní ochranu letové obálky letounu Boeing B787. [11]

Další ochranou letové obálky v normal mode je omezení či redukování úhlu náklonu. Během normálních i abnormálních postupů se používají běžně náklony, které nepřevyšují 25, případně 30 stupňů. Z tohoto důvodu jsou i tyto hodnoty typicky limitní, do kterých nepřijde žádný zásah systému či změny charakteristiky ovládání letounu. Nejinak tomu je i u B787. Pokud pilot zvýší úhel náklonu v normálním režimu přes 30 stupňů, tak bude pilot pociťovat výrazné síly, které působí na sloupek řízení proti směru aplikované výchylky. Pilot tak tedy může provést zatáčku o úhlu náklonu nad 30 stupňů, ale jeho manévr bude ztížen vyšší vyžadovanou silou na sloupek řízení. Další, „pasivní“ ochranou, která je spojená s omezením maximálního úhlu náklonu, je změna indikace úhlu náklonu na primárním letovém displeji – ta se změní z bílé na oranžovou. Pokud pilot pustí sloupek řízení v náklonu například 35 stupňů, tak systém ochrany letové obálky vrátí úhel náklonu na 30 stupňů a indikace úhlu náklonu se změní opět na bílou. Při letu se zapojeným autopilotem je maximální úhel náklonu limitován opět 30 stupni. [11]

Další ochranou, která je dostupná, je zábrana pádu. Využívá se zde jak aktivních prvků (zásah systému), tak i pasivních (rozvibrování sloupku řízení, varovná indikace na PFD a EICAS). Pokud se letoun blíží pádové rychlosti, tak po dosažení „červených hodnot“

rychlosti v levé části primárního letové displeje (PFD) na rychloměru, dojde k zobrazení PLI na PFD. Při poklesu rychlosti pod určitý práh dojde k varovní zprávě „AIRSPEED LOW“. To je okamžik, kdy dojde k aktivaci systému automatického řízení tahu motoru, který se aktivuje do módu SPEED (držení konkrétní rychlosti, lze ověřit v horní části primárního letového displeje PFD na FMA, tedy v části, kde vidíme aktivní módy autopilota). Po aktivaci automatického ovládání tahu motoru tak začne docházet k postupné akceleraci na cílovou rychlost, kterou je minimální obratová rychlost (ta následně umožňuje zatáčku o úhlu náklonu až 40 stupňů – odpovídá násobku 1,3g). Pokud dojde k přetažení letounu v konfiguraci s vysunutými klapkami, tak při zpomalování pod minimální obratovou rychlost dojde k zablokování vyvažování letounu „nose-up“ – čili již není možné letoun vyvažovat tak, aby se tím zhoršily jeho charakteristiky při zábraně pádu. Následně dojde k aktivaci tzv. „sticku shakeru“, čili rozvibrování sloupku řízení a vybrání pádu. [11]

Další ochranou, jaká je v tomto režimu dostupná, je ochrana dotykem ocasní části s dráhou, ke které může dojít během vzletu, případně během přistání. Tento systém známe taktéž pod anglickým názvem „Tail-Strike Protection“. Jedná se tedy o obdobný systém, jaký můžeme nalézt i u dalšího letounu, který je rozebírán v této práci a to ERJ190. Tento systém funguje autonomně a o jeho činnosti není posádka nikterak vizuálně či aurálně informována. Princip jeho činnosti je založen na výpočtu, který provádí primární letový počítač PFC, který může určit, zda reálně hrozí možnost dotyku s dráhou při rotaci, případně podrovnání během přistání. Pokud PFC určí, že je bezprostřední hrozba doteku s dráhou, tak zmenší výchylku výškového kormidla. Tato protekce nesnižuje vzletovou výkonnost a pilot ji může přemoci tím, že zvýší dále tlak na sloupek řízení. Jak bude ještě zmíněno, tak tato ochrana je dostupná pouze v normálním módu, ve kterém není výpočet potřebné výchylky určité plošky řízení nikterak degradovaný. [12]

Taktéž je dostupný systém, který mírně liší sílu, kterou lze pocítit na výškovém kormidlu, tedy „Elevator variable feel“ – jedná se o systém, který chrání výškové kormidlo před příliš velkou výchylkou, která by mohla vést k jeho destrukci. Systém funguje tak, že počítače PFC počítají potřebný výstup pro tento systém na základě rychlosti letounu. Pokud tedy dochází k přírůstku rychlosti, tak výstup z PFC zvýší potřebnou sílu na sloupek řízení, kterou musí pilot překonat pro konkrétní manévr. Vyšší síla na sloupku řízení chrání výškové kormidlo před příliš velkou výchylkou na vysoké rychlosti. V secondary a direct módu využívá tento systém pro svůj výstup místo rychlosti aktuální polohu klapek, což znamená, že pokud jsou klapky v jiné konfiguraci než pro let

v hladině, tak se snižují síly v řízení tak, aby odpovídaly silám, které jsou potřebné při přiblížení a přistání. [11]

V normal mode systém poskytuje taktéž kompenzace pro možné změny podélného sklonu. To znamená, že pokud dojde ke změně polohy spojlerů, klapek nebo slotů, tak systém sám vyhodnotí potřebnou výchylku výškového kormidla tak, aby nedošlo ke změně polohy podélného sklonu letounu. Stejně tak zamezí pylonovému efektu, který by díky změnám tahu motoru opět tento úhel změnil. Tato kompenzace je známa jako kompenzace podélného sklonu (Pitch compensation) a je dostupná pouze v normálním režimu. [11]

Podobně jako u většiny moderních dopravních letadel, tak ani u B787 není nutné koordinovat směrové pedály (směrové kormidlo) dle úhlu náběhu. Respektive, je tak učiněno automaticky tak, aby nedocházelo ke skluzové nebo výkluzové zatáčce. Pokud by pilot působil taktéž společně na směrové pedály, tak systém porovnává tyto vstupy s vypočítanými. S větší výchylkou směrového pedálu se taktéž zvětšují síly, které je nutné vyvinout. Ty se však nemění s narůstající rychlostí. Požadavek je takový, aby letová posádka měla plnou autoritu nad letadlem v případě přistání se silným bočním větrem anebo při ztrátě motoru. Systém využívá v normálním módu taktéž funkci, která je známá jako „Assymetry compensation“, tedy kompenzaci asymetrie, která může vzniknout například při vzletu se silným bočním nárazovitým větrem. V takovém případě si systém sám určuje a počítá korekce, které je nutné aplikovat na směrové kormidlo tak, aby došlo k vyloučení vlivu větru. Zároveň se však udává, že v určitých případech může být taktéž nutná další výchylka, kterou musí již vyvinout letová posádka. Tato funkce může zároveň napomáhat vylučování asymetrického momentu, který by byl způsoben ztrátou jednoho motoru. Tato ochrana funguje typicky od rychlosti 60 uzlů a při ztrátě motoru poskytuje korekce směrového kormidla tak, aby nedošlo, byť k částečné rotaci letounu kolem jeho svislé osy. V takovém případě se taktéž pohybují i směrové pedály tak, aby si pilot byl vědom, že dochází k vylučování asymetrického momentu. Je taktéž nutné dodat, že podobně jako v předchozím případě, nemusí být vylučování zcela kompletní. Filosofie je však taková, že posádka může v případě potřeby přemoci tyto signály a mít nad letadlem kompletní kontrolu. [11]

Během letu se kromě momentů kolem svislé osy mohou přidávat i další momenty, které mohou mít vliv na klonění letounu. V takovém případě taktéž dochází kromě směrových i k laterálním korekcím tak, aby bylo letadlo například v zatáčce koordinované. Pilot si může takovou situaci například ověřit kromě pohybu směrových pedálů taktéž pohledem

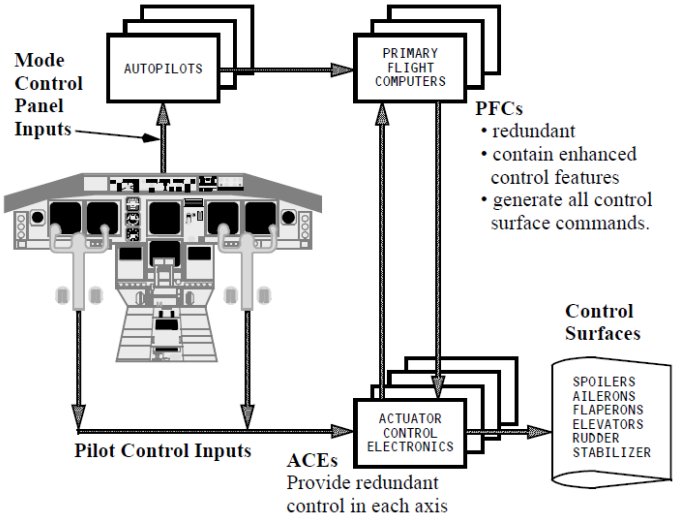
na displej EICAS, kde může dojít ke změně v poloze směrového vyvážení „Rudder trim“. Pokud by docházelo k velkým výchylkám, tak indikace na displeji EICAS může být doplněna nápisem varujícím o asymetrii v klonění či zatáčení - „ROLL/YAW ASSYMETRY“, případně „ROLL LEFT/RIGHT AUTHORITY“ pokud by docházelo k mimořádně velkým výchylkám pro kompenzaci příslušných momentů. Tyto korekce asymetrických momentů jsou dostupné pouze v normálním režimu a posádka letadla je může přemoci díky sloupku řízení anebo směrovým pedálům. [12]

Funkcí, která není přímo spojená se systémem ochrany letové obálky, ale která taktéž zásadně napomáhá posádce letadla v řízení, je funkce známá jako „autodrag“, která by se dala volně přeložit jako automatické řízení odporu. Tato funkce automaticky zajišťuje vychýlení obou křidélek nahoru společně s dvěma vnějšími spojlery tak, aby se udržovala konstantní rychlost. Tato funkce je však pouze aktivní, pokud jsou motory na volnoběhu a vztlaková mechanizace v konfiguraci 25 anebo FULL, čili při plné výchylce vztlakové mechanizace. Primárním účelem je udržení, případně nalétnutí optimální sestupové roviny (např. Instrument Landing System), pokud se letoun nachází nad ideálním úhlem sestupu. Tato funkce je však typicky zablokována, pokud se letoun nachází dle radiovýškoměru v absolutní výšce nižší jak 500 stop tak, aby nedocházelo k její aktivaci například při podrovnání letounu při přistání. Letová posádka si pak může ověřit polohu křidélek a spojlerů pohledem na „synoptic display“ – na displeji, který zobrazuje typicky systémy letadla. Tato funkce je aktivní pouze v normálním režimu a lze se s ní setkat během automatického i manuálního přistání. [11]

Poslední funkcí, s jakou se můžeme setkat na tomto letounu v normálním režimu je funkce modifikace podélného sklonu pro přistání – „Landing Attitude Modifier“ (LAM). Tato funkce zvýší podélný sklon letounu v případě, že dojde k vysunutí klapek na vyšších rychlostech. Dojde k tomu díky kladné výchylce určitých prvků laterálního řízení. Díky tomu bude křídlo produkovat nižší vztlak. Díky zvýšení podélného sklonu můžeme detekovat na určité části letounu třepetání, známé taktéž jako „buffeting“. S touto funkcí není spojena žádná indikace. Piloti letounu si tak nemohou ověřit správnost funkčnosti této funkce. [11]

V této kapitole lze taktéž uvést systém, který můžeme nalézt mimo jiné například i na B737 a který redukuje výchylku klapek, případně brání jejich většímu vychýlení nad určitou rychlostí – jedná se o systém „Flap/Slat Load Relief“, čili systém, jenž brání poškození klapek vlivem přílišné rychlosti. Tento systém je aktivní od chvíle, kdy jsou klapky v poloze 15 až 30. Pokud na některé z pozic, která přísluší tomuto rozsahu

výchylek, dojde k překročení maximální rychlosti pro danou pozici, tak systém automaticky sníží výchylku na bezpečnou pozici. V tomto okamžiku taktéž dojde k zobrazení „LOAD RELIEF“ na displeji EICAS, který upozorňuje posádku na to, že došlo vlivem příliš vysoké rychlosti k automatické změně polohy klapek. Jakmile opět rychlost poklesne na bezpečnou hranici, tak se klapky opětovně vysunou do původní pozice. [12]



Obrázek 24 Algoritmus B787 v normal mode [11]

Na závěr této kapitoly bych zmínil obecný koncept, k jakému přistupuje firma Boeing v případě letové obálky, který je, že pilot má podobně jako například u Embraeru hlavní autoritu nad počítačem. Pakliže by došlo k překročení letové obálky, tak obecně může dojít ke změně sil v řízení, vizuálnímu anebo zvukovému varování indikujícímu překročení letové obálky.

2.2.2.2 Secondary mode

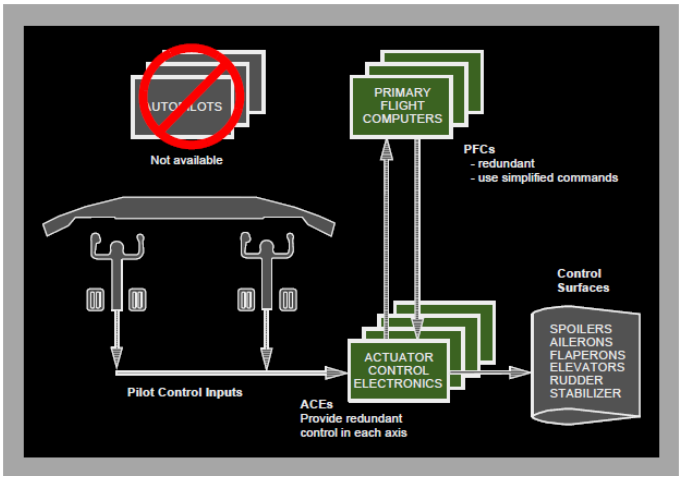
Počítače PFC se degradují do secondary mode, pokud jsou nedostačující inerciální anebo aerometrická data, která by jinak normálně podporovala všechny funkce normal mode.
Obecně lze říct, že systém se taktéž degraduje do secondary mode pokud:

- centrální hydraulický systém selže
- plošky řízení se pohybují na 50% jejich normální rychlosti (indikuje problém s hydraulickou soustavou)
- při zjištění asymetrie nebo závadě na klapkách/slotech
- nežádoucím pohybu klapky/slotu

Jak již bylo nastíněno, tak k degradaci PFC do secondary mode dojde taktéž v případě, že počítače neznají aktuální polohu klapek anebo slotů. K tomu může dojít například pokud snímač polohy klapek přestane spolehlivě vysílat polohu vztlakové mechanizace. I v secondary mode přijímají ACE vstupy pilota do sloupku řízení a posílají tyto signály do třech počítačů PFC. V tomto případě pak PFC používají zjednodušeného výpočtu pro to, aby určily signál potřebný pro výchylku patřičné plošky řízení. Výsledky těchto zjednodušených výpočtů jsou následně zaslány opět do ACE, odkud putují do šoupátek příslušných plošek řídících orgánů. [11]

V tomto režimu nedochází ke ztrátě žádných prvků primárního ani sekundárního řízení, ovšem změnou je, že výškové a směrové kormidlo je v určitých rychlostech citlivější. Taktéž zde dochází k určité degradaci tlumiče bočních kmitů (yaw damper). Na displeji EICAS se zobrazí zpráva „FLIGHT CONTROL MODE“, která varuje letovou posádku o degradaci do sekundárního módu. Na rozdíl například od Embraeru ERJ190, kde letová posádka může záměrně určit degradaci do nižšího módu řízení, tak na B787 tato funkce dostupná není, což tedy znamená, že posádka zde sama svévolně nemůže přejít do sekundárního módu. Během normálního provozu poskytuje tlumič bočních kmitů kromě tlumení holandského kroku i koordinování zatáčky. Je zde taktéž dostupná funkce pro tlumení nárazů (gustů), známá jako „gust supression“ - částečné tlumení nárazů větru. K tlumení těchto nárazů taktéž napomáhají flaperony a výšková kormidla a to v módech ALT HOLD (udržování konkrétní výšky) a taktéž v módu VNAV (letoun letí dle vertikálního profilu vypočteným FMS), k tomuto tlumení a jeho koordinaci dochází naprosto automaticky. Tato funkce je však dostupná pouze v normal mode. [11]

Zde se pak dostáváme k první degradaci, ke které v secondary mode dochází a která byla již částečně nastíněna při zmínění degradace tlumiče bočních kmitů. Dochází zde totiž ke ztrátě poskytování koordinované zatáčky a taktéž tlumení nárazů větrů, což si posléze žádá od posádky aktivnější a „plnohodnotnější“ řízení letounu. Další a jednou z nejdůležitějších vlastností tohoto režimu je naprostá ztráta autopilota. V tomto režimu taktéž nejsou dostupné módy ochrany letové obálky anebo ochrana před „tail-strike“, tedy dotykem zadní částí letounu o dráhu při rotaci, případně podrovnání při přistání. Na spodním obrázku (25) můžeme vidět princip činnosti výpočtu potřebné výchylky plošky řízení v sekundárním režimu, ze kterého je plně vyřazen autopilot.

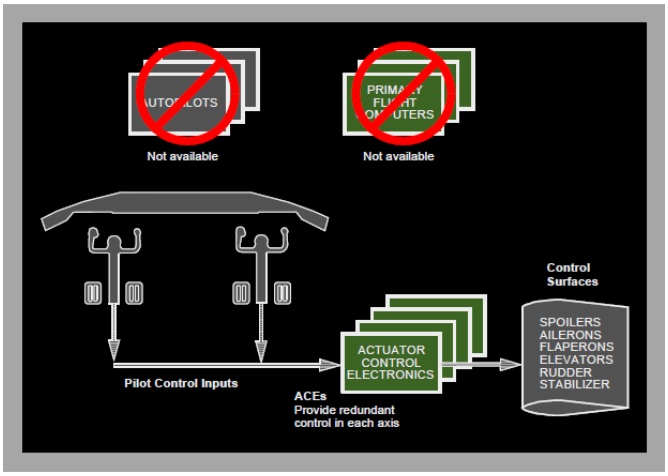


Obrázek 25 Algoritmus B787 v secondary mode [11]

2.2.2.3 Direct mode

Všechny ACE automaticky přecházejí do direct mode v případě, že dojde k plné ztrátě všech tří primárních letových počítačů PFC, případně dojde k přerušení komunikace s těmito počítači. Na rozdíl od secondary mode, který posádka nemůže sama zvolit manuálně, tak do direct mode již sama záměrně přejít může. Lze tak učinit přepnutím primárních letových počítačů PFC do polohy DISC. Tím dojde k odpojení těchto počítačů z výpočtu, ACE již nedostávají informaci o jejich činnosti a celý systém je tak degradován do přímého módu. V tomto režimu již nedochází ani k zjednodušenému výpočtu PFC pro určení polohy plošky řízení. Vstup pilota na sloupek řízení je zde přímo přenášen přes ACE na šoupátka příslušné plošky řízení. Samozřejmě i přesto, že došlo k rozsáhlé degradaci systémů řízení, je letoun stále plně kontrolovatelný a bezpečný pro to, aby mohlo dojít k přistání. Kvalita a přesnost řízení letounu se v tomto režimu dokonce neliší nijak zásadně od sekundárního módu. O tomto režimu je posádka informována na displeji EICAS zprávou „PRI FLIGHT COMPUTERS“ (upozorňuje na ztrátu primárních

letových počítačů). Kromě toho, že jsou v tomto režimu tedy nedostupné primární počítače, je zbylá degradace systémů velmi obdobná sekundárnímu režimu. Je tedy stále nedostupný autopilot, tlumič bočních kmitů neposkytuje koordinování zatáčky a tlumení nárazů větru, je taktéž nedostupný systém ochrany letové obálky a ochrana před dotykem s dráhou při rotaci, případně podrovnání. [12]

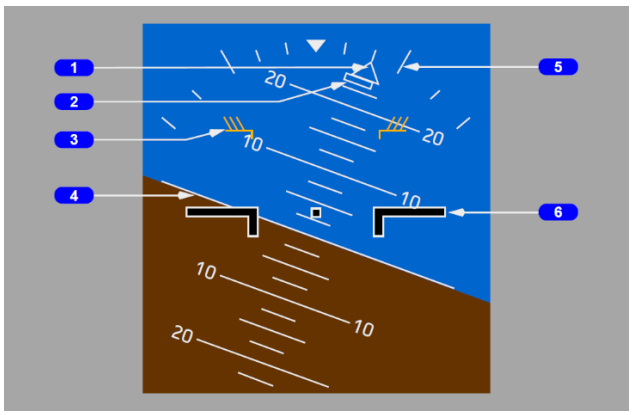


Obrázek 26 Algoritmus B787 v direct mode [11]

Jak můžeme tedy vidět na horním obrázku popisující činnost v direct mode, tak můžeme odečíst, že z výpočtu výsledné polohy plošky jsou zcela vynechány primární počítače PFC a z algoritmu je taktéž podobně jako v sekundárním režimu zcela vynechán autopilot. [11]

2.2.2.4 Pasivní indikace

K zjištění případného překročení letové obálky slouží posádce jako primární indikace přístroj PFD, který na letounu B787 funguje obdobně a poskytuje podobná zobrazení jako ostatní moderní PFD.



Obrázek 27 EADI na B787 [11]

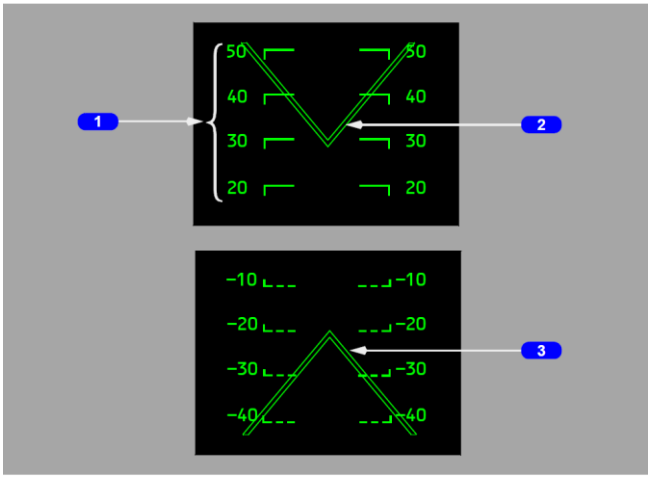
Na předchozím obrázku (obrázek 4.5) můžeme vidět elektronický indikátor polohy letadla Electronic Attitude Display Indicator (EADI). Z obrázku můžeme rozpoznat, že letoun je v levém 20 stupňovém náklonu. Podobně jako u moderních koncepcí se i zde využívá koncept tzv. obrazového realismu, kdy se pohybuje horizont a ne letadélko (6), jehož poloha vůči horizontu (4) je počítána inerciálními systémy. V horní části můžeme vidět výseč, která indikuje přesný úhel náklonu. Vyplněný trojúhelníček znázorňuje let bez záklonu. Další čárky na každou stranu indikují náklon v hodnotách 10, 20, 30, 45 a 60 stupňů. Číslo 1 tedy znázorňuje přesný úhel náklonu, který má v běžném provozu bílou barvu. Jakmile by však došlo k překročení úhlu náklonu přes hodnotu 35 stupňů, tak indikátor změní barvu na jantarovou (amber). Přímo pod indikací úhlu náklonu můžeme vidět „skluzoměr“, který indikuje skluzovou, případně výkluzovou zatáčku. Pokud by výchylka skluzu/výkluzu dosáhla plné výchylky, tak taktéž tato indikace změní barvu na jantarovou. Na konec číslo 3 znázorňuje úhel podélného sklonu, při kterém by v aktuální situaci a konfiguraci došlo k rozvibrování sloupku řízení. Jeho maximální hodnota je limitována 30 stupni a je zobrazen pouze v případě, kdy letoun letí v konfiguraci minimálně s částečně vysunutými klapkami, případně bez klapek na malé rychlosti.

Obrázek 28 Thrust Assymetry Protection [11]

Poměrně speciální funkcí, která je taktéž dostupná na letounu B787, je ochrana před nesymetrickým tahem letounu. Vyobrazení této funkce můžeme vidět na horním obrázku, zcela konkrétně se jedná o číslo 2. Červená mřížka zde indikuje rychlost VMCA pro let s asymetrickým tahem motoru. [18]

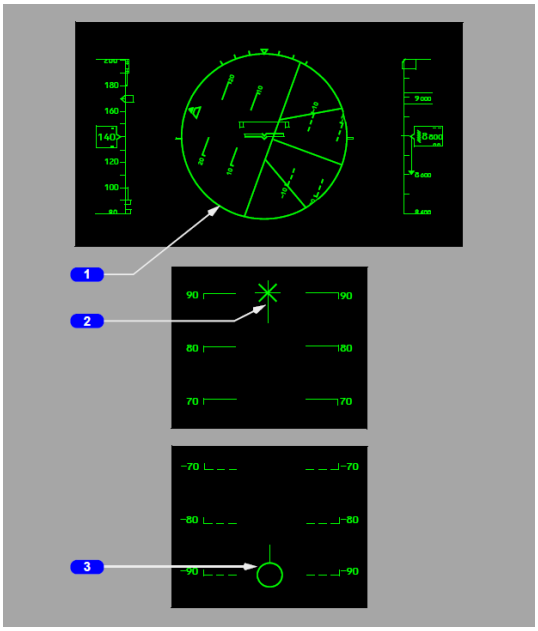
Jelikož je na letounu B787 využíváno konceptů, jenž mají za cíl snížit čas „head-down“, tedy kdy posádka přichází o situační povědomí tím, že má skloněnou hlavu, tak můžu

uvést jako názornou ukázku překročení letové obálky displej „Head-up“. Jedná se o průhledný displej, který je umístěn před čelním sklem tak, aby pilot měl možnost odečítat veškeré hodnoty spojené primárně s řízením letounu tak, aby byl maximálně redukován čas, kdy má pilot skloněnou hlavu. Běžnou indikací je například rychlost nebo aktuální poloha letadla vůči horizontu, jsou velmi obdobné indikacím na klasickém EADI v rámci PFD. Proto se budu věnovat pouze odlišnostem a speciálním indikacím, které jsou spojeny s displejem Head-up. [11]



Obrázek 29 Head-up se „chevrony“ [11]

Na horním příkladu můžeme vidět „chevrony“ (obrácené V), které indikují přílišný podélný sklon. V horní části přílišné stoupání, v dolní přílišné klesání. Pilot má tak díky tomu další informaci o nezvyklé poloze, která by mohla vést k překročení letové obálky.

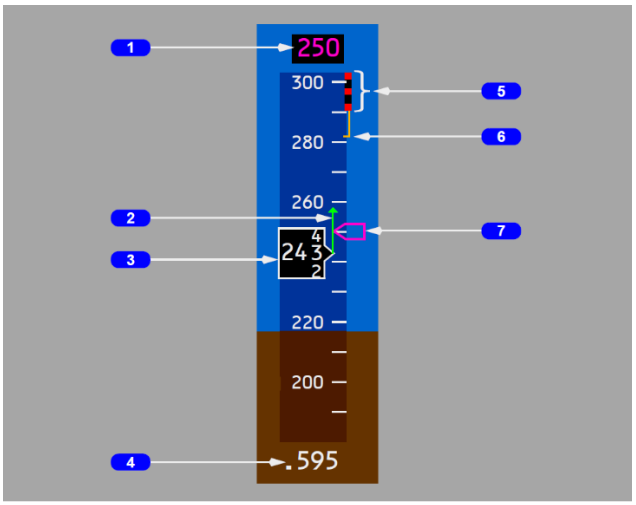


Obrázek 30 Head-up – nezvyklá poloha [11]

Zde, na obrázku (30) můžeme vidět další možnou indikaci, která ukazuje nezvyklou polohu, na kterou je nutné okamžitě reagovat. Číslo 1 indikuje právě přímo nezvyklou polohu (jedná se o znázornění kruhu), které se objeví v případě, že letoun letí s úhlem náklonu 55 stupňů kterýmkoliv směrem, klesá více jak 20 stupňů anebo stoupá více jak 35 stupňů vůči horizontu. Tato indikace zůstane znázorněna ještě 5 sekund poté, co je nezvyklá poloha vybrána a podélný sklon letounu se nachází mezi -5 až +10 stupni anebo je úhel náklonu menší jak 10 stupňů po dobu 5 sekund. [11]

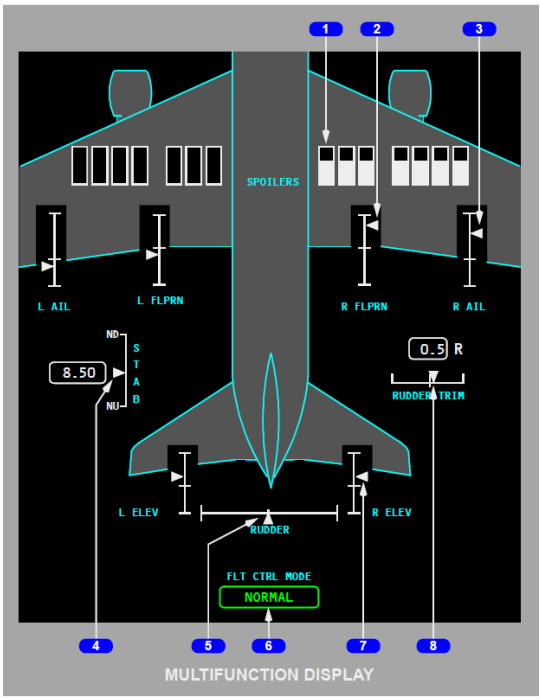
Na dalším obrázku můžeme vidět rychloměr, nebo-li „speedtape“, který se nachází v levé části PFD. Můžeme zde vidět aktuální a nastavenou rychlost nebo aktuální Machovo číslo. Pro potřeby této práce budou však důležitá zejména čísla 5 a 6. Hodnota 6 označuje maximální rychlost, která může být limitována hodnotou VMO/MMO, maximální rychlostí pro let s vysunutým podvozkem anebo vztlakovou konfigurací. Je nutné dodat, že přesná limitní hodnota se nachází na nejspodnější červené hodnotě. Číslo 5 je pak maximální obratová rychlost, která umožňuje zatáčku o násobku 1,3g tak, aby nedošlo k vysokorychlostnímu třepetání. Obvykle tato hodnota umožňuje zatáčku o náklonu 40 stupňů. Podobně jako u maximální rychlosti VMO/MMO, tak i maximální obratová rychlost je dána nejspodnější žlutou hodnotou na rychloměru. Pokud by došlo k překročení například právě rychlosti VMO/MMO dojde dle konceptu „dark and quiet cockpit“ (pokud nic nesvítí a není „nic slyšet“, nedochází k žádnému problému) k světelné i aurální indikaci varující před problémem, vyžadující okamžitou akci, v tomto

případě překročení letové obálky. [4] Rychloměr, respektive „speed tape“ můžeme vidět na obrázku 31.



Obrázek 31 Rychloměr na PFD B787 [11]

Kromě rychloměru, případně obecně displeje PFD, kde může pilot odečíst přímo případné překročení letové obálky, se dá taktéž stav celého systému odečíst na multifunkčním displeji. Zde může pilot vidět polohu jednotlivých plošek řízení a ve spodní části pak přímo odečíst, v jakém režimu se aktuálně celý systém nachází.



Obrázek 32 Multifunkční displej v normal mode [11]

Na tomto obrázku (obrázek 32) můžeme tedy vidět multifunkční displej tak, jak se nachází na letounu B787, zde je vyobrazen v normálním režimu, což můžeme vidět ve spodní části obrazovky (6). Kromě toho zde můžeme vidět pozice spojlerů (1), flaperonů (2), křidélek (3), horizontálního stabilizátoru (4). Taktéž polohy směrového kormidla (5), výškového kormidla (7) a směrového vyvážení (8). Tato konstelace tedy zobrazuje, že veškeré systémy fungují tak, jak mají a nedošlo k žádné degradaci. Pokud by však došlo k určitému problému, který by znamenal přesun z normálního režimu do sekundárního nebo direct módu, tak by se změnila indikace určitých plošek a stav celého systému.

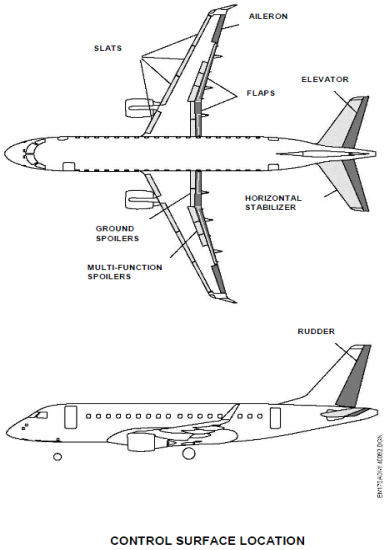
2.3 Embraer ERJ170/190

V následující kapitole dojde k popisu systému řízení a ochrany letové obálky letounu Embraer ERJ170/190. Dalo by se říct, že tato společnost z Brazílie se přístupem k ochraně letové obálky nachází na pomezí mezi přístupem firmy Boeing a Airbus. Zatím co americká společnost Boeing přistupuje k ochraně letové obálky tak, aby měla posádka větší „volnost“ a sází spíše pouze na pasivní ochranu, tak Embraer do svých letounů implementuje prvky aktivní ochrany, podobně jako Airbus. Avšak je nutné zdůraznit, že konečná filosofie firmy Embraer je, že pilot má vždy autoritu nad počítačem. [15] Podobně jako v ostatních kapitolách dojde k relativně podrobnému popisu systému řízení, který má přímou vazbu na systémy ochrany letové obálky a je tak důležité obecně rozumět i jemu.

2.3.1 Systémy řízení

Podobně jako u ostatních letadel, tak i Embraer ERJ170 a 190 má základní rozdělení systémů řízení na primární a sekundární, na které se dále vážou jejich patřičné komponenty. Systém primárního řízení se skládá z výškového kormidla, směrového kormidla a pro řízení příčného náklonu se využívá křidélek a multifunkčních spojlerů. V sekundárním řízení je začleněn horizontální stabilizátor, klapky a sloty, multifunkční a pozemní spojlery. O pohyb konkrétní primární plošky řízení se starají hydraulická šoupátka, která se v terminologii společnosti Embraer označují taktéž jako Výkonné řídící jednotky (Power Control Unit). Výjimkou jsou křidélka, pro jejichž řízení bylo použito klasických mechanických kabelů, které vedou od sloupku řízení k hydro-mechanickému šoupátku PCU. Výškové kormidlo, směrové kormidlo, multifunkční spojlery a zástupci sekundárního systémů řízení využívají moderní koncept elektronického řízení, tedy FBW. V konceptu FBW rozlišujeme v systémech primárního řízení letounu dále dvě

důležité části a to Primární elektronické řídící šoupátko, známé jako Primary Actuator Control Electronics (P-ACE) a dále Letový Řídící Modul, v anglické literatuře označovaný jako Flight Control Module (FCM). Tyto dvě jednotky ovládají příslušné hydraulické nebo hydro-mechanické šoupátko. [13]

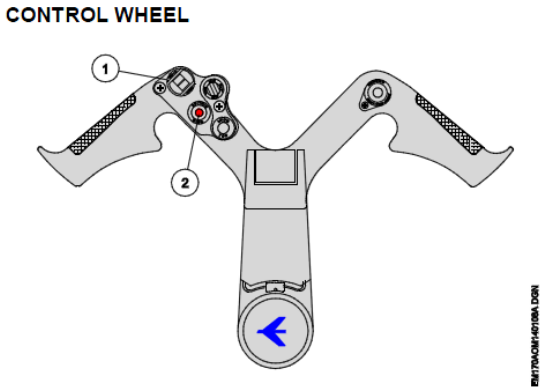


Obrázek 33 Prvky primárního a sekundárního řízení na ERJ-170 [13]

Jak můžeme vidět na předešlém obrázku 33, tak rozložení prvků primárního a sekundárního řízení se nikterak zásadně neliší od ostatních moderních dopravních letadel. Pro řízení podélného sklonu se využívá dvou výškových kormidel a horizontálního stabilizátoru. Pro řízení kolem svislé osy se využívá směrového kormidla a pro klonění letounu celkem dvě křidélka a multifunkční spojlery, které se dají vysunout za letu symetricky jako vzdušná brzda (speedbrake) anebo asymetricky pro náklon letounu během vysokých rychlostí, což snižuje možnost vzniku rozkmitání křídel, tedy jevu, který známe již jako flutter. Vztlakovou mechanizaci na odtokové hraně letounu zajišťují celkem čtyři sady klapek a na náběžné hraně křídla potom čtyři sady slotů na každém křídle. [15]

Společnost Embraer je taktéž poměrně typická tím, že pro svá letadla používá poměrně netypický sloupek řízení, který můžeme vidět na obrázku 34. Nachází se zde ovšem tradiční tlačítka, zcela konkrétně se jedná o vyvažování podélného sklonu (1) a dále o tlačítko odpojení autopilota (2). Ve filosofii Embraeru má vyvažování na straně kapitána prioritu. Kromě toho je sloupek řízení taktéž vybaven tlačítkem pro komunikaci (MIC) a tlačítkem „Touch Control Steering“ (TCS), které pokud dojde k jeho aktivaci odpojí kanál

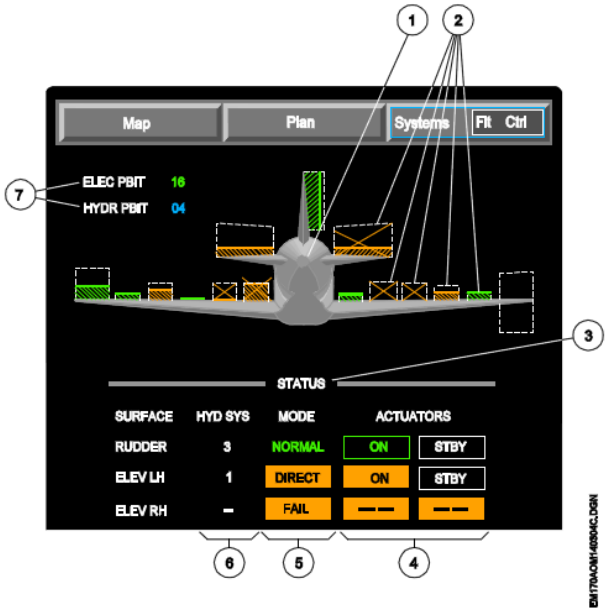
autopilota a dokud je tlačítko drženo v aktivní poloze, tak pilot může příslušný manévr sám provést. Po deaktivaci tohoto tlačítka dojde opět k aktivaci kanálu autopilota. [4]



Obrázek 34 Sloupek řízení ERJ-170 [13]

Ovládání klapek, slotů a spojlerů je zde umístěné obdobně jako u ostatních kabin moderních letadel. Páčka pro nastavení klapek a slotů se nachází blíže sedačce prvního důstojníka. Poloha slotů se zde váže na polohu klapek, což znamená, že pokud vysuneme klapky do konkrétní polohy, tak se vysune i příslušná mechanizace na náběžné hraně. Maximální možný úhel nastavení klapek je 37 stupňů pro letoun ERJ-190 a 35 stupňů pro letoun ERJ-170. Maximální výchylka slotů je pak 25 stupňů. Pro potřeby například funkce bránící dotyku s dráhou při vzletu a podrovnání během přistání, označovanou jako „Tail-Strike Avoidance“ (TSA) je dobré uvést, že páka ovládání vztlakové mechanizace má celkem 6 poloh (0, 1, 2, 3, 4, 5, FULL). Kdy zejména polohy 5 a FULL jsou důležité u protekce známé jako TSA. Pro přistání je využívá potom zejména poloha 5. (výchylka klapek 20 stupňů a slotů 25 stupňů). Ovládání multifunkčních spojlerů je umístěné blíže kapitánovi a úhel vysunutí spojlerů je úměrný poloze páčky. [13] Na rozdíl například od letounu B737 není ERJ-170 vybaven systémem autoslat, který může modifikovat polohu slotů v závislosti na úhlu náběhu. Nicméně poměrně specifickou funkcí je vybaven letoun ERJ-190, který má možnost využití automatického vysouvání spojlerů. Tato funkce se nazývá „steep approach“, tedy funkce pro prudké přiblížení. Po aktivaci této funkce se vysouvají spojlery v závislosti na podélném sklonu letounu. Této funkce využívají některé společnosti například při přiblížení na letiště London city, kde je velmi prudká sestupová rovina a spojlery tak

pomáhají korigovat rychlost tak, aby nedošlo mimo jiné například právě k porušení letové obálky překročením rychlosti. [19]



Obrázek 35 Multifunkční displej [13]

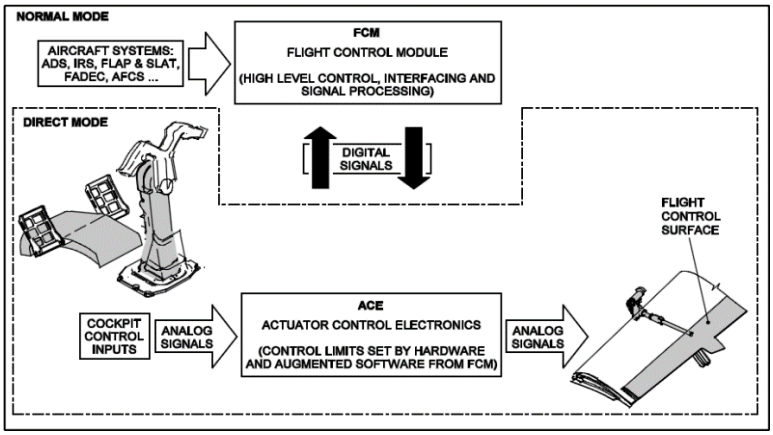
Příslušnou polohu dané plošky může letová posádka zkontrolovat na multifunkčním displeji, který můžeme vidět na předešlém obrázku (obrázek 35). Je zde možné odečíst polohy příslušných plošek, stav jejich šoupátek anebo zda se patřičný systém nachází v normal mode, anebo direct mode. Na středu obrazovku můžeme vidět znázornění letounu (1). Číslo 2 pak obecně značí status a polohu jednotlivých plošek řízení. Pokud je ploška plně vysunuta, je zobrazen zelený obdélníček. Levé výškové kormidlo, jehož obdélníček je z poloviny šrafovaně oranžový, značí, že systém tohoto kormidla byl degradován do přímého módu. Pravé výškové kormidlo pak indikuje, že z důvodu určité závady není možné měnit jeho polohu. Podobné indikace pak můžeme vidět u některých spojlerů a křidélek. Nápis „status“ (3) odděluje zobrazení letadla a aktuální stav příslušných systémů řízení. Číslo 4 indikuje stav šoupátek, č.5 pak stav konkrétního módu řízení (normální, přímý anebo chybu-fail), č.6 je hydraulický systém, jaký je využíván. Před letem je taktéž nutné vykonat test funkčnosti elektrických a hydraulických součástí řízení – Hydraulic/Electronic Power Up Built In Test (ELEC PBIT, HYDR PBIT). Zatímco ELEC PBIT testuje a ověřuje případné chyby v Letovém řídícím modulu (FCM) a dalších částech elektrického systému, tak HYDR PBIT testuje funkčnost hydraulických šoupátek. Tento test trvá obvykle jednu minutu a nesmí být přerušen například pohybem jednotlivých plošek řízení. Stav těchto testů může pilot odečíst v levé horní části multifunkčního displeje na stránce FLT CTRL, na horním obrázku je označen číslem 7.

Letouny ERJ170/190 jsou taktéž typické tím, že využívají moderní technologie FBW. Jak již bylo zmíněno v předchozích kapitolách, tak technologie FBW má zejména zpřesnit řízení tím, že místo kabelů, případně jiného mechanického vedení využívá elektronického přenosu informace, kromě toho je taktéž dalším benefitem nižší hmotnost. Tento koncept využívá právě taktéž ERJ190.

Dohromady se tento systém zde skládá ze čtyř Letových Řídících Modulů (FCM) a dále devíti elektronicky řízených šoupátek - Actuator Control Electronics (ACE). Ty se dělí dále na tři primární P-ACE, dva pro sloty a klapky SF-ACE, jeden pro horizontální stabilizátor HS-ACE, a na konec tři pro ovládání spojlerů S-ACE. Obecně se dá říct, že ACE spojuje elektronický sloupek řízení s příslušnou ploškou řízení, poskytuje přímý analogový signál, například výškovému kormidlu. Nyní bych pro správné pochopení jednotlivých módu ochrany letové obálky principiálně popsal jednotlivé jednotky ACE, tak jak byly vyjmenovány. Jak již bylo zmíněno, v letadle se nachází celkem devět jednotek ACE, které rozlišujeme do čtyř základních druhů. [13]

Vůbec prvním je systém primárního elektronického řízení (P-ACE), který tedy slouží k řízení směrového a výškového kormidla. Celkem se zde nachází tři tyto počítače, z nichž dva se nachází v přední části letadla a třetí v zadní části. Všechny tyto počítače mají dva kanály, jeden pracuje jako aktivní a druhý je záložní. Dalším prvkem, který bude obecně popsán je elektronicky řízené šoupátko pro pohánění slotů a klapek, v anglické literatuře označené jako „Slat/Flap Actuator Control Electronics“ (SF-ACE), který se stará o řízení polohy slotů a klapek. Podobně jako P-ACE pracuje se dvěma kanály. V tomto případě je ovšem jeden určen výhradně řízení klapek a druhý pro řízení slotů. Tento počítač se nachází ve střední části letadla společně s dalším uložením elektronických systémů. Posledními dvěma počítači jsou nejprve elektricky vedené ovládání horizontálního stablizátoru – „Horizontal Stabilizer Control Electronics“ (HS-ACE) a elektronické řízení spojlerů – „Spoiler Actuator Control Electronics“ (S-ACE), první zmíněný je určen pro řízení horizontálního stabilizátoru a pracuje s dvěma kanály. Druhý, S-ACE, je určen pro řízení multifunkčních spojlerů a je součástí Letového řídícího modulu (FCM), což je poslední prvek, který zbývá v systému FWB ERJ-190 rozebrat. FCM poskytuje softwarovou asistenci P-ACE a jeho funkčnost je vyžadována v normálním režimu operace systémů řízení letounu. Jednotky FCM jsou spojené s P-ACE přes společnou rozvodnou sběrnici, označovanou jako „Controller Area Network Bus“ (CAN-BUS), který poskytuje digitální signály pro P-ACE, které se kombinují se vstupy pilota. Tento proces slouží pro úpravu vstupu pilota přes sloupek řízení během

různých rychlostí a poskytuje funkce, které budou ještě dále popsány. [13] Obecné schéma systému FWB na letounu ERJ190 můžeme vidět na obrázku 5.4.



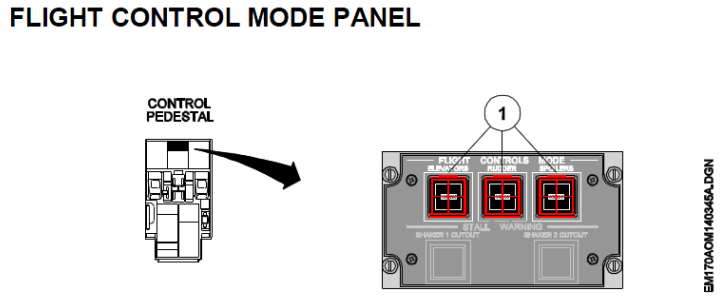
Obrázek 36 Principiální schéma systému FBW ERJ-190 [13]

Systém u FWB u letounu ERJ-190 je taktéž velmi typický tím, že má záložní baterii, která je určena výhradně pro potřeby technologie FWB pro případ problému, který je hodnocen jako extrémně nepravděpodobný. Pod takovým problémem je myšlena kompletní ztráta elektrického systému, včetně jeho záloh. Tato baterie slouží pro pohon šoupátek výškového a směrového kormidla alespoň pro 15 minut. Není zde žádná zpráva, která by indikovala výpadek či problém s tímto záložním systémem. Tento záložní systém se skládá tedy z baterie a distribuční sběrnice. [13] Schéma FBW na ERJ190 můžeme vidět na obrázku 36.

2.3.2 Systémy ochrany letové obálky ERJ170/190

U letounu ERJ-190 rozlišujeme dva základní režimy control law, a to normal mode a direct mode. V normal mode je velmi důležitá přítomnost a funkčnost FCM, který poskytuje softwarová data o rychlostech a různých limitech jednotce P-ACE. V druhém režimu, který známe jako direct mode je klíčové vyřazení FCM z výpočtů. K takovému to stavu může dojít například kvůli ztrátě dat o rychlosti, případně přímo na popud letové posádky. Nedochází zde tak k určité úpravě signálu, který vyšle pilot přes sloupek řízení. Tento signál je tak místo toho poslán přímo na konkrétní plošky řízení letounu. Na obrázku 5.5 můžeme vidět, kterak můžou piloti záměrně zvolit degradaci z normálního módu do přímého. Tato tlačítka jsou pochopitelně chráněna, aby nedošlo k jejich mylné aktivaci. Pokud tak chce posádka záměrně přejít do normálního módu, musí sejmout ochranu patřičného tlačítka a po následné aktivaci dojde k přechodu příslušného

systému do direct mode (posádka může určit, zda dojde k degradaci pouze u systému řízení směrového kormidla, výškového kormidla nebo spojlerů). Tento panel můžeme vidět na obrázku 37.



Obrázek 37 Panel ovládání jednotlivých režimů řízení [13]

V následujícím odstavci bych se krátce věnoval jednotlivým prvkům, které jsou typické pro normal mode a následně i pro direct mode. V základním normal mode se můžeme setkat s:

- Omezením pohybu výškového kormidla podle rychlosti
- Synchronizací automatu tahu s výškovým kormidlem
- Limitací úhlu náběhu s využitím výškového kormidla
- Tlumením bočních kmitů (Yaw damper) a koordinace zatáček s AFCS
- Mach trimem jako funkce Machova čísla
- Aktivací spojlerů pro klonění dle rychlosti

V direct mode dojde k vyjmutí FCM z výpočtu a díky tomu tak nedochází k upravení vyslaného signálu, jenž se přenáší například ze sloupku řízení na příslušnou plošku řízení. K tomuto stavu může dojít například při ztrátě dat o rychlosti nebo při závadě na více ACE. Tento stav se rozlišuje zejména:

- Zásahem pilota do sloupku řízením, který je přímo přenesen na příslušnou plošku řízení
- Standartním nastavením control law

Jak již bylo zmíněno, posádka může přes panel ovládání módů řízení záměrně zvolit degradaci, případně se pokusit o resetování systému zpět do normal mode. K záměrné degradaci může dojít třeba v případě, že by modul FCM poskytoval špatné hodnoty příslušným ACE. Základní filosofie ochrany letové obálky, která se implementuje do letounů Embraer ERJ170 a ERJ190 je však taková, že pilot má vždy svrchní autoritu nad počítačem a FCM moduly nemohou přemoci vstupy letové posádky. Díky tomu tak může

pilot udělat v normal mode i direct mode jakýkoliv manévr si bude přát, v takovém případě pak dojde k zvukovému a vizuálnímu varování. [13]
V následujících odstavcích bude popsáno specifické ovládání výchylek výškového kormidla, která na tomto letounu se taktéž řadí mezi prvky ochran letové obálky. Letoun je řízen okolo příčné osy pomocí elektro-hydraulicky ovládaného výškového kormidla a elektromechanicky řízeného horizontálního stabilizátoru. Pilot ovládá výškové kormidlo pomocí sloupku řízení v normal i direct mode. Výškové kormidlo může být taktéž řízeno přes FCM pomocí autopilota. Dohromady je systém vybaven čtyřmi šoupátky PCU, které jsou řízeny nezávisle celkem čtyřmi kanály P-ACE, které tak poskytují patřičný analogový signál. Čtyři nezávislé jednotky FCM poskytují v normal mode limitaci úhlu náběhu, synchronizaci automatu tahu s výškovým kormidlem nebo menší výchylku výškového kormidla s nárůstem rychlosti. [15]

V normal mode je tak výchylka výškového kormidla nepřímo úměrná rychlosti, kdy se snižuje výchylka s nárůstem rychlosti. Tento prvek slouží pro snížení sil, které by bylo výškového kormidlo vystaveno a které by mohly vést až k jeho destrukci. K tomuto algoritmu je však zapotřebí přítomnost a plná funkčnost jednotky FCM. Pokud by došlo ke ztrátě informace o aktuální rychlosti letounu, tak jednotka FCM je vyloučena z výpočtu a příslušné P-ACE přejde do degradace do direct mode. V takovém případě již není dostupná limitace úhlu náběhu a taktéž právě snižování výchylky výškového kormidla s nárůstem rychlosti. Pokud dojde k degradaci do direct mode, tak kromě nedostupnosti výše zmíněných ochran, není dostupný ani autopilot, který jinak využívá pro svoji činnost právě FCM. [13]

Jedna ze základních funkcí, která je dostupná v základním normal mode je „Elevator Thrust Compensation Function“ (ETC). Jak bylo popsáno v předchozím odstavci, po degradaci do přímého módu o tuto funkci přicházíme. ETC je pomocný systém, který pomáhá posádce snižovat pracovní zatížení tím, že aplikuje lehké pohyby výškovým kormidlem místo změn tahu, kdy by vznikaly díky pylonovému efektu další momenty. To znamená, že automat tahu drží konstantní tah a dochází k lehkým změnám podélného sklonu, abychom udrželi přednastavenou rychlost. ETC je počítána díky FCM a je funkcí otáček nízkotlakého kompresoru (N1), Machova čísla a tlakové výšky. Výchylky výškového kormidla pro potřeby funkce ETC je limitována na 5 stupňů výchylky nahoru i dolů. Přesná hodnota výchylky je určena výpočtem FCM na základě odchylky aktuálního tahu od referenčního. [13] Pokud jeden anebo více senzorů, které jsou zapotřebí k výpočtu parametru ETC ztratí svoji funkčnost, tak o ETC přicházíme, což bude následně i indikována na displeji EICAS.

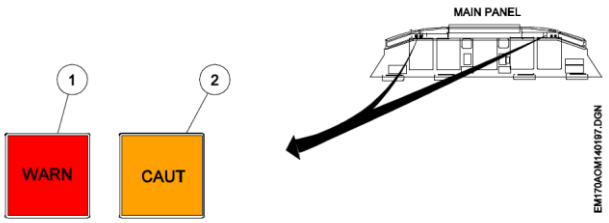
Ochrana, kterou lze na letounu ERJ170/190 považovat za aktivní, je ochrana před dotykem s dráhou „Tail-Strike Avoidance“ (TSA). Jedná se o koncept ochrany, která je typicky dostupná u moderních letadel využívající koncept technologie elektrického řízení FBW. Slouží primárně k tomu, aby se potlačilo riziko možného dotknutí dráhy zadní částí letadla při rotaci, případně při podrovnání během přistání. Funkce TSA toto provádí tak, že redukuje signál, který předá pilot přes sloupek řízení tak, aby byl na přiměřené hodnotě pro rotaci během vzletu (uvádí se, že optimální změna podélného sklonu je tři stupně za vteřinu). Maximální úhel podélného sklonu je pak funkcí aktuální absolutní výšky nad povrchem, mírně se však liší v závislosti na tom, zda se jedná o přiblížení případně vzlet. Při přiblížení se tato hodnota měří dvěma radiovýškoměry (tedy absolutní výšky mezi zemí a hlavním podvozkem). Při vzletu systém výšku odhaduje na základě hodnot poskytovaných variometrem. Důležité je zmínit, že o aktivování této funkce není letová posádka nijak informována.

Pro vzlet je tato hodnota umožněna ve výškách nižších jak 20 stop. Při vzletu je maximální možná výchylka výškového kormidla určena jako 8 stupňů. Při přistání je funkce TSA aktivována ve výšce nižší jak 70 stop. Je taktéž nutné mít klapky v poloze 5, případně v poloze FULL. Pro přistání je taktéž maximální negativní výchylka určena jako 8 stupňů, kdežto výchylka „pitch-up“ (pro stoupání) je v normálním módu limitována systémy FBW. Pokud by kvůli funkci TSA došlo k překročení předefinovaného úhlu náběhu, tak funkce TSA má až sekundární prioritu. Výchylky výškového kormidla, které jsou aplikovány pomocí funkce TSA však neposkytují plnou ochranu před dotykem zadní části letadla s dráhou. Pouze limitují výchylku výškového kormidla na 8 stupňů. Je nicméně doporučeno, aby bezprostředně po vzletu nedocházelo k překročení podélného sklonu většího jak 10 stupňů. Pokud by došlo k přistání nebo opakování přiblížení s klapkami v poloze 5 méně jak 5 minut po vzletu, tak funkce TSA ještě nebude dostupná.

2.3.3 Pasivní indikace

V této kapitole se budu zabývat zejména prvky pasivního varování, tedy indikacemi, které varují posádku o příslušném problému. Letoun je vybaven několika systémy varování, které poskytují informaci například o nesprávné konfiguraci, o závadách nebo o určitém překročení letové obálky. Jedná se zejména o zvuková a vizuální varování, která můžeme po upozornění „Master Warning“ případně „Master Caution“ (dle závažnosti daného problému), můžeme odečíst na primárním letovém displeji PFD, displeji EICAS, případně na MCDU. Systém EICAS poskytuje posádce čtyř-úrovňová varování, páté je pak určeno čistě pro údržbu. Kromě toho se zásadní měrou podílí

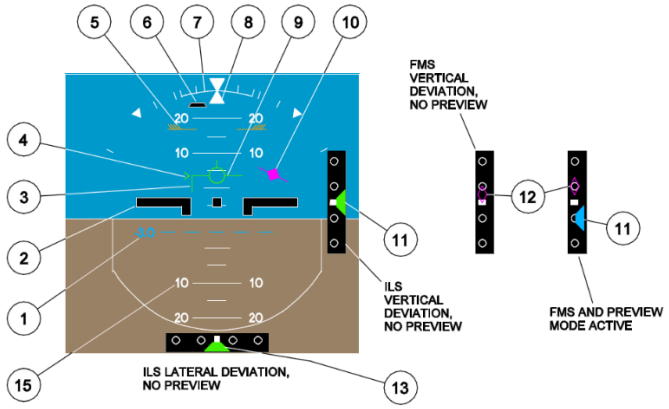
taktéž systém ochrany před pádem – „Stall Protection System“ (SPS), který v případě, že se letoun blíží pádové rychlosti rozechvěje sloupek řízení a poskytuje tak letové posádce další indikaci o možném překročení letové obálky.



Obrázek 38 Umístění tlačítek Master warning a Master caution [13]

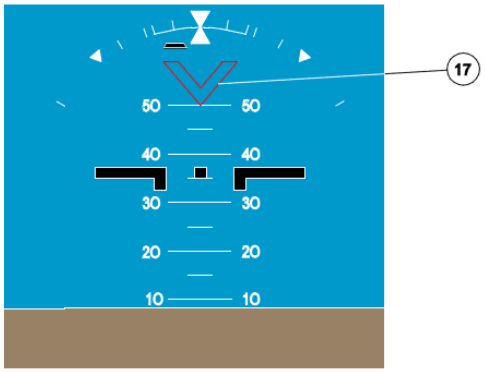
Na horním obrázku 38 můžeme vidět indikaci, která je asociována mimo jiné právě s určitým překročením letové obálky. Pakliže dojde k situaci, která si žádá okamžitý zásah posádky, jako je například překročení maximální provozní rychlosti VMO/MMO, tak kromě zvukového varování dojde k vysvícení červeného tlačítka Master Warning (1). Pokud by problém nebyl tak závažný, ale žádal by si i tak reakci posádky v blízké době, tak dojde k vysvícení oranžového tlačítka Master Caution (2). Toto tlačítko však obvykle není spojeno s překročením letové obálky, jelikož překročení právě například výše zmíněné maximální provozní rychlosti si žádá okamžitý zásah posádky.

Primární indikací pro pilota, který řídí letoun v podmínkách IMC je PFD. Je zde možné nalézt rychloměr, ADI, výškoměr, variometr, identifikaci radionavigačních zařízení, výšku nad zemí indikovanou radiovýškoměrem a podobně. Pro účel této práce je důležité, že zde můžeme vidět indikaci pádové, maximální rychlosti a aktuální polohy letadla vůči horizontu. V případě, že by letoun přišel o aerometrické údaje, tak může přejít do režimu, ve kterém se využívá pro přibližné určení rychlosti úhel náběhu (určení inerciálním systémem) a pro určení výšky systém GPS.



Obrázek 39 Provedení EADI na ERJ-170/190 [14]

Na horním obrázku 39 můžeme vidět elektronický displej EADI, kde můžeme odečíst několik indikací, pro účely této práce budou však popsány pouze ty, které přímo souvisí nebo by mohly souviset s překročením letové obálky. Číslo 2 indikuje symbol letadélka. Podobně jako téměř veškerá moderní letadla, tak i ERJ190 využívá princip tzv. obrazového realismu, kdy můžeme odečíst z displeje symbol pevného letadélka a pohyblivý horizont. V minulosti, zejména na sovětské technice se využíval opačný princip, který se nazýval princip pohyblivé části, ale vzhledem k tomu, že docházelo právě relativně často díky poměrně nejasné indikaci k překročení letové obálky, se od této koncepce upustilo. Velmi důležité je číslo 5, což je indikace omezení podélného sklonu letadla v aktuálních podmínkách, v anglické literatuře označovaný jako „Pitch Limit Indicator“ (PLI). Jedná se o porovnání aktuálního úhlu náběhu s úhlem náběhu, který by vyvolal aktivaci „stickshaker“, čili rozechvění sloupku řízení. Číslo 7 dále indikuje úhel náběhu v rozsahu do 60 stupňů, trojúhelníčky indikují úhel náklonu 45 stupňů a bílý oblouk napomáhá pilotovi, aby se vyhýbal prudkým zatáčkám – indikuje totiž úhel náklonu pouze do 17 stupňů, který se používá na letadlech se starší verzí avioniky. Na novější verzi je tento úhel snížen na 15 stupňů (původní verze avioniky byla označována jako 25.7, novější 27). Tato limitace však zobrazí pouze při zmáčknutí tlačítka „bank“, tedy pro aktivaci pasivní funkce, která pilotovi zdůrazňuje, aby letoun nenaklonil příliš moc. Tato funkce se obecně používá při vysazení motoru, případně ve velké výšce, pokud je autopilot nastaven do módu „HDG“, tedy do udržování konstantního magnetického směru.



Obrázek 40 Detekce neobvyklého podélného sklonu [13]

Číslo 17 označuje díky červenému obrácenému „V“, taktéž označovaném jako „chevron“, detekci nezvyklé polohy, tedy překročení určitého předefinovaného podélného sklonu. [13]

2.4 Boeing B737

Letoun Boeing B737 až do řady NG (New Generation) využíval výhradně pasivních prvků systémů ochrany letové obálky, tedy prvků, které pouze poskytují názornou indikaci o případném překročení letové obálky. Určitou výjimkou je poslední modifikace letounu B737, tedy řada MAX, která taktéž využívá systém MCAS, jenž můžeme označit jako určitou formu aktivní ochrany. Tento systém bude taktéž v této kapitole relativně podrobně rozebrán.

2.4.1 Systémy řízení B737

Letoun B737 využívá pro své řízení klasický sloupek řízení, který je mechanicky spojen hydraulickým šoupátkem, které následně modifikuje polohu patřičné plošky systému primárního řízení, tedy směrového kormidla, výškového kormidla a taktéž křidélek. Systém řízení je poháněn hydraulickým systémem A a B, oba tyto hydraulické systémy mohou pohánět primární řízení letounu nezávisle. Křidélka a výškové kormidlo lze taktéž pohánět čistě mechanicky. Směrové kormidlo můžeme ovládat ze záložního hydraulického systému, pakliže systémy A i B jsou nedostupné. [16]

Sekundární systémy řízení, jako klapky na odtokové hraně a Krugerova klapka na náběžné hraně, sloty, jsou poháněny hydraulickým systémem B. Pokud dojde ke ztrátě tohoto systému, tak klapky na odtokové hraně mohou být stále ovládány elektricky. Určitou změnou a novinkou je elektrické ovládání spoilerů na letounu B737 MAX, které bylo implementováno z důvodu nižší hmotnosti a vyšší přesnosti, která umožňuje lepší deceleraci letounu. [16]

2.4.2 Systémy ochrany letové obálky

Jak již bylo v úvodu nastíněno, tak letoun B737 neoplývá prvky aktivní ochrany letové obálky, jako například taktéž popsaný model společnosti Airbus, tedy letoun A320. Jedním z důvodů, proč na tomto letounu nebyly implementovány aktivní prvky systémů ochrany letové obálky je, že letouny B737 NG a MAX jsou modifikacemi původního letounu B737-100, který začal létat již v šedesátých letech dvacátého století, zcela konkrétně byl uveden do provozu v roce 1968. Pokud poté výrobce chce již provozovaný model modifikovat, tak může na již existujícím modelu provést pouze určitý počet změn – jinak by bylo nutné nový letoun certifikovat jako zcela nový model a certifikace je pak mnohem delší a finančně náročnější. Toto je jeden z důvodů, proč na letounech až do řady B737 NG můžeme najít pouze prvky pasivní ochrany, jako je například indikace pádové nebo maximální rychlosti, indikace blížící se pádové rychlosti pak bývá doplněna systémem známým jako „stick shaker“, tedy rozvibrování sloupku řízení v kabině pilota.

Za určitou formu ochrany můžeme označit systémy Mach trim a taktéž systém „flap load relief“, tedy systém snižující výchylku klapek při překročení určité rychlosti. Systém Mach trim je automatický systém, který pracuje zcela nezávisle, pilot jej tak obvykle nemůže vypnout, případně zapnout. Tento systém pracuje nad předem určeném Machově čísle, na letounu B737 typicky nad Machovým číslem 0.615. Systém pracuje tak, že příslušné počítače mění polohu výškových kormidel vzhledem k horizontálnímu stabilizátoru tak, aby letoun neměl tendence snižovat podélný sklon – na vysokých Machových číslech se totiž aerodynamický střed posouvá dozadu a letoun tak má tendence se překlápět na hlavu. Příslušná výchylka výškového kormidla tak tento moment neutralizuje. Systém pak funguje po celou dobu letu v rychlostech nad předem specifikovaným Machovým číslem, které již bylo zmíněno. Počítače používají údaj o Machově čísle z aerometrické a inerciální jednotky „Air Data Inertial Reference Unit“ (ADIRU) k výpočtu signálu pro hydraulické šoupátko, které posléze ovlivní polohu výškového kormidla. [16]

Dalším systémem, který bude v této kapitole rozebrán je systém, který automaticky snižuje výchylky klapek, pokud dojde k překročení určité rychlosti v určité poloze klapek. O této modifikaci polohy klapek rozhoduje elektrická jednotka řídící klapky a sloty „Flap/Slats Electronic Unit“ (FSEU), která automaticky zasune klapky z polohy 40 do polohy 30, případně z polohy 30 do polohy 25. Pokud rychlost letu překročí 163kt a páka ovládání klapek je v poloze 40, tak dojde k zasunutí klapek z polohy 40 do polohy 30. Jakmile potom dojde k poklesu rychlosti pod 158kt, tak se klapky opět automaticky vysunou do polohy 40. Podobně systém taktéž funguje, pokud je páka ovládání klapek v poloze 30 a dojde k překročení rychlosti 176kt, v takovém případě se výchylka klapek automaticky sníží do polohy 25 a pakliže rychlost se opětovně sníží pod 171kt, tak dojde k automatickému vysunutí klapek do původní polohy, tedy do polohy 30st. [17]

Zcela specifickým systémem, který byl implementován na poslední modifikaci letounu B737, tedy na řadu MAX, je systém pro zlepšení manévrovacích schopností letadla, známý jako „Maneuvering Characteristics Augmentation System“ (MCAS). Vzhledem k tomu, že verze MAX je osazena zcela novými motory CFM LEAP-1B, které jsou větší než starší motory CFM 56, tak bylo nutné mírně změnit polohu motorů z důvodu změny těžiště letadla (motory CFM LEAP jsou umístěny více vepředu a mírně výše než motory CFM 56). Tato změna vedla k tomu, že během letu na vysokém úhlu náběhu motor generuje moment, který dále zvyšuje podélný sklon letounu, pilot tak může omylem, vzhledem k menším silám na sloupku řízení dále zvýšit podélný sklon, což může vést k překročení kritického úhlu náběhu, odtrhnutí proudnic a následnému pádu letadla. Vzhledem k této změně byl letoun vybaven systémem MCAS, který měl zlepšit manévrovací schopnosti letounu. Primární funkcí tohoto systému je vylepšení podélné stability letounu, ne vybírání pádu (ačkoliv k tomu nepřímo pomáhá), díky tomu tak nemůžeme zcela přesně systém MCAS označit jako klasický aktivní prvek, který brání překročení letové obálky. Tento systém funguje v případě, že je odpojený autopilot, klapky jsou zasunuté a dojde k překročení určitého vysokého úhlu náběhu, případně při prudkém náklonu s velkým přetížením. Ačkoliv na letounu B737 MAX jsou celkem dva snímače úhlu náběhu (korouhvičky), tak pro funkčnost systému MCAS je využívána v čase pouze jedna. Systém funguje nezávisle, pilot nemůže systém jako takový samovolně deaktivovat. Jednoduchý popis systému vypadá tak, že počítač kontroly řízení „Flight Control Computer“ (FCC) sbírá data z dalších systémů, mimo jiné i ze snímače úhlu náběhu (který je sbírán společně s dalšími aerometrickými parametry systémem ADIRU) a na určitém prahu úhlu náběhu, který je funkcí rychlosti a výšky, aktivuje systém MCAS. Ten posléze mění polohu horizontálního stabilizátoru tak, aby letoun začal klesat. Systém změní polohu na 2,5 stupně negativní výchylky během 9,26

sekundy. Poté, co úhel náběhu opět klesne 0,5 stupně pod kritický práh, který byl vypočten počítačem, tak systém MCAS začne letoun opět vyvažovat tak, aby poloha horizontálního stabilizátoru byla podobná jako v situaci, která byla před aktivací systému MCAS. Pakliže by došlo k zapojení systému MCAS v podmínkách, kdy letoun neletí s vysokým úhlem náběhu, tak jej může posádka na 5 sekund potlačit použitím elektrického vyvažování na sloupku řízení, po uplynutí tohoto času se však systém opět aktivuje. Systém však jde zcela deaktivovat tak, že posádka odpojí vyvažování horizontálního stabilizátoru. [17]

3 Přehled vybraných leteckých nehod

V této kapitole budou rozebrány vybrané letecké nehody, ve který došlo k určitému překročení letové obálky. Důležité parametry, informace a výsledky z těchto leteckých nehod budou následně v další kapitole tabulkově zpracovány.

3.1 AirAsia 8501

Dne 28. prosince 2014 byl operován Airbus A320-216 registrace PK-AXC společnosti AirAsia na pravidelné lince z mezinárodního letiště Juanda (Indonésie) letící na singapurské letiště Changi. Na jeho palubě bylo celkem 162 osob. Na tomto sektoru mířícího na letiště Changi zastával velitel letounu (celkový nálet 20 537 hodin) roli pilota monitorujícího (PM), zatímco jeho kolega, první důstojník, (2247 letových hodin) plnil roli pilota letícího (PF). Sekvence událostí, tak jak ji zaznamenal zapisovač letových údajů, respektive zapisovač zvuků v kabině ukázala, že vzlet z letiště Juanda byl proveden v čase 22:35 UTC. Traťový let měl být proveden v letové hladině FL320, které letoun dosáhl v 22:49 UTC. V oblasti zhruba 20 minut od letiště vzletu se vyskytovaly izolované bouřky, proto si pilot letící vyžádal posléze použití systému preventivního zabraňování růstu námrazy (systém „Engine anti-ice“) pro případ zhoršujících se meteorologických podmínek. [10]

V čase 23:00 UTC poskytl systém centralizovaného elektrického monitorování letounu „Electronic Centralized Aircraft Monitoring“ (ECAM) upozorňující zprávu AUTO FLT RUD TRV LIM 1, načež PF požádal o „ECAM action“, tedy o provedení jednotlivých položek dle ECAM (systém ECAM je schopen v případě problému poskytnout zobrazení úkonů pro posádku dle principu „kokpitu bez papírů“). Minutu poté zaznamenal zapisovač letových údajů (FDR) varování Master caution, upozorňující o ztrátě obou jednotek limitující výchylku směrového kormidla „Rudder Travel Limiter Unit“ (RTLU). Následně přišlo další varování: “AUTO FLT RUD TRV LIM SYS” (Auto Flight Rudder Travel Limiter System). Posléze PM vykonal veškeré akce tak, jak to ECAM vyžadoval. To zahrnovalo postupné vypnutí a zapnutí letového počítače FAC 1 a FAC 2. Obě jednotky RTLU se následně vrátily do normální funkce. Krátce na to si posádka vyžádala odchylku od letového plánu kvůli vyhnutí se bouřkám, což bylo od oblastního dispečera služby Ujung Pandang Upper West povoleno. Posádka si vyžádala paralelní let 15 námořních mil vlevo od tratě letového plánu. V čase 23:09 UTC se objevila stejná závada jako v předešlém případě a PM ji opět vyřešil tak, jak systém ECAM vyžadoval. Následně posádka úspěšně navázala kontakt se službou Jakarta radar a krátce na to si vyžádala

stoupání do letové hladiny FL380, čemuž řídící letového provozu nemohl okamžitě vyhovět a řekl posádce, aby vyčkali. Pár minutu na to, v 23:13 UTC se opět rozeznělo a zobrazilo oranžové varování „Master caution“, posádka opět pohledem identifikovala tu samou závadu jako v předešlých případech, tedy „AUTO FLT RUD TRV LIM SYS“, kterou PM opět vyřešil dle postupů poskytnutých systémem ECAM jako v předešlých případech. Vše bylo tedy opět v pořádku, ovšem již dvě minuty poté, v čase 23:15 UTC se ta samá závada opakovala již počtvrté. Minutu na to vydal řídící letového provozu posádce pokyn ke stoupání, zatím do letové hladiny FL340. Na to posádka již vůbec nereagovala. V 23:16 UTC došlo k pátému varování „Master caution“, tentokrát systém upozorňoval na závadu FAC1 („AUTO FLT FAC1 fault“). Krátce poté došlo k závadě i na FAC2 (AUTO FLT FAC 1 + 2). Po těchto závadách došlo k odpojení autopilota, systému ovládání tahu motoru a k degradaci do alternate law. Směrové kormidlo se vychýlilo o 2 stupně, což mělo za následek uvedení letounu do 54 stupňového náklonu. V tu chvíli byl vychýlen pravý sidestick a PF se podařilo letoun téměř srovnat. Poté ale přešel letoun opět do ostrého, 53 stupňového náklonu. PF přitáhl sidestick a převedl letoun do stoupání. Letoun následně stoupal až do letové hladiny FL380 s vertikální rychlostí stoupání přibližně 11 000 stop za minutu. V čase 23:17:18 UTC se rozeznělo pádové varování. Pravý sidestick byl (téměř) až do konce nahrávky v poloze přitaženo, tj. v poloze požadavku na stoupání letounu. První vstup levého sidesticku, tedy PM, nastal v čase 23:17:03 UTC na 2 vteřiny, v 23:17:15 opět na 2 vteřiny a od času 23:17:29 pokračoval vstup levého sidesticku až do konce nahrávky FDR. V čase 23:17:41 dosáhl letoun nejvyšší výšky 38 500 stop, následně došlo k pádu, které mělo za následek vertikální rychlost klesání mezi 10 000 až 20 000 stup za minutu. Nejnižší rychlost, jakou zaznamenal zapisovač letových údajů, byla 55 uzlů. Ta posléze fluktuovala s průměrem okolo 140 uzlů. Ke konci letoun klesal vertikální rychlostí zhruba 12 000 stop za minutu až do konce nahrávky. Poslední data, jaká byla zaznamenána pochází z času 23:20:35 UTC. Úhel náběhu byl v tu chvíli 50 stupňů, rychlost 132 uzlů, úhel náklonu 8 stupňů doleva. Radiovýškoměr v tu chvíli zaznamenal výšku 118 stop. Posádka nevyslala žádný nouzový signál. [10]

V této kapitole bude taktéž krátce shrnutý závěr vydaný indonéským úřadem (KNKT) a taktéž vliv na nehodu z pohledu překročení letové obálky. V závěrečné zprávě této nehody se uvádí, že letoun byl zcela letuschopný, byly provedeny správné výpočty těžiště letounu a posádka měla platné licence a taktéž zdravotní oprávnění. Byť část trati, po které byl let plánován, byla pokryta bouřkovými mraky, tak vyšetřovatelé shledali, že počasí nemělo na nehodu žádný vliv. Během letu byly 3 varování „Master caution“ spojené s jednotkou limitující výchylku směrového kormidla, na které posádka vždy

reagovala správně a provedla úkony dle ECAM. Na čtvrté varování spojené s tímto problém však již dle postupů poskytnutým systémem ECAM nepřišla správná reakce. Na místo toho velitel letounu se pokusil vypnout a zapnout jistič, který je spojený s dodávkou elektrické energie pro počítač FAC, jelikož tento postup viděl tři dny před letem na zemi u mechanika. Vlivem přerušení dodávky elektrického proudu pro počítač FAC však došlo k závadě a následné indikaci chyby této jednotky. Poté, co došlo k závadě na obou jednotkách FAC následovaly změny vlastností několika systémů.

Změnou, která hrála v této nehodě klíčovou roli, byla degradace do alternate law a výchylka směrového kormidla o 2 stupně. V důsledku toho, že došlo ke změně z normal law do alternate law, tak letoun ztratil většinu ochran. Jediná aktivní ochrana systému letové obálky, která zůstala posádce dostupná, byla ochrana před překročením násobku přetížení. Můžeme však říct, že tato část letové obálky nesehrála v této nehodě zásadní roli. Jelikož činnost jednotek FAC nebyla obnovena, tak i veškeré funkce spojené s touto jednotkou zůstaly degradované. Vlivem výchylky směrového kormidla o 2 stupně došlo k nekontrolovanému náklonu doleva na úhel náklonu až 54 stupňů. Od počáteční výchylky směrového kormidla až na největší úhel náklonu trvalo 9 sekund, než jeden z pilotů na tento manévr zareagoval. Tato dlouhá reakční doba, byla nejspíše kvůli tomu, že PF nesledoval primární letové údaje na PFD, vzhledem k tomu, kolik závad a událostí se na posádku „sesypalo“. Nicméně toto byla pouze domněnka vyšetřovatelů. Skutečný důvod, proč posádce trvalo tak dlouho na nezvyklou polohu zareagovat, se objasnit nepodařilo.

Poté, co si PF uvědomil aktuální polohu letounu, začal letoun prudce srovnávat, což pravděpodobně vedlo k jeho dezorientaci a pocitu, že se letoun nachází v pravém náklonu (ačkoliv byl úhel náklonu stále 9 stupňů vlevo) a začal letoun opět instinktivně „srovnávat“ doleva, čímž letoun uvedl opět do prudkého levého náklonu (50 stupňů). Kvůli tomu tak můžeme částečně odhadnout, že se pilot příliš v této složité situaci nespoléhal na přístroje. PF taktéž tahal sidestick výrazně dozadu, což letoun uvedlo do stoupání, podélný sklon dosáhl až hodnoty 24 stupňů, maximální úhel náběhu dosáhl až hodnoty 48 stupňů. Na tento manévr pilota letícího již zareagoval taktéž velitel letounu, který jej nejprve hlasitě začal upozorňovat nestandartním varováním „pull down“ na místo klasického „pitch-down“. V postupech společnosti bylo uvedeno, že PM musí hlasitě upozornit PF v případě, že podélný sklon letounu přesáhne hodnoty 10 stupňů během přiblížení, případně opakovaného přiblížení. Nicméně pro ostatní fáze letu zde nic obdobného zmíněno nebylo. Vzhledem k tomu, že se v letectví poměrně běžně používá fráze „pull up“, tak toto nejasné upozornění – „pull down“ dále ještě zmátlo PF.

V době, kdy přišlo první varování o nízké rychlosti, začal do řízení taktéž zasahovat velitel letounu, jehož vstup byl zejména, aby letoun začal klesat. Nicméně v tu chvíli PF tahal sidestick dozadu, tedy aby letoun stoupal. Tyto vstupy obou pilotů byly obdobně protichůdné až do konce nahrávky. V momentě, kdy letoun dosáhl největší výšky 38 500 stop, tak jeho úhel náklonu dosáhl taktéž maximální hodnoty a to 104 stupňů. Krátce na to letoun začal klesat s vertikální rychlostí 20 000 stop za minutu. [10]

Jako faktory, které přispěly k této letecké nehodě, byly uvedeny opakované problémy s jednotkou limitující výchylku směrového kormidla (díky problému s plošným zdrojem docházelo k problémům s dodávkou elektrické energie do RTLU). Firma Airbus uváděla, že pokud se posádka rozhodne za letu vypnout a zapnout jistič, tak si musí být vědoma všech důsledků s tím spojených. Toto poměrně nejednoznačné tvrzení spolu s tím, že velitel letounu pár dní před osudným letem viděl na zemi „reset“ jističe, vedla k tomu, že se uchýlil k vypnutí a zapnutí jističe FAC za letu. Následně došlo k přerušení dodávky elektrické energie tomuto počítači, čímž se změnila logika řízení z normálního do alternativního módu. Díky tomu ztratil letoun většinu aktivních ochran systému letové obálky, taktéž se směrové kormidlo vychýlilo o 2 stupně doleva, což mělo za následek prudký náklon. Posádka již nebyla schopna letoun v tomto módu uřídit a několikrát překročila letovou obálku. Toto vše vedlo k tomu, že letoun přešel do pádu a zřítil se do Jávského moře. [10]

3.2 Air France 447

V neděli 31. května 2009 odstartoval Airbus A330-203 registrace F-GZCP z Ria de Janeira do Paříže. Jednalo se o pravidelný let označený jako AF447. Let byl vykonáván v zesílené posádce, na palubě byli celkem tři piloti. Velitel letounu (10 988 letových hodin) byl pilot monitorující (PM) a jeden z prvních důstojníků byl pilot letící (PF, 2936 letových hodin). Druhý první důstojník (6 547 letových hodin), posléze vyměnil během letu v levé sedačce velitele letounu. Odlet byl plánován na 22:00 UTC. [20]

Vzlet letounu se uskutečnil ve 22:29 UTC. Na začátku nahrávky zapisovače zvuků v kabině se letoun nacházel v letové hladině FL350, byl zapnutý autopilot 2 a taktéž automatické ovládání tahu motorů. Posádka byla v 00:30 UTC upozorněna službou „Recife control“ o hojném výskytu bouřek mezi body SALPU a TASIL v oblasti intertropické zóny konvergence. V 01:35 UTC byla posádka instruována kontaktovat řídící středisko „Atlantic oceanic control centre“ a byla úspěšně provedena zkouška

SELCAL. Kromě toho se nezdařilo ale spojení systému ADS-C (Automatic Dependant Surveillence – Contract) se střediskem Dakar (jedná se o systém, který v určitých časových intervalech, na vyžádání anebo v nouzi zasílá automaticky určité letové parametry patřičnému středisku). [20]

Krátce na to PF změnil rozsah svého navigačního displeje ze 320 námořních mil na 160 námořních mil. Zároveň při tom upozornil na bouřky, které se před letounem nacházely. Posádka se shodla, že nemůže kvůli omezení výkonnosti letounu vystoupat do vyšší hladiny FL370. V 01:45 UTC letoun vlétl do lehké turbulence, posádka ztlumila světla a všimla si, že letoun se nachází v mraku. Krátce na to turbulence ještě zesílila. V 01:52 UTC turbulence přestala, PF upozornil velitele letounu na to, že hodnota maximální doporučené hladiny je aktuálně FL375. Poté kapitán zavolal druhého prvního důstojníka, aby jej v kokpitu nahradil. Tento první důstojník, který do té doby odpočíval tedy nově zaujal místo velitele letounu a roli PM. PF jej mezi tím seznámil s tím, že prolétávali mraky, ale nemohou vystoupat kvůli relativně vysoké teplotě. Po této diskuzi velitel letounu opustil kokpit. V 02:08 UTC navrhl PM změnu směru letu a byl aktivován mód autopilota HDG (Heading Mode), kdy se udržuje konkrétní směr, jaký posádka nastaví na panelu řízení autopilota „Flight Control Unit“ (FCU). Posádka nastavila změnu směru, která se lišila o 12 stupňů v porovnání s plánovanou tratí. Posádka následně aktivovala odmrazování vstupů do motoru a snížila rychlost na Machovo číslo 0.8. [20]

Dvě minuty poté došlo k odpojení autopilota vlivem nespolehlivé indikace rychlosti a taktéž systému automatického ovládání tahu motoru. Na to zareagoval PF s tím, že přejímá manuální řízení. Letoun se začal naklánět doprava, PF reagoval levou výchylkou sidesticku, taktéž při tom přitáhl mírně k sobě. Pár sekund na to se ozvalo několikrát za sebou pádové varování. Zaznamenané parametry prokázaly, že rychlost klesla přibližně z 275 uzlů na 60 uzlů dle údajů zaznamenaných na levém primárním letovém displeji a posléze taktéž na integrovaném záložním přístroji „Integrated Standby Instrument Systém“ (ISIS). Při tom došlo k degradaci z normal law do alternate law, na což správně upozornil i PM. PF prováděl velmi prudké výchylky sidesticku, zcela typicky z jedné plné výchylky do druhé plné výchylky. K tomu taktéž zvýšil podélný sklon letounu až na 11 stupňů během 10 sekund. PM si všiml, že letoun stoupá a několikrát na to upozornil PF, aby snížil podélný sklon letounu. Poté sám provedl několik zásahů do řízení, kterým mírně snížil podélný sklon a vertikální rychlost stoupání. V tu chvíli se letoun nacházel zhruba ve výšce 37 000 stop a pokračoval ve stoupání. Ve 02:10 UTC začal poskytovat levý primární displej opět správné hodnoty, v tu chvíli ukazoval rychlost 223 uzlů, údaje o rychlosti poskytované ISIS byly v tuto chvíli neplatné. Od začátku stoupání letoun ztratil

zhruba 50 uzlů. Špatné zobrazení rychlosti na levém primárním letovém displeji trvalo celkem 29 sekund. Posádka taktéž snížila výkon motorů přibližně na 85% N1 (otáčky nízkotlakého kompresoru). PM několikrát volal velitele letounu, aby se vrátil zpět do pilotní kabiny. Mezi tím se v kokpitu několikrát rozeznělo pádové varování. Páky ovládání tahu byly nastaveny v reakci na pádové varování do polohy TO/GA pro maximální tah motorů. PF se však stále snažil, aby letoun začal více stoupat, úhel náběhu začal růst z hodnoty 6 stupňů na mnohem vyšší hodnoty. Několik sekund na to se tak hodnoty úhlu náběhu a podélného sklonu dostaly až na 16 stupňů, v tu chvíli taktéž letoun dosáhl nejvyšší výšky a to 38 000 stop. PM převzal krátce na to řízení, které si však několik okamžiků na to vzal bez jakéhokoliv potvrzení PF opět zpět. Ve 2:11 UTC velitel letounu vstoupil do kokpitu, v tu chvíli byly veškeré hodnoty rychlosti neplatné a utichlo taktéž pádové varování, které jinak před tím běželo 54 sekund bez přerušení. V tu chvíli byla výška letounu zhruba 35 000 stop, úhel náběhu 40 stupňů a vertikální rychlost klesání přes 10 000 stop za minutu. PF dále zvyšoval podélný sklon letounu a to téměř 30 sekund. PM informoval velitele letounu o tom, že posádka ztratila platné indikace rychlosti. Ve 02:12 UTC, asi 15 sekund na to, začal PF snižovat podélný sklon, což mělo za následek, že se údaje o rychlosti opět staly správnými a rozeznělo se taktéž opětovně pádové varování. Nahrávání letových parametrů se zastavilo ve 02:14 UTC, kdy měl letoun pozitivní podélný sklon na hodnotě 16 stupňů, vertikální rychlost klesání téměř 11 000 stop za minutu a rychlost vůči zemi 107 uzlů. Vrak letounu byl posléze nalezen téměř dva roky od nehody. [20]

Při vyšetřování se zjistilo, že neplatné informace o rychlosti, jaká měla posádka k dispozici byly díky zablokování Pitotovy trubice vlivem námrazy v intertropické zóně konvergence. Toto však posádkou nebylo pochopeno, ani jeden ze členů posádky neupozornil na možné provedení postupů spojené s nespolehlivou indikací rychlosti. Právě díky pravděpodobnému zablokování jedné z Pitotovy trubic byla odlišná indikace rychlosti u PM a PF. Následně došlo k odpojení autopilota a systému automatického ovládání tahu motoru a degradaci do alternate law, díky čemuž ztratila posádka většinu ochran poskytnutých systémem ochrany letové obálky (z aktivních zůstala pouze ochrana před překročením určitého násobku přetížení). Posádka detekovala problém pouze na základě toho, že se odpojil autopilot, nebyla si tak plně vědoma toho, co se děje. Indikace rychlosti na levém primárním letovém displeji byla nesprávná celkem 29 sekund, na pravém 61 sekund a na záložním přístroji ISIS dohromady 54 sekund. Téměř minutu poté, co došlo k odpojení autopilota došlo k překročení letové obálky vlivem špatných vstupů posádky. PF, který se domníval, že letoun letí příliš rychle se neustále snažil zvýšit podélný sklon letounu. Díky tomu se neustále zvyšoval úhel náběhu a

několikrát zaznělo pádové varování. Hrozba pádu byla taktéž znát, jelikož se začalo projevovat třepotání, kdy na vysokém úhlu náběhu začne turbulentní vzduch od křídel ovlivňovat horizontální stabilizátor. Ani v tu chvíli si však posádka neuvědomovala bezprostřední riziko ztráty vztlaku a PF dále zvyšoval podélný sklon letounu. Po prvním varování o možném pádu posádka posunula páky ovládání tahu do polohy TO/GA a PF dál zvyšovala úhel náběhu až došlo k přechodu letounu do pádu. [20]

3.3 FlyDubai 981/982

V této kapitole se budu zabývat nehodou letounu B737-800 registrace A6-FDN dubajské společnosti FlyDubai. Tato fatální nehoda se odehrála 19.3.2016 v nočních hodinách. Let FDB 981/982 byl operován na pravidelné licence mezi Dubají (OMDB) a ruským Rostovem na Donu (URRR). Velitel letounu (PIC) měl celkový nálet 5865 hodin a na tomto úsek zastával funkci pilota letícího (PF), zatímco jeho kolega, první důstojník (5767 letových hodin) prováděl let v roli pilota monitorujícího (PM). Let vzlétl v 18:37 UTC dne 18.3.2016 z Dubaje. Po vzletu posádka vystoupala do letové hladiny FL360, ve které probíhal celý traťový let. Ve 22:17 UTC posádka zahájila sestup na cílové letiště v Rostovu na Donu. Krátce před zahájením klesání si posádka vyžádala od řízení letového provozu informace o aktuálním počasí na letišti a o dráze v používání. Letoun byl následně povolen pro přesné přiblížení podle „Instrument Landing System“ (ILS) na dráhu 22. V průběhu přiblížení, kdy letoun byl již plně usazen na sestupové rovině ILS, však posádka obdržela varování o střihu větru (22:42:05 UTC), na které reagovala nezdařilým přiblížením z výšky 1080 stop nad úrovní letiště. Posádka taktéž předala informaci o detekci střihu větru řízení letového provozu. [21]

Po vykonání postupu nezdařeného přiblížení vstoupila posádka do vyčkávacího obrazce, nejprve v letové hladině FL80 a posléze FL150. V 00:23 UTC si posádka vyžádala další přiblížení ILS na dráhu 22. Po usazení se na optimální sestupové ose podle ILS byla opět nastavena výška pro nezdařené přiblížení – 8000 stop, krátce před tím byl vysunut podvozek a klapky nastaveny do polohy 15. Velitel letadla se během přiblížení rozhodl odpojit autopilota, a to ve výšce 2165 stop nad mořem, své rozhodnutí nikterak nezdůvodnil. Systém automatického řízení tahu byl odpojen krátce na to, ve výšce 1960 stop. Letoun A6-FDN byl vybaven displeji HUD (Head-Up), díky tomu se tak PF spoléhal na indikace poskytnuté tímto přístrojem. Následně si PF vyžádal uvedení klapek do polohy 25 a posléze 30, což bylo PM učiněno. Následně posádka zkontrolovala veškeré úkony dle kontrolního listu (checklist) pro přistání. Ve výšce 1000

stop nebyl letoun plně stabilizován, ačkoliv odchylky od kurzového vedení „Localizer“ a sestupového vedení „Glideslope“, byly v toleranci. PF však v tuto chvíli držel rychlost 163 uzlů, která byla o 10 uzlů větší, než rychlost pro přiblížení. Vědom si této odchylky a klesajícího trendu rychlosti se však rozhodl v přiblížení dále pokračovat a informoval PM, že letoun „stabilizuje“. Přiblížení probíhalo v turbulentních podmínkách a za poměrně výrazných změn směru a síly větru, což mělo za následek, že PF musel měnit často tah a podélný sklon letounu. V některých případech se odchýlil až o 0.3 tečky od optimální sestupové osy na dráhu 22 v Rostovu (URRR). Rychlost při přiblížení značně kolísala, v jednu chvíli se rychlost vlivem nárazu větru vyšplhala z cílové hodnoty pro přiblížení (153 uzlů) až na 176 uzlů. Cílová rychlost pro přiblížení tak byla překročena o více jak 20 uzlů. Na toto reagoval PM, který upozornil PF na vysokou rychlost. Kvůli tomuto důvodu se tak rozhodl PF vykonat opět postup nezdařeného přiblížení a aktivoval maximální výkon motorů (TO/GA). K vykonání nezdařeného přiblížení došlo z výšky 830 stop nad úrovní letiště v čase 00:40 UTC. PF informoval řízení letového provozu (službu „věž“) o zahájení postupu pro nezdařené přiblížení, posádka následně měla přejít na službu Rostov radar, kterou však již nekontaktovala. Vzhledem k tomu, že letoun měl při zahájení tohoto manévru již značně nižší váhu vlivem spotřeby paliva, došlo k výraznému momentu, který měl tendenci výrazně zvyšovat podélný sklon letounu. Bylo určeno, aby pilot tento moment překonal, musel by na sloupek řízení působit silou 23 kilogramů (více jak 40 sekund). PF měl značné potíže s udržováním podélného sklonu – ten značně kolísal mezi hodnotami okolo 4 stupňů a nejvyšší hodnotou 18,5 stupně. Vzhledem k tomu, že PF i PM sledovali téměř výhradně hodnoty podélného sklonu, tak ztratili přehled o rychlosti. Ta mezi tím vyšplhala až na 200 uzlů, což je limit Vfe pro klapky v poloze 15 (tato poloha byla nastavena při zahájení nezdařeného přiblížení). Díky překročení této rychlosti došlo k aktivaci systému snižujícím automaticky výchylky klapek (systém „Flaps Load Relief“), pokud dojde k překročení maximální rychlosti. V tomto případě snížil systém výchylku z polohy 15 do polohy 10. PF následně začal letoun vyvažovat do polohy „těžký na hlavu“, tedy aby letoun neměl tendenci tolik stoupat (tlačítko pro změnu vyvažování držel 12 sekund). Tato změna, kterou PF provedl společně s neustálou snahou klesat, měla za následek, že letoun začal velmi prudce měnit podélný sklon. Změna podélného sklonu letounu dosáhla v jednu chvíli až hodnot 6 stupňů za vteřinu, což mělo za následek negativní násobek zatížení (až -1.07g). Vlivem přenastavení vyvážení, které trvalo 12 sekund byl letoun uveden do nezvyklého manévru, kdy bylo dosaženo rychlosti 280 uzlů s klapkami v poloze 10 a negativního podélného sklonu 40 stupňů. Letoun tedy po stoupání do maximální výšky 3350 stop nad letištěm, přešel do prudkého sestupu. Letoun se zřítil v 00:41 UTC přibližně 120 metrů před prahem dráhy 22 s úhlem klesání 50 stupňů a indikovanou rychlostí 340 uzlů

a úhlem náklonu přibližně 60 stupňů. Na palubě bylo dohromady 62 osob, nikdo nehodu nepřežil. [21]

Tato nehoda se stala v nočních hodinách za podmínek letů podle přístrojů (IMC). Obecně se dá říct, že se stala hlavně díky nevhodné konfiguraci a ztrátě situačního povědomí posádky, zejména pak PF. Vlivem toho posádka ztratila kontrolu nad letounem, který přešel do nezvyklé polohy a následně se zřítil. Tato nehoda je tak klasifikována jako ztráta kontroly za letu LOC-I (Lost Of Control In-Flight).

Mezi faktory, které k nehodě poměrně významně patřily, byly mimo jiné nárazy větru a turbulence, se kterou se posádka potýkala během přiblížení po sestupové rovině ILS. Ta měla za následek velké odchylky od rychlosti pro přiblížení, odchylky od osy Localizer i Glideslope, které PF opravoval jak sloupkem řízení, tak i změnami tahu motoru. Při jednom z nárazů větru již během přiblížení došlo téměř k překročení letové obálky, kdy aktuální indikovaná rychlost překročila cílovou pro přiblížení o 23 uzlů (176 uzlů) s klapkami v poloze 30. Mezi další faktory, které přispěly k této nehodě bylo i to, že velitel letounu chtěl s letounem přistát, aby na zpátečním letu nedošlo potenciálně k překročení limitu doby ve službě. Posádka tak nebyla na případné přerušení přiblížení příliš připravena. Kromě toho bylo taktéž ze záznamu zvuků v pilotní kabině prokázáno, že velitel letounu byl po vykonání prvního nezdařeného přiblížení poměrně zmatený a nepředvídal možné události dostatečně dopředu. Během druhého přiblížení, respektive druhého nezdařeného přiblížení, byly veškeré akce posádky poměrně zmatené a nekoordinované. Posádka si neuvědomila možný vznik silných momentů, které vzniknou při vykonání nezdařeného přiblížení s relativně lehkým letadlem na maximálním možném tahu motorů. Vlivem toho vznikly síly, se kterými se PF jen velmi stěží vyrovnával a nedařilo se mu držet příslušný profil stoupání a hodnoty podélného sklonu značně kolísaly. Potenciální vliv somatogravických iluzí a nepatřičná znalost ovládání vyvažování letounu způsobila, že PF držel tlačítko pro vyvažování dlouhých 12 sekund, což mělo za následek velmi prudkou změnu podélného sklonu letounu, který začal velmi rychle klesat. Dalším faktorem, který mohl přispět k nehodě, bylo provedení displeje HUD instalovaném na tomto letounu. S tímto typem HUD se vůbec netestovaly lety v celém rozsahu provozních násobků zatížení, které se mohou vyskytnout. [21]

3.4 Emirates 521

Dne 3. srpna 2016 se Boeing 777-31H registrace A6-EMV při pokusu o vykonání postupu nezdařeného přiblížení zřítil na dráhu 12L na mezinárodním letišti v Dubaji (OMDB). Na palubě byla dvojčlenná posádka, velitel letounu byl pilot letící (PF, 7457 letových hodin)) a jeho kolega, první důstojník, pilot monitorující (PM, 7957 letových hodin). [22]

Letoun odstartoval z mezinárodního letiště Trivandrum (VOTV) v Indii v 0506 UTC, let do Dubaje měl trval zhruba 3 hodiny a 30 minut. Zhruba 60 minut před plánovaným přistáním v Dubaji byl vykonán briefing pro přiblížení pro dráhy 12L a 30L. Taktéž PF zmínil postup v případě nezdařeného přiblížení, tedy zasunutí klapek do polohy 20 a stoupání do výšky 3 000 stop. Toto bylo v souladu s postupem uvedeným v mapách Lido, které firma provozující tento letoun využívala. V 07:35 UTC vydala dubajská národní meteorologická stanice varování o střihu větru, který ovlivňoval všechny dráhy letiště OMDB. Toto varování mělo platnost od 07:40 UTC až do 09:00 UTC. Tento fakt byl taktéž zahrnut v ATIS („Automatic Terminal Information Service“) zprávě Zulu, kterou posádka potvrdila, že je s ní seznámena službě řízení letového provozu. Zápisník zvuků v pilotní kabině zaznamenal, že posádka si ještě vzájemně potvrdila, že v případě detekce střihu větru vykoná postup nezdařeného přiblížení s maximálním tahem motorů TO/GA a bez změny konfigurace. Taktéž byl opět dodatečně zmíněn postup klasického nezdařeného přiblížení. Letoun byl následně vektorován pro přiblížení, které mělo být na dráhu 12L za pomocí prostorové navigace (RNAV). [22]

Dva předchozí letouny musely vykonat postup nezdařeného přiblížení, řízení letového provozu však posádku o tomto faktu neinformovalo. V 08:34 UTC došlo k vysunutí podvozku, nastavení klapek do polohy 30 a následně i provedení kontrolního listu pro přistání. Letoun tak byl plně stabilizován ještě před výškou 1 000 stop nad zemí. Následně, v radiové výšce 930 stop se PF rozhodl pro manuální řízení a došlo k odpojení autopilota. Automatické řízení tahu motorů však bylo stále zapojeno v módu udržování konkrétní rychlosti „SPEED“ (rychlost pro přiblížení byla 152 uzlů), což odpovídalo postupům provozovatele letounu (společnosti Emirates). Ve výšce 750 uzlů zaznamenal zapisovač letových údajů, že došlo k zásadní změně větru, jenž se změnil z čelního na zadní. V radiové výšce 190 stop upozornil PM na vítr se zadní složkou o síle 16 uzlů, což bylo potvrzeno PF. Práh dráhy 12L byl přeletěn následně s rychlostí 159 uzlů. Poté došlo k postupnému podrovnání letounu, mód automatického ovládání tahu letounu se změnil z módu SPEED na volnoběžný režim „IDLE“. Následně bylo zapisovačem

letových údajů zaznamenáno několik prudkých pohybů se sloupkem řízení a indikovaná rychlost vzrostla na 160 uzlů (rychlost vůči zemi byla 176 uzlů). Letoun dosedl vlivem poryvu větru díky náklonu nejprve pravým podvozkem, a to s rychlostí 161 uzlů, tedy 14 uzlů nad referenční rychlostí, která byla 147 uzlů (letoun se prvně dotkl země 1090 metrů za prahem dráhy). [22]

Vzhledem k velmi dlouhému podrovnání, které bylo způsobeno horkem, kdy velmi rozehřátý vzduch od země stoupal a „tlačil" letoun do vzduchu, se posádka rozhodla vykonat postup nezdařeného přiblížení. PF následně zmáčkl tlačítko TO/GA a rozhodl se zahájit postup nezdařeného přiblížení. K nastavení maximálního tahu motorů ale nedošlo a motory běžely dále na volnoběžný režim. Poté, co PF aktivoval tlačítko TO/GA začal přitahovat sloupek řízení k sobě a letoun začal stoupat. Podélný sklon letounu dosáhl až hodnoty 7,5 stupně, posádka taktéž evidovala na variometru, že letoun již stoupá. Zapisovač letových údajů prokázal, že před vykonáním tohoto manévru byl hlavní podvozek na zemi po dobu 6 sekund. PF si vyžádal zasunutí klapek do polohy 20 a následně i zasunutí podvozku, po evidování pozitivního úhlu stoupání. V 08:37 UTC dosáhl letoun radiové výšky 85 stop a indikované rychlosti 131 uzlů, krátce na to letoun začal ztrácet výšku a PF upozornil na možný střih větru, následně se mód automatického ovládání tahu motoru změnil z IDLE na THR (udržování konkrétního tahu motorů). Vteřinu na to nastavil PF plynové páky plně dopředu. PM upozornil na nízkou rychlost, krátce na to bylo vydáno varování „AIRSPEED LOW" o nízké rychlosti. V tu chvíli byla indikovaná rychlost letounu 128 uzlů a vertikální rychlost klesání 800 stop za minutu. Následně se letoun dotkl ocasní částí dráhy 12L, rychlost byla v tu chvíli 124 uzlů. Dotek s dráhou se uskutečnil 18 sekund poté, co se PF rozhodl vykonat postup nezdařeného přiblížení. Zapisovač letových údajů odhalil, že tah motorů se již začínal postupně zvyšovat, ale výška ve které se posádka v tu chvíli nacházela neposkytla dostatečný čas pro to, aby se tah motorů zvýšil na dostatečnou úroveň. [22]

Letoun byl před tímto letem zcela v pořádku a nebyla zjištěna žádná závada, která by ovlivnila tuto nehodu. Mezi faktory, které ale přispěly k této nehodě, byla nekompletní znalost automatického systému, zejména činnost tlačítek TO/GA. Tato tlačítka jsou automaticky zablokována v radiové výšce nižší jak 2 stopy po uplynutí 3 sekund. Taktéž dojde k jejich zablokování, pokud alespoň jeden hlavní podvozek je v pozemním režimu (přepne se do něj, pokud na jeden z podvozků působí váha letounu). Tlačítka TO/GA obecně nejsou zablokována, pokud je radiová výška větší jak 2 stopy. Pakliže dojde za takové podmínky k aktivaci tlačítka TO/GA, tak maximální možný tah motorů bude dostupný během 8 sekund. Pakliže dojde k manuálnímu posunu plynových pák to polohy

TO/GA, tak maximální tah motorů naběhne během 6 sekund. Pokud tak chce posádka získat maximální tah motorů po dosednutí, případně za jiné ze zmíněných okolností, kdy je tlačítko TO/GA zablokováno, tak musí jeden z pilotů manuálně posunout plynové páky do polohy TO/GA. V takovém případě dojde k odpojení automatického ovládání tahu motorů. [22]

Ve 40 stopách PF zahájil podrovnání. Během podrovnání si posádka nevšimla, že během 4 sekund se zvýšila indikovaná rychlost až na 165 uzlů, což byl nárůst o zhruba 12 uzlů. PM i PF se v tu chvíli orientovali pohledem na dráhu, a proto si ani jeden člen posádky tohoto nevšiml. V radiové výšce 25 stop došlo k aktivování módu IDLE systému automatického řízení tahu motoru a tah se tak začal snižovat. Následně, 10 sekund po zahájení podrovnání, letoun dosedl zhruba 1090 metrů za prahem dráhy a došlo k zablokování tlačítek TO/GA dle výše zmíněné logiky. Následně se díky velmi dlouhému podrovnání a vysoké rychlosti rozhodl PF pro vykonání nezdařeného přiblížení. Při tom zmáčkl PF, který si myslel, že letoun je stále ve vzduchu, levé tlačítko TO/GA (v tu chvíli byl letoun již ale 2,5 sekundy na zemi). Po zmáčknutí tohoto tlačítka PF nezaznamenal pohyb pák ovládání tahu i přesto, že měl na pákách položené ruce. Posádka si taktéž nevšimla, že systém řízení tahu motoru zůstal nadále v módu IDLE. PF i přesto, že motory byly stále na volnoběžném režimu zahájil stoupání a vyžádal si nastavení klapek do polohy 20 a následně i zasunutí podvozku. Nicméně v tu chvíli letoun dále ztrácel rychlost. Ani jeden člen posádky si tak nevšiml, že páky ovládání tahu jsou stále na volnoběhu. Letoun postupně ztrácel rychlost, PF upozornil na střih větru, opětovně zmáčkl tlačítko TO/GA a zároveň posunul plynové páky úplně dopředu pro maximální tah. Teprve v tento okamžik si PF všiml, že motory neprodukují dostatečný tah. Díky tomu tak celková energie letounu nebyla dostatečná pro to, aby se mohl letoun udržet ve vzduchu. Posádka navíc nedostatečně a neefektivně sledovala primární letové displeje. Taktéž vynechala kontrolu tahu motorů po vykonání nezdařeného přiblížení. Letoun se tak vlivem ztráty rychlosti zřítil s podvozkem, který se již zasouval, na dráhu 12L letiště OMDB. [22]

3.5 Asiana 214

Dne 6. července 2013 letěl B777-200ER registrace HL7742 společnosti Asiana na pravidelné lince mezi letišti Incheon (RKSI) a San Francisco (KSFO). Letový plán byl podán dle pravidel letu IFR, nicméně na přiblížení na letiště KSFO převládaly vizuální meteorologické podmínky (VMC). Na palubě byli celkem čtyři členové letové posádky, během přiblížení řídil velitel letounu v zácviku, který vykonával funkci pilota letícího (PF). Vedle něj na pravé sedačce seděl instruktor, jenž vykonával úkony náležící pilotovi monitorujícímu (PM) a taktéž byl velitelem letounu (PIC). Vzhledem k délce letu byla na palubě taktéž druhá posádka, aby si primární posádka mohla odpočinout. Tato posádka vystřídala primární zhruba tři hodiny po vzletu. Letoun při přiblížení na dráhu 28L zasáhl molo a následně se zřítil na dráhu 28L, byl zničen při dopadu a následném požáru. Nehoda si vyžádala celkem tři oběti. [23]

Podle zapisovače zvuků v pilotním prostoru se primární posádka vrátila zpět na své stanoviště v 09:55 UTC a usedla opět za řízení letounu. Stalo se tak tedy zhruba hodinu a půl před plánovaným přistáním. Posádka, která řídila letoun povětšinu traťového letu, opustila kokpit a vrátila se do kabiny cestujících. Velitel letounu a PF taktéž diskutovali a zdůraznili, že očekávají vektorování pro vizuální přiblížení na dráhu 28L. V 10:42UTC začal PF vést briefing pro přiblížení na letiště KSFO. Během něj zmínil klíčovou informaci a to, že vertikální vedení systému ILS, tedy glideslope, je mimo provoz (na dráze 28L i 28R). Bylo také uvedeno, že se aktuálně létají vizuální přiblížení na tyto dvě zmíněné dráhy. PF zdůraznil, že jako směrové vedení bude používat Localizer a pro vertikální vedení systémy automatického řízení letu. Minimální výška sestupu („Minimum Descent Altitude“) pro přiblížení Localizer na dráhu 28L byla 460 stop nad mořem (LOC Z 28L). Chvíli po provedení briefingu byl taktéž proveden kontrolní list pro sestup, v tu chvíli se do kokpitu vrátil jeden z pilotů, který před tím řídil během traťového letu a pozoroval přiblížení a přistání na letiště KSFO. Během sestupu na toto letiště začal řídící letového provozu posádku vektorovat pro vizuální přiblížení na dráhu 28L. V 11:21 UTC požádal dispečer služby radar, aby posádka ohlásila letiště v dohledu, což následně PM potvrdil. Dispečer povolil provedení vizuálního přiblížení na dráhu 28L. Minutu poté došlo k naletění signálu LOC a usazení v prodloužené ose dráhy. Posádka aktivovala mód autopilota LOC, který udržuje právě signál Localizeru (autopilot je díky tomu schopen udržovat prodlouženou osu dráhy). V této funkci zůstal autopilot již po celou dobu letu. Po tomto okamžiku se letoun nacházel 15,4 námořních mil od letiště ve výšce 5300 stop nad mořem s rychlostí 210 uzlů. V 11:22 UTC vyzval PM k zahájení sestupu do výšky 1800 stop (minimální výška na bodu DUYET) a zdůraznil, že se jedná o vizuální sestup.

Bod DUYET je taktéž bodem konečného přiblížení „Final Approach Fix“ (FAF) pro přiblížení LOC Z 28L PF tak změnil výšku na panelu ovládání autopilota „Mode Control Panel“ (MCP) na 1800 stop a letoun začal postupně klesat. Následně PF vyzval PM k nastavení polohy klapek do polohy 1 a nastavil rychlost na 192 uzlů. V tu chvíli se letoun nacházel přibližně 14 námořních mil od letiště ve výšce 4800 stop s rychlostí 215 uzlů s vertikální rychlostí sestupu 900 stop za minutu. Dispečer služby radar vyzval posádku ke zpomalení na rychlost 180 uzlů a udržování této rychlosti na vzdálenost do 5 námořních mil od letiště, což bylo PM potvrzeno a PF nastavil zmíněnou rychlost. Následně nastavil PF mód autopilota pro ovládání podélného sklonu do režimu pro držení konstantní přednastavené vertikální rychlosti – tu nastavil PF 900 stop za minutu. Taktéž byl změněn režim automatického ovládání tahu, který nyní nově udržoval konstantní rychlost v módu SPD (Speed). [23]

Po těchto změnách bylo v kabině 31 sekund úplné ticho. Při vysunutí podvozku, které bylo provedeno ve vzdálenosti 8,5 námořních mil od letiště, zdůraznil PM, že se letoun nachází příliš vysoko. PF požádal potvrzení této informace, ale odpovědi již nebylo pořádně a jednoznačně rozumět. Však i přesto PF nastavil vertikální rychlost nově na 1500 stop za minutu. Po nastavení této nové vertikální rychlosti nebyla opět zhruba 21 sekund zaznamenána vzájemná komunikace mezi posádkou. V 11:25 UTC nařídil dispečer služby radar posádce kontaktovat službu věž letiště KSFO, to bylo posádkou potvrzeno a zároveň několik sekund na to byla nastavena výška pro nezdařené přiblížení, která byla 3 000 stop. Letadlo následně přeletělo FAF, bod DUYET, zhruba o 450 stop s vertikální rychlostí klesání 1 100 stop za minutu. Zbytek přiblížení tak probíhal v mírně vyšší než optimální výšce, taktéž na vyšší rychlosti. V 11:26 UTC vyzval PF k nastavení klapek do polohy 30. PM „zkontroloval“ rychlost a nastavil klapky do polohy 30. V tu chvíli byla rychlost letounu 174 uzlů, rychlostní limit na klapky v poloze 30 je 170 uzlů. Krátce na to změnil PF mód podélného sklonu letounu na FLCH („Flight Level Change“) a zároveň automatické ovládání tahu do módu THR (Thrust), kdy se udržuje příslušný tah motorů. Po nehodě uvedl, že to chtěl udělat proto, aby získal větší vertikální rychlost sestupu. Po nastavení tohoto módu začal letoun zpomalovat na nastavenou rychlost 152 uzlů a začal stoupat do přednastavené výšky 3 000 stop. Krátce na to byl odpojen autopilot a posádka pokračovala v přiblížení. Letoun se nacházel 3,5 námořních mil od dráhy s vertikální rychlostí 1 000 stop za minutu. Páky ovládání tahu byly následně manuálně přetlačeny dozadu a systém ovládání tahu uveden do módu HOLD. Následně byla nastavena rychlost 137 uzlů. V tu chvíli byla rychlost 165 uzlů a výška 1300 stop nad mořem. Posádka se již mohla orientovat dle pomocných světel PAPI (Precision Approach Path Indicator) a díky tomu by zjistila, že se nachází významně nad ideální

sestupovou osou. Následně PM varoval před vyšší výškou a PF zvýšil vertikální rychlost na zhruba 1500 stop za minutu. Ve výšce 1000 stop nad zemí letěl letoun rychlostí 151 uzlů, klesal vertikální rychlostí stále 1500 stop za minutu a nacházel se zhruba 240 stop nad ideální sestupovou osou. Posádka i tak dále pokračovala v přiblížení. Následně PM zdůraznil, že se letoun nachází nízko. Ve výšce 124 stop dle radiovýškoměru byla rychlost pouhých 114 uzlů. PM upozornil na nízkou rychlost a pár sekund na to posunul páky ovládání tahu plně dopředu. Rychlost klesla až na 105 uzlů a došlo k rozvibrování sloupku řízení. Letoun se ocasní částí dotkl mola a následně dopadl na dráhu. [23]

Mezi faktory, které přispěly k této nehodě, nebyla žádná omezení, ať už zdravotní nebo výcviková u posádky letounu. Taktéž letoun byl zcela letuschopný. I přesto, že onoho dne nefungoval systém glideslope, který poskytuje vertikální vedení, měla posádka být schopna naprosto správně provést přiblížení na letiště KSFO za podmínek VMC. Posádka ztratila částečně povědomí o vertikálním profilu zhruba 5 námořních mil od letiště, kdy se letoun začal nacházet nad optimální sestupovou osou. Ve výšce okolo 200 stop dle radiovýškoměru si minimálně jeden člen posádky všiml, že letoun letí příliš pomalu. I přesto se posádka nerozhodla vykonat nezdařené přiblížení. Faktorem, který pravděpodobně ovlivnil toto pomalé rozhodování a slabou výkonnost posádky během přiblížení, byla únava. Nestandartní komunikace a rozdělení úkolů mezi PF a PM vedlo k tomu, že oba členové posádky neměli dostatečný přehled o tom, v jakém módu se nachází autopilot a v jakém systém automatického ovládání tahu. PF taktéž vzhledem ke své minulosti na jiných typech letounů (a malém počtu hodin na B777) neměl dostatečný přehled a porozumění v automatických systémech letounu B777, což vedlo k několika aktivacím chybných módu (zejména aktivace FLCH v průběhu přiblížení). Dalším faktorem, který mohl vést k nejednoznačné komunikaci byl fakt, že instruktor (PM) vykonával v této roli svůj úplně první let. Společnosti Asiana bylo taktéž doporučeno, aby kladla důraz více na to, aby piloti létali manuálně minimálně od výšky 1 000 stop nad zemí v průběhu přiblížení. [23]

4 Výsledky

V této kapitole dojde k přehlednému tabulkovému popsání systémů ochrany letové obálky vybraných letadel. Následně pak v druhé části této kapitoly bude taktéž tabulkově popsán vliv systémů ochrany letové obálky v jednotlivých nehodách.

Tabulka 1 – Přehled systémů ochrany letové obálky na vybraných typech

Chráněný parametr	A-320	B-787	B-737	ERJ-170/190
Násobek	aktivní	ne	ne	ne
Podélný sklon	aktivní	pasivní	pasivní	pasivní
Příčný sklon	aktivní	pasivní +	pasivní	pasivní
Max. rychlost	aktivní	pasivní +	pasivní	pasivní
Kritický úhel náběhu a min. rychlost	aktivní	pasivní +	pasivní	pasivní
Dotyk ocasní část	ne	aktivní	ne	aktivní

Letoun A320 má nejvíce aktivních prvků ze zde zmíněných letounů. V horní tabulce jsou popsány jeho dostupné ochrany v normal law. Pokud by však došlo k určité závadě, případně výpadků některých počítačů, jako například FAC, tak můžeme dojít k degradaci mimo jiné právě systémů ochrany letové obálky. V alternate law je již dostupná pouze ochrana proti překročení násobku zatížení a direct law a mechanical backup jsou již zcela bez aktivních ochran. [6]

Letoun B787 neoplývá přímo aktivními prvky, jako například letoun A320. Obecně filosofie firmy Boeing se oproti Airbusu zcela liší. V případě aktivace výše zmíněných ochran je totiž možné přemoci tyto ochrany větší silou aplikovanou na sloupek řízení.

Firma Embraer využívá podobné filosofie jako Boeing. Nicméně je nutné zmínit, zde lze najít i aktivní prvek, jakým je zábrana před dotykem ocasní části s dráhou při vzletu, případně při přistání.

Boeing B737 nedisponuje žádnými prvky aktivní ochrany před překročením letové obálky. Nachází se tak zde pouze pasivní systémy, jako například rozvibrování sloupku řízení při blížícím se potenciálním pádem (stickshaker).

Aktivní ochranou na B777/B787 je ochrana před dotykem ocasní části při vzletu/přistání. U některých ochran na B787 narůstá při přiblížení se k limitním hodnotám síla v řízení. I přesto může pilot tyto limity překonat. Proto jsou v tabulce označeny jako pasivní+.

V této kapitole bude taktéž tabulkově shrnuto, jaký byl vliv systému ochrany letové obálky v dané letecké nehodě. Bude zmíněno, zda letoun měl před nehodou dostupné určité systémy ochrany letové obálky, jaký byl překročen parametr a taktéž, zda by další/jiný systém ochrany letové obálky pomohl nehodě zabránit.

Tabulka 2 – Přehled nehod a vlivu systémů ochrany letové obálky

Nehoda	Parametr mající největší vliv na nehodu	Aktivní ochrana	Pasivní ochrana	Možný vliv vyšší ochrany
Emirates	Kritický úhel náběhu, pádová rychlost	ne	ano	Aktivace případné aktivní ochrany by pravděpodobně zabránila nehodě
AirAsia	Kritický úhel náběhu, pádová rychlost	ne (vyřazení z důvodu závady)	ano	Fungování aktivní ochrany by s velkou pravděpodobností zabránilo nehodě
Asiana	Kritický úhel náběhu a pádová rychlost	ne	ano	Aktivace případné aktivní ochrany by pravděpodobně zabránila nehodě
FlyDubai	Podélný sklon	ne	ne (neměl zvukové varování „pitch“)	Aktivace případné aktivní ochrany by pravděpodobně zabránila nehodě
Air France	Kritický úhel náběhu a pádová rychlost	ne (vyřazení z důvodu závady)	ano	Fungování aktivní ochrany by s velkou pravděpodobností zabránilo nehodě

Při nehodě B777 společnosti Emirates v Dubaji posádka při nezdařeném přiblížení špatně zareagovala na vývoj aktuální rychlosti a pilot letící (PF) nebyl zcela obeznámen s funkcemi automatického řízení tahu motoru, díky aktivaci tlačítka TO/GA v dané situaci

a konfiguraci zůstal tah motorů na volnoběhu a letoun neměl dostatečnou energii, aby se udržel ve vzduchu a opět dopadl na dráhu 12L mezinárodního letiště Dubaj. [22]

Při nehodě společnosti AirAsia se letoun díky přerušení elektrického proudu do FAC1 a FAC2 degradoval alternate law, kde je jediná dostupná aktivní ochrana pouze ochrana před překročením určitého násobku zatížení konstrukce. Po nezvládnutí pilotáže docházelo ke snižování rychlosti a růstu úhlu náběhu až na kritickou mez, letoun přešel do pádu a zřítil se do Jávského moře u Surabaya. [10]

Nehoda společnosti Asiana v San Franciscu byla způsobena zejména tím, že si pilot letící (PF) neuvědomil funkci automatických systémů letounu. Významnou roli taktéž sehrála nedostatečná komunikace v posádce.

Podobně jako u nehody A320 u Surabaya zde došlo k degradaci logiky řízení do alternate law. Toto bylo způsobeno nejspíše ledem, který ucpal Pitotovy trubice a způsobil nesoulad v rychlostech. Posádka nezvládla pilotáž a letoun se zřítil do Atlantského oceánu.

Při nehodě B737 u Rostova na Donu sehrála určitou roli mimo jiné i únava posádky a to, že posádka nebyla příliš připravena na možné nezdařené přiblížení. Při poryvu větru došlo k výraznému navýšení rychlosti a PF se tak rozhodl provést postup nezdařeného přiblížení. Vlivem nízké váhy a pylonového efektu se však PF potýkal s výraznými silami, které se rozhodl přetlačit i s pomocí vyvážení letounu. Vlivem dlouhého přenastavení vyvážení však letoun začal prudce klesat a narazil následně do země před prahem dráhy letiště v Rostově na Donu. [21] Letoun B737 taktéž není vybaven varováním před neobvyklým podélným sklonem, takže posádka neměla k dispozici ani pasivní varování. [25]

5 Diskuze

V této kapitole budou rozebrány a popsány výsledky, kterých bylo dosaženo v předchozí kapitole, tedy tabulkové vyhodnocení rozebraných leteckých nehod a taktéž tabulkové srovnání veškerých typů letadel, které byly v této práci zmíněny.

Nejprve bych tuto diskuzi začal popisem přístupu firmy Airbus a nehodami A320 a A330. Z tabulky je jasně patrné, že firma Airbus volí ze všech zmíněných výrobců nejaktivnější přistup k systémům ochrany letové obálky. Zatímco ostatní výrobci dávají spíše prioritu pilotům nad počítačem, tak u firmy Airbus můžeme říct, že je to u systémů ochrany letové obálky spíše naopak. Pokud se letoun nachází v klasické konfiguraci logiky řízení, tedy v normal law, tak mají letouny typu Airbus, počínaje řadou A320, k dispozici řadu aktivních ochran. V případě, že dojde k aktivaci takové ochrany, tak pilot typicky nemůže takovou ochranu přemoci. Pokud ale dojde k určité závadě anebo vypnutí některých počítačů spojených s řízením (například FAC), tak dojde k degradaci logiky řízení například do alternate law, direct law anebo mechanical backup. V takových módech řízení jsou již aktivní ochrany velmi omezené anebo nejsou dostupné vůbec. Určitou nevýhodu v tomto pojetí však představuje vysoký nárok na výcvik posádky a taktéž na porozumění těmto systémům.

Na příkladu nehody A320 společnosti AirAsia, která se odehrála v roce 2014 můžeme tvrdit, že pokud by došlo k provedení postupů poskytnutým systémem ECAM, tak by k nehodě nejspíše nedošlo. Pokud by totiž piloti nadále obnovovaly funkčnost počítačů FAC1 a FAC2, tak by se následně logika nezměnila do alternate law a letoun by měl stále k dispozici všechny ochrany, tzn. i ochranu před pádovou rychlostí. Po degradaci do alternate law tak letoun ztratil většinu aktivních ochran. Nicméně pokud by posádka zvládla pilotáž a byla si dostatečně vědoma ztráty ochran a aktuální konfigurace systémů řízení, tak by k nehodě taktéž nemuselo dojít. Posádka tak měla v daný okamžik jen pasivní ochranu, a to indikaci pádové rychlosti.

Další nehodou, která byla ve výsledcích této práce tabulkově shrnuta, je nehoda letounu A330 společnost Air France (let AF447). Při této nehodě došlo taktéž, podobně jako u nehody letounu A320 u Surabaya, k přechodu do alternate law. V případě této letecké nehody to bylo však způsobené námrazou, která nejspíše zablokovala Pitotovy trubice a díky nesouladu v měřených rychlostí došlo k degradaci do alternate law. Tento přechod a ztráta ochran však jistě nemusel znamenat leteckou nehodu. Nicméně opět

nezvládnutá pilotáž a nedostatečná komunikace v posádce vedla k tomu, že došlo ke ztrátě vztlaku a letoun se zřítil do Atlantského oceánu. Vzhledem k tomu, že letoun neměl spolehlivou informaci o rychlosti, tak zde nemůžeme tvrdit, zda by větší ochrana letové obálky měla smysl. Je jasné, že aby fungovala aktivní ochrana před pádovou rychlostí, tak musí být k dispozici spolehlivá informace o rychlosti. A ta v tomto případě dostupná nebyla a pokud ano, tak jen občasně. Tato letecká nehoda se tak stala zejména vlivem nezvládnuté pilotáže při nespolehlivé indikaci o rychlosti.

Letounem, který byl v této práci taktéž popsán z pohledu ochrany letové obálky, je B737. V této části bych tak rád shrnul tabulkové výsledky popisu systému ochrany letové obálky tohoto letounu a taktéž nehodu B737 u Rostova na Donu. Obecně můžeme říct, že letoun B737 prvky aktivní ochrany letové obálky nemá. Určitou výjimkou je systém MCAS, který však původně není systémem ochrany letové obálky, toto je až jeho druhá funkce. Na druhou stranu pasivní prvky, jako je například indikace pádové anebo maximální rychlosti, jsou na tomto letounu použity v podobné míře, jako na ostatních letounech.

Nehodou, která byla v krátkosti shrnuta ve výsledcích této práce, je taktéž pád B737 několik desítek metrů před prahem dráhy letiště v Rostově na Donu. Při této nehodě došlo k tomu, že pilot letící (PF) při postupu nezdařeného přiblížení špatně vyvažoval letoun a ten následně začal prudce klesat až narazil do země s negativním podélným sklonem téměř 50 stupňů. Při této nehodě tak můžeme říct, že opět došlo k nezvládnutí pilotáže s letounem, který aktivními prvky ochrany letové obálky není vůbec vybaven. Lze nicméně dodat, že pokud by byl letoun vybaven omezením podélného sklonu, podobně jako například A320, tak by k nehodě nejspíše nedošlo. Po dlouhém vyvažování PF do polohy „těžký na hlavu“ by podélný sklon letounu mohl být následně omezen (ochranou limitující podélný sklon), letoun by neklesal tak prudce a posádka by měla delší čas na vyřešení situace a zvýšení svého situačního povědomí. Díky této ochraně, která například právě na A320 limituje negativní podélný sklon na 15 stupňů, by nemuselo k nehodě dojít.

Další výsledek, který můžu uvést pro potřeby této práce, plyne z tabulkového shrnutí nehod letounů B777 společností Asiana a Emirates. Obecně můžu zmínit, že systémy ochrany letové obálky jsou velmi podobné letounu B787, který byl podrobně rozebrán v této práci. Na těchto letounech se využívá aktivních prvků, nicméně na rozdíl od zde popsaných modelů firmy Airbus, lze tyto aktivní ochrany letové obálky velkou silou

přetlačit. Je tak nutné zde zmínit, že i na moderních letounech má firma Boeing odlišnou filosofii, která dává větší prostor a prioritu posádce letounu nad počítačem.

Obě tyto nehody byly spojeny s pádovou rychlostí. Nicméně v případě nehody B777 společnosti Asiana na letišti v San Franciscu sehrálo zásadní roli obecně nestabilizované přiblížení, špatná komunikace v posádce a neznalost PF automatických systémů letounu. Pokud letoun disponoval aktivní ochranou jako například Airbus, tak by letoun automaticky sám přidal tah motorů a k nehodě nemuselo dojít.

Druhá nehoda, která se odehrála v roce 2016 na mezinárodním letišti Dubaj (OMDB), byla opět taktéž částečně spojena zejména s neznalostí systémů automatického řízení letu. Velmi dlouhé podrovnání vedlo k tomu, že se PF rozhodl pro vykonání nezdařeného přiblížení. Došlo k aktivaci tlačítek TO/GA pro nastavení maximálního tahu motorů v době, kdy funkce těchto tlačítek byla potlačena. Díky tomu se letoun opětovně vznesl z dráhy s motory nastavenými na volnoběžný režim, pár desítek stop nad dráhou ztratil rychlost a opětovně dopadl na dráhu dubajského letiště. Na příkladu této nehody by bylo možné navrhnout, že pokud by byl letoun vybaven systémem ochrany letové obálky, který na vysokém úhlu náběhu aktivuje sám maximální tah, tak by k této nehodě možná nedošlo. Letoun byl velmi nízko a přechod motoru do režimu pro maximální tah trvá 6-8 sekund, takže se jedná spíše o spekulaci a nelze přímo exaktně dokázat, zda by taková ochrana nehodě skutečně zabránila.

Z rozboru výsledků této práce jsou patrné odlišné přístupy jednotlivých výrobců letounů. Firma Boeing a Embraer dává větší prostor posádce letounu a zdůrazňuje, že pilot má vždy prioritu nad počítačem. Firma Airbus však volí více aktivních prvků. V této diskuzi bylo částečně dokázáno, že větší míra aktivní ochrany letové obálky je žádoucí a nejspíše by zabránila některým ze zde uvedených nehod. Nicméně je nutné taktéž uvést, že vyšší míra ochrany a obecně komplexnější systémy ochrany letové obálky zvyšují nároky na znalosti všech systémů, které mají návaznost právě na systémy ochrany letové obálky. Z toho důvodu je žádoucí podrobný a kvalitní výcvik, pakliže by letoun měl být vybaven složitým systémem ochrany letové obálky. Taktéž si posádka musí být vždy vědoma, v jakém módu se letoun aktuálně nachází (například normal/alternate law) a přizpůsobit tomu pilotáž.

6 Závěr

Systémy ochrany letové obálky jsou jistě velmi moderním a komplexním tématem. Tyto systémy se budou v budoucnu dále vyvíjet a bude zajisté velmi zajímavé sledovat, jaký přistup budou v budoucnu volit na svých nových typech jednotliví výrobci jako Airbus, Boeing anebo Embraer.

Z výsledků této práce je patrné, že větší míra ochrany letové obálky je všeobecně žádoucí a může posádce pomoci v určitých situacích. Díky tomu tak můžeme například téměř s jistotou tvrdit, že pokud by byl letoun B737 společnosti FlyDubai vybaven aktivními prvky ochrany letové obálky, tak by k nehodě vůbec nemuselo dojít.

V této práci došlo taktéž k poměrně rozsáhlému popisu systémů ochrany letové obálky. Lze tak poměrně přesně odečíst, jaké systémy ochrany letové obálky volí nejvýznamnější „hráči“ na poli výrobců letounů. Kromě toho byly zpracovány názorné ukázky systémů ochrany letové obálky na konkrétních typech letounů, a to včetně jednoho z nejvýznamnějších, tedy Airbusu A320. Díky komplexnosti a různorodosti ochran, kterými tento letoun disponuje, jsme mohli právě na vybraných nehodách ostatních letounů odhadnout, jestli k této nehodě vůbec muselo dojít. Vzhledem k provázanosti systémů ochrany letové obálky, zejména se systémy řízení, zde byly jako určitá nadstavba zpracovány právě taktéž systémy řízení příslušných letounů. Následně tak došlo z tohoto pohledu k překročení rozsahu této práce, které je však pro správné pochopení systémů ochrany letové obálky vhodné.

Věřím, že takto zpracovaná bakalářská práce poslouží v budoucnu jako názorná ukázka, jak velká míra ochrany letové obálky letounů je žádoucí, a to především díky obecnému popisu uplatněném následně na konkrétních nehodách, pro dosažení optimalizace a vysoké efektivity systémů ochrany letové obálky. Kromě toho taktéž usuzuji, že tato práce bude moci posloužit zároveň jako příprava studentů na zkoušku z předmětu Palubní přístroje na Českém Vysokém Učením Technickém i na Úřadě pro civilní letectví. Rozsah a popis systémů ochrany letové obálky a systémů řízení, které byly v této práci rozebrány na konkrétních typech letounů taktéž mohou případně posloužit profesionálním pilotům jako studijní materiály na výběrová řízení, případné na typové zkoušky na konkrétním letounu.

Dále věřím, že veškeré poznatky, získané při tvorbě této bakalářské práce, využiji v budoucnu, jak ve své diplomové práci, tak i následně ve svém zaměstnání.

7 Zdroje

[1] Flight Control Laws. In: Skybrary [Online]. 27.06.2020 [cit. 2020-10-10]. Dostupné z: https://www.skybrary.aero/index.php/Flight_Control_Laws#:~:text=The%20design%20philosophy%20is%3A%20%22to,limitations%20by%20means%20of%20tactile%2C

[2] Embraer ERJ 190-300 Flight Envelope Protection. In: Beta regulations [Online]. 4.8.2020 [cit. 2020-8-10]. Dostupné z: https://beta.regulations.gov/document/FAA-2017-0317-0001

[3] Flight Envelope Protection for Automatic and Augmented Manual Control. In: Aerospace Europe [Online]. 10.4.2017 [cit.2020-8-10]. Dostupné z: https://aerospace-europe.eu/media/books/delft-0120.pdf

[4] Palubní přístroje II, Štěpán Matouš. 2002 [cit. 2020-2-25].

[5] Palubní přístroje (prezentace), Martin Vecko. 2017 [cit. 2020-8-27].

[6] Flight Crew Operating Manual, Airbus A320. 10.10.2017 [cit. 2020-3-10].

[7] Airbus A320 family. In: Wikipedia [Online]. 15.11.2020 [cit. 2020-2-25] Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Airbus_A320_family

[8] „Podepsáno. ČSA pořídí čtyři Airbusy A220 a tři A321XLR, skončí s ATR“. In: Zdopravy [Online]. 23.10.2019 [cit. 2020-2-30] Dostupné z: https://zdopravy.cz/podepsano-csa-poridii-ctyri-airbusy-a220-a-tri-a321xlr-skonci-s-atr-36173/

[9] Flight Crew Training Manual, Airbus A320. 1.10.2014 [cit. 2020-3-10].

[10] KNKT Indonesia Final Report PK-AXC Airbus A320. In: AAIU [Online] 28.12.2014 [cit. 2020-8-25]. Dostupné z: http://www.aaiu.ie/sites/default/files/FRA/KNKT%20Indonesia%20Final%20Report%20PK-AXC%20Airbus%20A320-216%20Air%20Asia%20PT%20Indonesia%202015-12-01.pdf

[11] Flight Crew Operating Manual, Boeing B787. 1.9.2019 [cit. 2020-9-25].

[12] Flight Crew Training Manual, B787. 30.6.2019 [cit. 2020-9-25].

[13] Embraer 190-100/-200, LOT OPERATIONS MANUAL part B, volume 2.1.12.2018 [cit. 2020-10-11].

[14] Embraer 170/190, Airplane Operations Manual, volume 1. 1.8.2019 [cit. 2020-10-11].

[15] Embraer 190 EASA/JAA Airplane Flight Manual. 26.6.2019 [cit. 2020-10-11].

[16] Flight Crew Operations Manual, B737. 19.9.2020 [cit. 2020-10-20].

[17] MCAS. In: B737.org [Online]. 4.8.2020 [cit. 2020-10-20].

[18] KORDOŠ, Jakub - E-mailová korespondence [Online], [2020-11-2].

[19] GARAJ, Petr - E-mailová korespondence [Online], [2020-11-2].

[20] Final Report: Accident to Airbus A330-203. In: AAIU [Online]. 17.10.2014 [cit. 2020-9-20]. Dostupné z: http://www.aaiu.ie/sites/default/files/FRA/BEA%20France%20Accident%20Airbus%20A330-203%20F-GZCP%20AF447%20Atlantic%20Ocean%2001-06-2012_opt.pdf

[21] B737-8KN A6-FDN Fatal Accident - Final Report. In: MAK IAC [Online]. 25.11.2019 [cit. 2020-10-8]. Dostupné z: https://mak-iac.org/upload/iblock/3d1/report_a6-fdn_eng.pdf

[22] Runway Impact During Attempted Go-Around. In: GCAA [Online]. 6.11.2020 [cit. 2020-11-10]. Dostupné z: https://www.gcaa.gov.ae/en/ePublication/admin/iradmin/Lists/Incidents%20Investigation%20Reports/Attachments/125/2016-Published%20Final%20Report%20AIFN-0008-2016-UAE521%20on%206-Feb-2020.pdf

[23] Descent Below Visual Glidepath and Impact With Seawall Asiana Airlines Flight 214. In: NTSB [Online]. 24.6.2014 [cit. 2020-11-10]. Dostupné z: https://www.ntsb.gov/investigations/AccidentReports/Reports/AAR1401.pdf

[24] KŘENEK, Martin - E-mailová korespondence [Online], [2020-11-1].

[25] ŠUDOMA, Marek - E-mailová korespondence [Online], [2020-11-17].