VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

VÝVOJ PALUBNÍCH SOUSTAV DOPRAVNÍCH LETADEL

DEVELOPMENT OF AIRCRAFT SYSTEMS

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE
BACHELOR´S THESIS

AUTOR PRÁCE FILIP SOKOL
AUTHOR

VEDOUCÍ PRÁCE ING. HELENA TREFILOVÁ
SUPERVISOR

BRNO 2012

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav
Akademický rok: 2011/2012

ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

student(ka): Filip Sokol

který/která studuje v **bakalářském studijním programu**

obor: **Strojní inženýrství (2301R016)**

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma bakalářské práce:

Vývoj palubních soustav dopravních letadel

v anglickém jazyce:

Development of aircraft systems

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Palubní soustavy jsou jednou z nejvíce se rozvíjejících oblastí u všech typů letadel. Během doby prošla elektrická, hydraulická, palivová i řídící soustava značnou změnou, která se promítla do složitosti, spolehlivosti i ceny celého letounu. Postupem času se přešlo z klasických řešení na koncepty More Electric Aircraft a More Electric Engine. Veškeré rozdíly jsou zřejmé jak u dopravních letounů kategorie CS-23 i CS-25.

Cíle bakalářské práce:

Vypracujte přehled jednotlivých palubních soustav a systému řízení u letounů kategorie CS-23 a CS-25.
Popište vývoj elektrických, hydraulických a palivových soustav a systému řízení u jednotlivých typů letounů a postupný přechod ke konceptům More Electric Aircraft a More Electric Engine.

Seznam odborné literatury:

[1] JANE'S: All the World's Aircraft 2008-2009.
[2] MOIR, I.; SEABRIDGE, A.: Aircraft Systems: Mechanical, electrical, and avionic subsystems integration. Third Edition. United Kingdom: John Wiley & Sons, Ltd. 2008. 504 s. ISBN 978-0-470-05996-8.
[3] SLAVÍK, S. a kolektiv: Aerodynamika, konstrukce a systémy letounů. Učební texty dle předpisu JAR-66. Studijní modul 11. Brno: CERM 2005. 600 s. ISBN 80-7204-367-6.
[4] JAA ATPL BOOK 01: Airframes and Systems. Germany: Jeppesen GmbH 2001. ISBN 0-88487-285-8.
[5] JAA ATPL BOOK 02: Electrics and Electronics. Germany: Jeppesen GmbH 2001. ISBN 0-88487-285-8.

Vedoucí bakalářské práce: Ing. Helena Trefilová

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2011/2012.
V Brně, dne 21.11.2011

L.S.

prof. Ing. Antonín Píštěk, CSc. Ředitel ústavu	prof. RNDr. Miroslav Doupovec, CSc. Děkan fakulty

Abstrakt

Bakalářská práce s názvem „Vývoj palubních soustav dopravních letadel“ se zabývá vývojem řídících, elektrických, hydraulických a palivových soustav dopravních letadel typu CS-23 a CS-25. Práce je rozdělena na jednotlivé kapitoly, z nichž se každá zabývá popisem jednotlivé palubní soustavy. Vývoj je uveden vždy na začátku této kapitoly a zbylá část je pak věnována základnímu popisu.

V závěru práce jsou uvedeny nejnovější trendy v řízení letadel a popis postupných přechodů v koncepty More Electric Aircraft a More electric Engine. Samotný konec práce tvoří srovnání letounů podle palubních soustav, které používají.

Klíčová slova

Letadlo, vývoj, palubní soustavy, elektrické soustavy, hydraulické soustavy, palivové soustavy, řídící soustavy, more-electric

Abstract

The bachelor thesis with the name „Development of aircraft systems“ deals with development of flight control, electrical, hydraulic and fuel systems of aircraft type CS-23 and CS-25. The thesis is divided into particular chapters; each one concerns with description of particular system. The development is always mentioned at the beginning of each chapter and the rest is dedicated to basic description.

There are mentioned the latest trends in flying control of the aircraft and a description of gradual transition into concepts More Electric Aircraft and More Electric Engine in the end of the thesis. The very end is comprised of comparison of aircrafts according to the aircraft systems they use.

Key words

Aircraft, development, aircraft systems, electrical systems, hydraulic systems, fuel systems, flight control systems, more-electric

Bibliografická citace

SOKOL, F. *Vývoj palubních soustav dopravních letadel.* Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2012. 41 s. Vedoucí bakalářské práce Ing. Helena Trefilová.

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci na téma vývoj palubních soustav dopravních letadel vypracoval samostatně s použitím odborné literatury a pramenů, uvedených v seznamu použité literatury na konci práce.

Poděkování

Úvodem bych rád poděkoval vedoucí mé bakalářské práce Ing. Heleně Trefilové za odborné vedení a dodané materiály potřebné k vypracování mé práce.

Obsah:

1. Úvod ... 10
2. Systémy řízení letadel ... 11
   2.1. Vývoj systémů řízení letadel ... 11
   2.2. Základní rozdělení prvků řízených systémy letadel ... 11
      2.2.1. Primární řízení letadel ... 11
      2.2.2. Sekundární řízení letadel ... 12
   2.3. Základní rozdělení systémů řízení ... 12
      2.3.1. Mechanické systémy ... 12
      2.3.2. Hydraulicko-mechanické systémy ... 13
      2.3.3. Elektro-hydraulický systém ... 14
      2.3.4. Fly-by-wire (FBW) ... 14
3. Hydraulické systémy ... 15
   3.1. Vývoj hydraulických systémů ... 15
   3.2. Hlavní prvky hydraulického systému ... 16
      3.2.1. Čerpadlo ... 16
      3.2.2. Hydromotor ... 16
      3.2.3. Hydraulický akumulátor ... 16
      3.2.4. Nádrž ... 16
      3.2.5. Filtry ... 16
      3.2.6. Prvky pro řízení tlaku ... 16
      3.2.7. Škrtící ventily ... 17
      3.2.8. Rozvaděč ... 17
   3.3. Základní hydraulické okruhy ... 17
      3.3.1. Tlakové okruhy ... 17
      3.3.2. Nouzové okruhy ... 19
      3.3.3. Pracovní okruhy ... 19
4. Elektrické systémy ... 20
   4.1. Vývoj elektrických systémů ... 20
   4.2. Zdroje stejnosměrného proudu (DC) ... 21
      4.2.1. Primární zdroje ... 21
      4.2.2. Sekundární zdroje ... 22
   4.3. Zdroje střídavého proudu (AC) ... 22
      4.3.1. Primární zdroje ... 22
      4.3.2. Sekundární zdroje ... 22
   4.4. Generátory ... 22
      4.4.1. Stejnosměrné letecké generátory ... 22
      4.4.2. Střídavé letecké generátory ... 23
   4.5. Akumulátory ... 23
      4.5.1. Olověné akumulátory ... 23
      4.5.2. Alkalické akumulátory ... 23
      4.5.3. Stříbrozinkové akumulátory ... 23
   4.6. Typické elektrické systémy ... 24
      4.6.1. Typický elektrický systém kategorie letadel CS-23 ... 24
      4.6.2. Typický elektrický systém kategorie letadel CS-25 ... 25
5. Palivové soustavy ... 25
   5.1. Vývoj palivových soustav ... 25
   5.2. Rozdělení palivových soustav ... 26
   5.3. Hlavní prvky palivových soustav ... 26

5.3.1. Palivové nádrže ... 26
5.3.2. Přečerpávací čerpadla ... 26
5.3.3. Filtry ... 26
5.3.4. Systém ventilů ... 27
5.3.5. Kontrolní zařízení ... 27
5.3.6. Spojovací potrubí ... 27
5.4. Propojení nádrží ... 27
5.5. Přečerpávání paliva ... 28
5.5.1. I typový způsob přečerpávání paliva ... 28
5.5.2. II typ přečerpávání paliva ... 29
5.6. Systém kontroly paliva ... 29
5.6.1. Palivoměry ... 29
5.6.2. Spotřeboměry ... 30
5.6.3. Tlakové signalizátory ... 30
6. More Electric Aircraft – MEA ... 30
6.1. Vývoj konceptu MEA ... 30
6.2. Rozdíly a výhody oproti konvenčním letadlům ... 31
6.3. Elektrický systém konceptu MEA ... 32
7. More Electric Engine – MEE ... 32
7.1. Změny oproti konvenčním motorům ... 32
8. More Electric Actuation ... 34
8.1. Elektro-hydrostatický servomechanismus EHA ... 34
8.2. Elektro-mechanický servomechanismus EMA ... 35
9. Přehled používaných palubních soustav v letadlech ... 35
10. Závěr ... 36
11. Seznam použité literatury ... 36
12. Přílohy ... 37
12.1. Palubní soustavy letadel CS-23 ... 37
12.2. Palubní soustavy letadel CS-25 ... 40

Vývoj palubních soustav dopravních letadel

1. Úvod

Od úplného počátku letectví, kdy do vzduchu poprvé vzlétli bratři Wrightové, se letadla neustále zdokonalují a vylepšují. Roste jejich rychlost, maximální dostupná výška a vzdálenost letu, hmotnost a objem přepravovaného materiálu. S rostoucími požadavky se vyvíjely i palubní soustavy letadel. Do systémů řízení se začaly zavádět posilovače řízení v podobě hydraulických servomechanismů, do palivových a hydraulických soustav účinnější čerpadla a vylepšení systému ventilů, zvětšil se elektrický výkon, apod. Řízení letadla se stávalo jednodušší, bezpečnější a spolehlivější. Po vývoji a zavedení proudových motorů se na úkor zvětšení rychlosti a výkonu, zvětšuje i spotřeba paliva. Z důvodu přidání přídavných nádrží se letouny zvětšují a je umožněno zvětšení kapacity pro přepravu cestujících nebo nákladu. Jsou tak kladeny stále větší požadavky ohledně bezpečnosti, spolehlivosti, úspoře hmotnosti vzhledem k velikosti letadel, nižší výrobní a provozní náklady, apod. Nejnovější dopravní letadla dokážou bezpečně dopravit i více než 500 cestujících během jednoho letu.

Následující bakalářská práce se zabývá vývojem jednotlivých palubních soustav, jejich základním popisem, principem činnosti, a následným popisem stále více zavádějící elektronikou do systémů. Právě díky modernizaci v elektronické oblasti je letoun mnohem spolehlivější a bezpečnější pro dopravu cestujících. Tuto elektronizaci popisují koncepty more-electric, kde má letoun mnohem větší úsporu hmotnosti a spotřeby paliva. Dnes patří letecká doprava mezi nejrychlejší a nejspolehlivější způsob přepravy materiálu a osob.

2. Systémy řízení letadel [2], [3], [7]

2.1. Vývoj systémů řízení letadel [3]

Systémy řízení letadel prošly v průběhu let velkými změnami a mnoha různými vylepšeními. Ovládání letu u prvních letounů bylo prováděno zakřivováním řídících a nosných ploch pomocí lan a táhel, připojených k ovládacím prvkům pilota. Pro pohodlné a bezpečné létání nebyl tento způsob ovládání plně dostačující, a tak nedlouho poté byl vyvinut systém pomocných ploch opět ovládaný pomocí táhel, lan a kladek propojených k ovládacím prvkům, ovšem s pohodlnějším a méně náročným ovládáním letu. Tento způsob ovládání vydržel mnoho let a i dnes se objevuje u menších letadel.

Pozdější nástup větších a rychlejších letadel znamenal také nástup mnohem vyšších zatížení od aerodynamických sil na řídící plochy letadla, čímž bylo stále obtížnější ovládat letoun pouze fyzickými silami. Začaly se tedy objevovat pomocné hydraulické servomechanismy k odlehčení tělesné námahy pilota. Tyto mechanismy s sebou přinesly další problém. Pilot již nebyl schopen odhadnout přesnou sílu potřebnou k řízení a při provádění manévrů tak mohlo velmi snadno dojít k přetížení letadla. Nezbytnou součástí hydraulických servomechanismů jsou proto prostředky pro umělé zavádění sil do řízení, které odpovídají zpětné vazbě působením pilota při řízení letounu.

Se zvyšováním rychlostí letadel se začaly používat první elektronické prvky v řízení. Byly použity v automatických stabilizačních systémech a tlumičů kmitání kvůli nežádoucím aerodynamickým jevům vlivem vysokých rychlostí, jako například Holandský krok-kmitání podél svislé a vodorovné osy zároveň. Postupem času se dostal vývoj systémů řízení do fáze, kdy byly odstraněny mechanické spojení mezi pilotem a hydraulickým servomechanismem, a nahrazeny elektrickými a elektronickými prostředky ovládání letu. Z počátku se jednalo o hybridní konstrukce, kde bylo v případě poruchy možné přejít k mechanickému ovládání letounu. Rychlý rozvoj digitální elektroniky dál vedl k vývoji Fly-by-wire systému, kde je mechanické ovládání zcela odstraněno a plně nahrazeno elektronikou. Tento systém se kvůli menší hmotnosti a značně zlepšeným manipulačním schopnostem používá v nejmodernějších stíhacích a dopravních letadlech.

2.2. Základní rozdělení prvků řízených systémy letadel [2], [7]

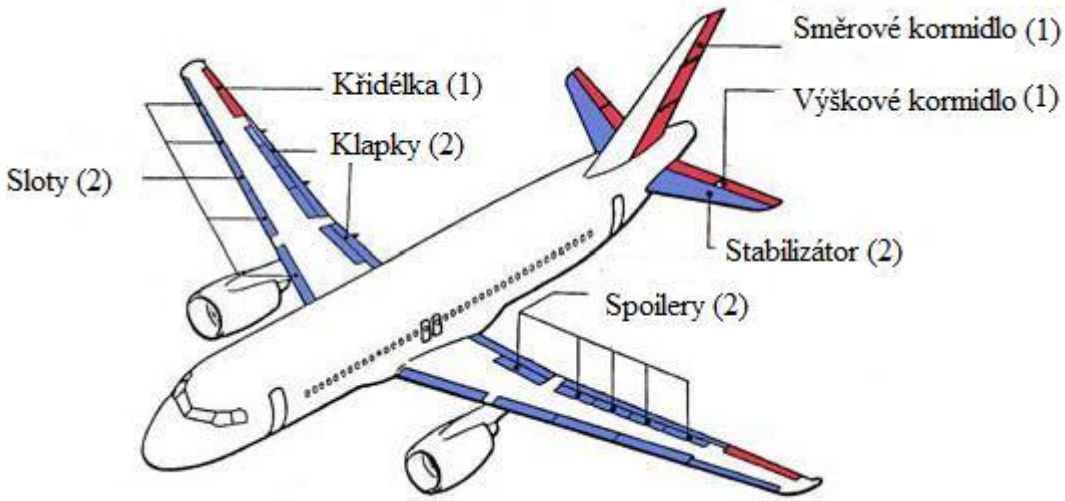
- Primární (základní) řízení
- Sekundární (ostatní) řízení

2.2.1. Primární řízení letadel

Mezi primární řízení letadel patří tři základní operace: klonění, klopení a zatáčení. Klopení se provádí pomocí výškového kormidla umístěného na zadním křídle letounu a patří mezi vodorovné ocasní plochy. Klonění je ovládáno křidélky, což jsou pohyblivé plochy vnější části křídla. U velkých dopravních letadel se dají ke klonění použít také spoilery. Zatáčení letounu je prováděno směrovým kormidlem-pohyblivou částí svislé ocasní plochy zadního křídla. Klonění a klopení ovládá pilot řídící pákou, zatáčení pomocí pedálů. Primární prvky dopravního letadla lze vidět na obr. 2.1, kde jsou označeny číslem 1.

2.2.2. Sekundární řízení letadel

K tomuto ovládání letounu lze přiřadit všechna ostatní ovládání, která nepatří mezi tři základní operace. Patří zde například ovládání vztlakových klapek, které slouží ke zvýšení vztlaku letadla a snížení přistávací rychlosti. Dále vyvažovací plošky k usnadnění ovladatelnosti, ovládání přistávacího podvozku, spoilery a další. Na obr. 2.1 jsou některé sekundární prvky označeny číslem 2



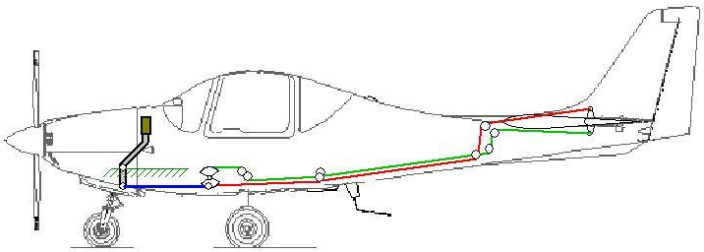
Obr. 2.1 – Primární a sekundární prvky řízení [7]

2.3. Základní rozdělení systémů řízení [3], [7]

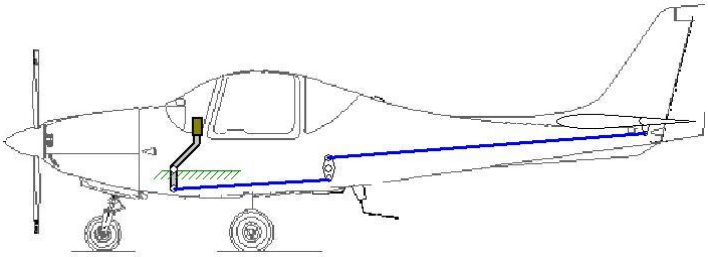
- Mechanické,
- Hydraulicko-mechanické,
- Elektro-hydraulické,
- Fly-by-wire,

2.3.1. Mechanické systémy

Jedná se o základní systém ovládání, který se používá jen u menších a pomalejších letadel, kde aerodynamické síly nedosahují velikých rozměrů, a letoun se dá ovládat jen silou pilota. Pro přenos sil mezi ovládacími prvky v kokpitu a řídícími plochami letounu se používají dva hlavní systémy, a to systém napínacích lan a kladek, a systém táhel. Na obr. 2.2 je zobrazeno ovládání výškového kormidla systémem lan a kladek, na obr. 2.3 systémem táhel. Někdy je použito i kombinování obou. U větších letadel s mechanickým systémem ovládání, kde by měl pilot problém letoun ovládat pouze svými silami, nebo by ho ovládání mohlo příliš unavit, se používá systém mechanických převodů, které zvyšují sílu pilota.



Obr. 2.2 – Mechanický systém řízení lany [7]

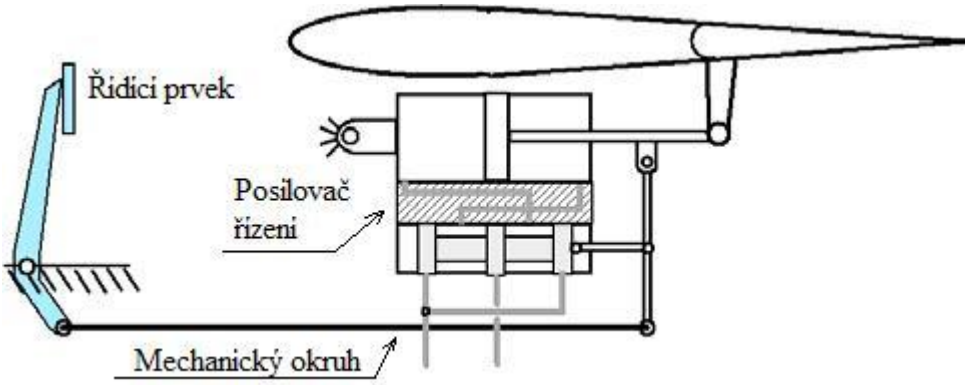


Obr. 2.3 – Mechanický systém řízení táhel [7]

U některých mechanických systémů se také používá pomoc vyvažovacích plošek. Vyvažovací plošky jsou závislé na řídících plochách letounu a pomáhají jim k jejich pohybu, ke snížení působících aerodynamických sil a tím ke snížení mechanických sil potřebných k jejich ovládání. Poprvé byly využity u menších nákladních letadel

2.3.2. Hydraulicko-mechanické systémy

Hydraulicko-mechanické systémy se používají u větších a rychlejších letadel a tam, kde pouze mechanické systémy už nestačí ke spolehlivému ovládání letounu. Celý systém se skládá spojením mechanického okruhu, tvořený systémem táhel popřípadě natahovacích lan a kladek, a hydraulického servomechanismu, který je z pravidla zapojený hned u řídících ploch letounu. Mechanický okruh a servomechanismus k sobě mohou být ve vratném nebo nevratném zapojení. U vratného zapojení se vyvolané síly na řídící plochy rozdělí mezi servomechanismem a mechanickým okruhem. Pilot tak stále pociťuje síly v řídících prvcích a letoun ovládá vlastními silami. U nevratného zapojení už se aerodynamické síly mezi servomechanismem a mechanickým okruhem nedělí. Pilot svými silami pomocí mechanického okruhu ovládá jen servomechanismus a veškeré aerodynamické síly v řídících plochách letounu tak ovládá posilovač řízení. Takto zapojený systém příliš nezatěžuje mechanický okruh. Nevýhoda ovšem spočívá v množství přídavných mechanismů simulujících umělé pocity sil v řídících prvcích letounu. Obr. 2.4 zobrazuje hydraulicko-mechanické ovládání výškového kormidla ve vratném zapojení.

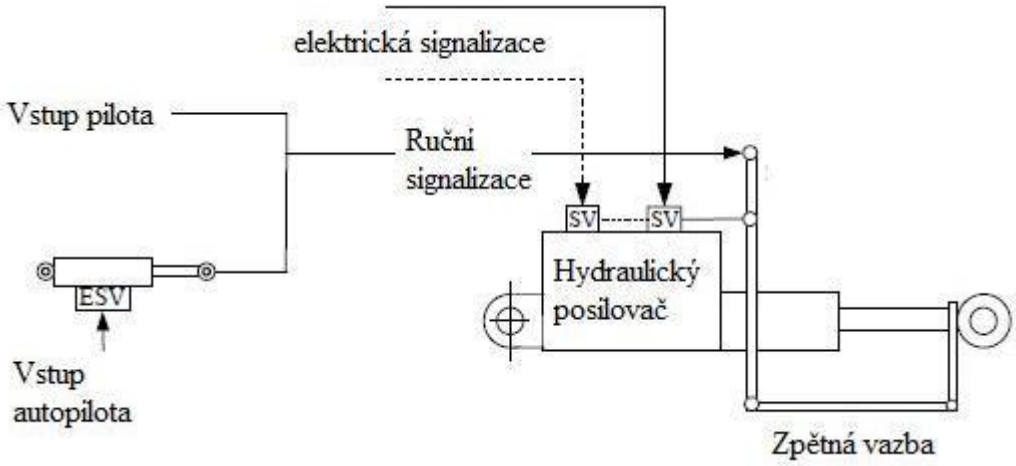


Obr. 2.4 – Hydraulický systém řízení ve vratném zapojení [7]

2.3.3. Elektro-hydraulický systém

Tento systém využívá většina moderních letadel díky sníženému zatížení pilota. Letoun se dá ovládat ručně, nebo zcela elektronicky při zapnutí autopilotního režimu, jak zobrazuje obr. 2.5. Při ručním řízení je letoun ovládán pilotem stejným způsobem, jako při hydraulicko-mechanickém systému, a to ručně s hydraulickým posilovačem řízení. Při zapnutí autopilotního režimu jsou řídící plochy letounu ve své podstatě opět ovládány hydraulikou, ovšem součástí systémů jsou elektrohydraulické servoventily, které mění elektrické signály z palubního počítače a autopilota na mechanické účinky. Hydraulické posilovače tak neovládá pilot přes mechanické obvody, ale palubní počítač elektrickými signály. Při vypnutí autopilotního režimu se opět obnoví hydraulicko-mechanický okruh a letoun je tak opět ovládán pilotem.

Elektronika se v letadle dále využívá v autostabilizačních systémech a tlumičích kvůli holandskému kroku, což je nežádoucí aerodynamický jev, při kterém letoun osciluje jak ve vodorovné, tak v podélné ose. V dopravním letounu s takovýmto systémem je pak let mnohem pohodlnější, u bojových letounů je mnohem snadnější zaměřit cíl.

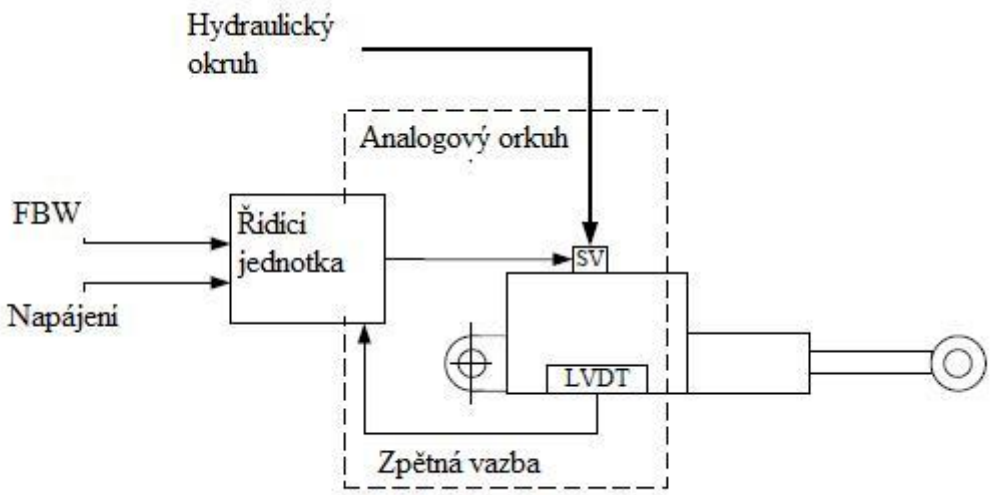


Obr. 2.5 – Elektro-hydraulický systém řízení [3]

2.3.4. Fly-by-wire (FBW)

Systém fly-by-wire vznikl v důsledku stále se zdokonalující elektronizace letadel a požadavkům zmenšení jejich hmotností. Jedná se o princip, kde jsou veškeré signály vedeny elektronickou cestou a je úplně odstraněn mechanický okruh mezi řídícími prvky letounu ovládané pilotem popřípadě autopilotem a hydraulickými posilovači. Poprvé se objevil v Airbusu A320 a dnes se běžně používá u většiny velkých dopravních a vojenských letounů.

Princip ovládání letadla systémem FBW zobrazuje obr. 2.6. Po přesunutí řídícího členu pilotem se vyšle signál do palubního počítače. K vůli bezpečnosti bývají tyto signály několikanásobně zálohovány a signál je tedy odeslán většinou třemi elektrickými okruhy. Palubní počítač signál zpracuje, vyhodnotí a přidá další elektrický okruh. Tyto čtyři okruhy, tzv. quadruplex, dál ovládají hydraulický servomechanismus, kterým jsou řízený řídící plochy letounu. Během pohybu řídících ploch se vrací zpět signál o jejich aktuální poloze do palubního počítače. Jakmile dosáhne řídící plocha požadované polohy, příchozí a odchozí signály se vzájemně vyruší a proces řízení se ukončí.



Obr. 2.6 – Fly-by-wire [3]

3. Hydraulické systémy [2], [3], [6]

3.1. Vývoj hydraulických systémů [3]

Hydraulické soustavy se do letadel zavádí od roku 1930, kdy se začal hydraulikou ovládat přistávací podvozek. Později se objevovaly i v systémech řízení letu jako hydraulické posilovače, kde byl kladen zvlášť velký důraz na bezpečnost celého hydraulického okruhu, aby nebyla ohrožena bezpečnost letu. Hydraulické systémy dodnes zůstávají nejúčinnějšími ovladači primárních a sekundárních prvků letadla, ovládacího podvozku a brzd. V konceptech more-electric jsou ovšem některé oblasti nahrazeny elektronikou. V posledních třiceti letech bylo stále lákavější nahradit všechny hydraulické systémy elektronikou, a přesto si hydraulický výkon udržel své postavení díky skvělým kombinačním vlastnostem, například malá hmotnost za jednotku výkonu. I přes zavedení vzácných magnetických surovin do elektroniky, nemůže výkon elektromotoru soupeřit s výkonem v poměru k hmotnosti hydrauliky, hlavně nad 3 kW.

Hydraulické systémy si své postavení udržují také díky požadavkům, které jsou kladeny obecně na všechny systémy, jako například nízká hmotnost a hlasitost, nízké nároky na údržbu, spolehlivost systému, nízká cena, atd. Tyto požadavky hydraulické systémy velmi dobře splňují, a navíc mohou přidat další skvělé vlastnosti jako pružnost instalace díky malému průměru potrubí, mohou odolat přetížení systému bez poškození a při použití oleje jako hydraulické kapaliny poskytují mazání systému.

V Posledních deseti letech se zavedením mikroprocesorů udělal v hydraulických systémech velký krok vpřed ve svém vývoji. Díky nim se mohou překonat některé předchozí nedostatky a otevírá se tak cesta k tzv. inteligentním čerpadlům a ventilům – konceptu More electric actuation.

3.2. Hlavní prvky hydraulického systému [2], [6]

3.2.1. Čerpadlo

Čerpadla, nebo také hydrogenerátory, přečerpávají hydraulickou kapalinu z nádrže a dodávají ji do systému. V závislosti na typu letadla v něm může být jedno nebo více čerpadel, které jsou většinou připojeny k převodovce motoru. Rozeznáváme několik typů čerpadel, z nichž nejpoužívanější jsou čerpadla zubová a pístová.

3.2.2. Hydromotor

Letecké hydromotory převádějí tlakovou energii kapaliny v energii mechanickou. Dělí se podle konstrukce na jednočinné, dvojčinné a vyvážené, a podle pohybu na hydromotory s přímočarým pohybem, s rotačním pohybem a kývavým pohybem.

V případě potřeby se v hydromotorech může vytvořit mechanický nebo hydraulický zámek. Při hydraulickém zámku se kapalina uzavře mezi zpětným ventilem a pístem, a díky nestlačitelnosti kapaliny je tak hydromotor uzamčen. V případě mechanického zámku se hydromotor může blokovat např. kuličkou.

3.2.3. Hydraulický akumulátor

Slouží jako nouzový zdroj energie při výpadku čerpadla, v případě přetlaku ukládá hydraulickou kapalinu a tlumí kolísání tlaku kapaliny. Kapalině brání před návratem zpět do nádrže odpor ventilů, potrubí, filtrů, apod. Při hromadění hydraulického tlaku v akumulátoru se plyn, vzduch nebo dusík, stlačuje do kapaliny a dochází tak k vyrovnání tlaku v systému. Kapalina je od plynu oddělena gumovým pružným vakem, nebo pístem.

3.2.4. Nádrž

Nádrž v hydraulickém systému slouží jako prostor pro uložení hydraulické kapaliny, na kterou působí jako chladič. Musí mít dostatečně velký objem pro odchylky kapaliny během teplotní roztažnosti, nebo ztráty kapaliny v případě netěsností. Většina hydraulických nádrží je přetlakovaná z důvodu dostatečně velkého vstupního tlaku do čerpadla.

3.2.5. Filtry

Filtry jsou v sacím i tlakovém vedení systému a používají se k čištění hydraulické kapaliny. Mohou být také vybaveny senzory ke snímání tlakových rozdílů, např. při zvýšení tlaku v důsledku ucpaného filtru. Proti ucpání filtru vlivem vysoké viskozity kapaliny slouží oboustranná pružina.

3.2.6. Prvky pro řízení tlaku

Mezi prvky pro řízení tlaku patří pojistné, popouštěcí a redukční ventily, které si konstrukčně jsou velmi podobné.

Pojistný ventil – Slouží k omezení zvyšování tlaku v okruhu, čímž hydraulický okruh chrání. V případě zvýšení dovoleného tlaku se otevře a tlak sníží dovoleným průtokem kapaliny.

Přepouštěcí ventil – V případě neustále se měnícího tlaku v hydraulickém okruhu ho udržuje konstantní

Redukční ventil – Slouží ke snížení tlaku a používá se v takových hydraulických okruzích, ve kterých je vyšší tlak, než tlak v hlavním okruhu.

3.2.7. Škrtící ventily

Pomocí škrtících ventilů se řídí průtok kapaliny. Průtok se mění změnou průřezu ventilu.

3.2.8. Rozvaděč

Rozvaděče řídí směr kapaliny do hydromotoru. V hydraulickém okruhu mohou být dvoupolohové, nebo třípolohové rozvaděče. Dvoupolohové slouží k zastavení nebo k rezervaci hydromotoru. Třípolohové mají neutrální místo, které umožní hydromotor blokovat v jakékoliv poloze, nebo se volně pohybovat v obou směrech

3.3. Základní hydraulické okruhy [6]

Hydraulický systém se skládá z několika okruhů, které lze rozdělit na:

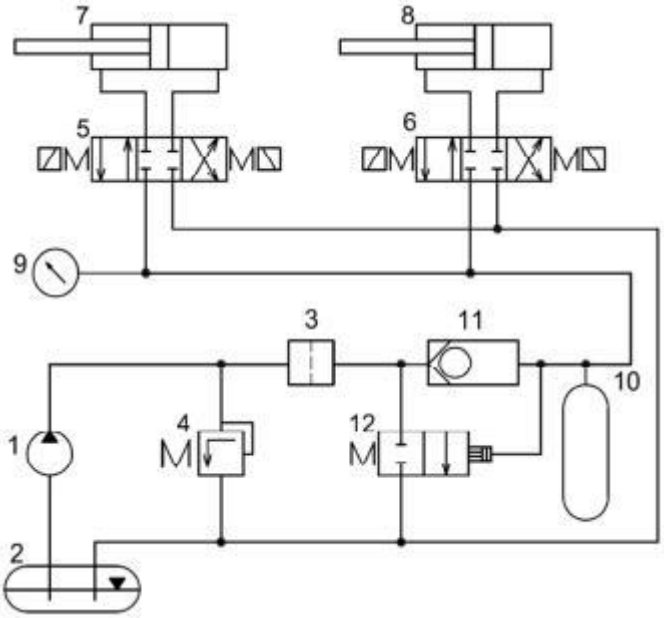
- Tlakové okruhy
- Nouzové okruhy
- Pracovní okruhy

3.3.1. Tlakové okruhy

Musí zajistit přeměnu mechanické energie na tlakovou

a) Tlakový okruh s odlehčovacím ventilem

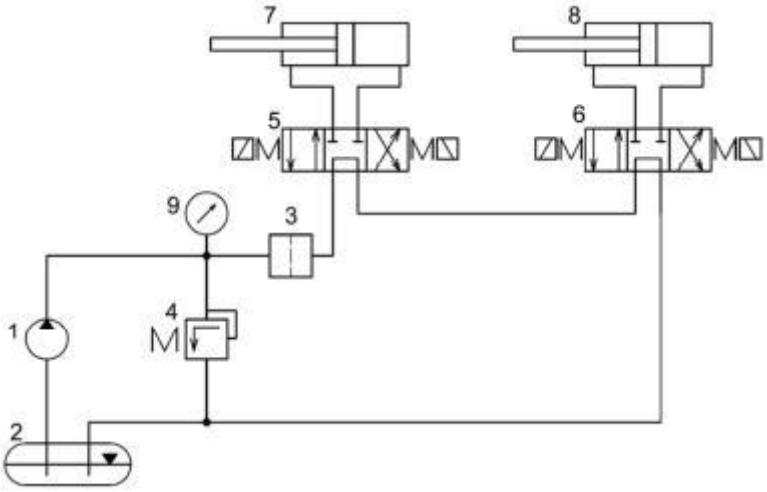
Zobrazuje jej obr. 4.1. Čerpadlo bez regulace průtoku 1 nasává z přetlakované nádrže 2 kapalinu a dodává ji do hydromotorů 7 a 8 přes filtr 3, jednosměrný ventil 11 a rozvaděče 5 a 6. Pokud pracovní válce neodebírají energii, doplňuje se tlakovou kapalinou akumulátor 10. Dosáhne-li pracovní okruh maximálního tlaku, propojí odlehčovací ventil 12 zpětnou a výtlačnou větev, čímž tlak v okruhu poklesne. Před nebezpečným zvýšením tlaku slouží pojistný ventil 4. Tlak kapaliny měří nanometr 9.



Obr. 4.1 – Tlakový okruh s odlehčovacím ventilem [6]

b) Tlakový okruh s otevřeným středem

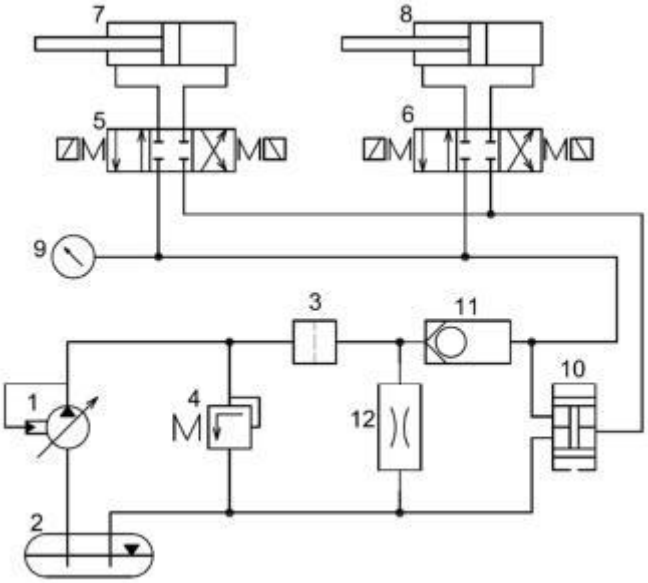
Je zobrazen na obr. 4.2. Rozvaděče 5 a 6 propojují při neutrální poloze zpětnou a výtlačnou větev. Tím je odlehčeno čerpadlo, které tak vede průtok zpět do nádrže 2. Po přepnutí rozvaděčů 5 nebo 6 je kapalina dodávána do hydromotorů 7 nebo 8. Tento tlakový okruh má velikou účinnost, ale hydromotory musí být zapojeny sériově a nesmí pracovat současně



Obr. 4.2 – Tlakový okruh s otevřeným středem [6]

c) Tlakový okruh s regulačním čerpadlem

je na obr. 4.3. Využívá čerpadlo s tlakovou regulací průtoku 1. Při dosažení regulačního tlaku snižuje čerpadlo průtok, při maximálním tlaku je průtok téměř nulový. Průtok čerpadla tak pokrývá jen průtokové ztráty a průtok skrz škrtící ventil 12. V případě nepracujících hydromotorů 7 a 8 zajišťuje průtok dobré chlazení a mazání čerpadla. Rozdíl mezi průtokem čerpadla a průtokem do nádrže 2 je vyrovnáván dvoukomorovým akumulátorem 10.

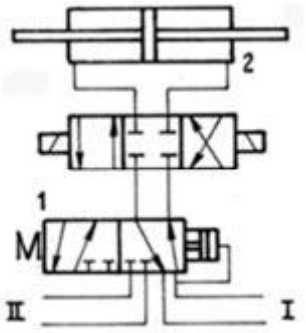


Obr. 4.3 – Tlakový okruh s regulačním čerpadlem [6]

3.3.2. Nouzové okruhy

K dosažení vysoké spolehlivosti hydraulické soustavy se zálohují jednotlivé prvky, nebo celé okruhy. V současných typech dopravních letadel má hydraulická soustava 3 nezávislé tlakové okruhy, které jsou napojeny na hydromotory tak, aby spolehlivost odpovídala významu konstrukčních částí letadla. Hydromotory nejdůležitějších částí tak bývají napojeny na všechny tři tlakové okruhy, méně důležité jedním nebo dvěma.

Jak poukazuje obr. 4.4, okruhy jsou propojeny tlakovým ventilem 1. V případě poruchy tlakového okruhu I. se přepne tlakový ventil a do hydromotoru je dodávaná kapalina z tlakového okruhu II.



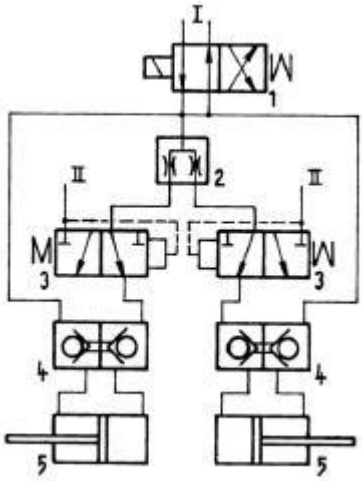
Obr. 4.4 – Nouzový okruh [6]

3.3.3. Pracovní okruhy

Přivádějí tlakovou energii do hydromotorů a zajišťují jejich správnou činnost z hlediska synchronizace, posloupnosti pohybu hydromotorů a rychlosti.

a) Pracovního okruh pro ovládání klapek

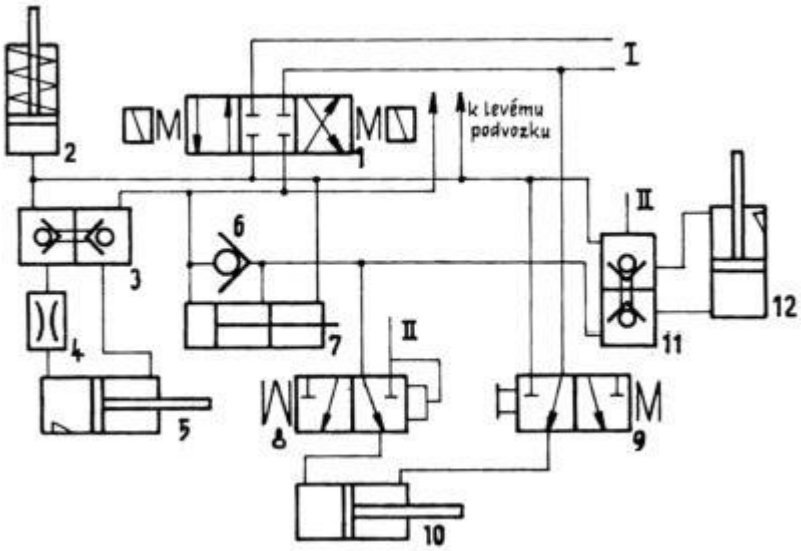
Je potřeba zajistit synchronizované vysunování pístnic v pracovních válcích 5, které je na obr. 4.5 zajištěno děličem proudu 2. Rozvaděč 3 zajišťuje nouzové vysunování klapek a je na něj připojen tlakový okruh II. Vysunutou i zasunutou polohu pístnic zajišťují hydraulické zámky 4.



Obr. 4.5 – Pracovní okruh ovládání klapek [6]

b) Pracovní okruh podvozku

Zobrazuje obr. 4.6. Tento okruh musí zajistit otevření krytů podvozku, vysunutí podvozku a jeho uzamčení. Tlakový okruh I je rozvaděčem 1 připojen na válec 5 příďové nohy, na válec krytu 10 a na válec pravé či levé nohy podvozku 12. K zabrzdění kol v zasunuté poloze slouží válec 2. Hydraulické a mechanické zámky 3 a 11 zajišťují krajní polohy pístnic válců. Válec 7 odemyká mechanický zámek, který podvozek zajišťuje v zatažené poloze. Blokovací ventil 3 slouží k zajištění následnosti pohybů mezi krytem a nohou podvozku. K otevření podvozku nouzovým tlakovým okruhem II slouží přepínač 8. II tlakový okruh také vysunuje příďový i hlavní podvozek.



Obr. 4.6 – Pracovní okruh podvozku [6]

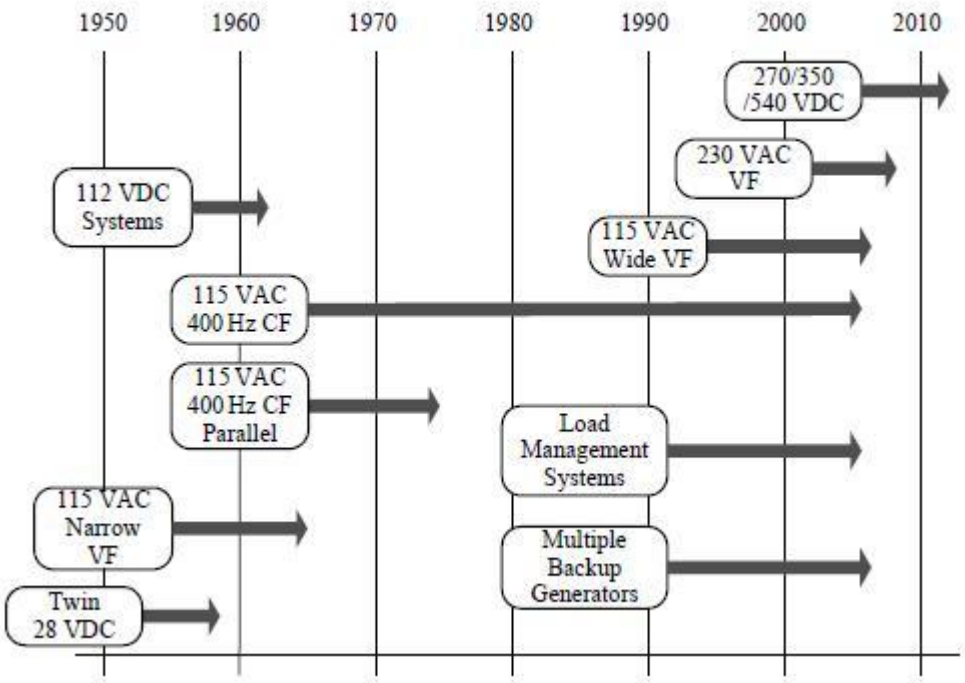
4. Elektrické systémy [3], [4], [5]

4.1. Vývoj elektrických systémů [3]

Elektrické soustavy letadel prodělaly během let, stejně jako soustavy řízení, veliký skok ve svém vývoji. První typický elektrický systém se vyskytoval v letadlech z let 1940 a 1950. Byl to dvojitý systém stejnosměrného proudu s napětím 28 V a používal se pro dvoumotorová letadla, kde byl každý motor poháněn 28 V generátorem. Letoun měl navíc jednu nebo dvě DC baterie a pro napájení letových přístrojů sloužil invertor s napětím 115 VAC.

První letadla, která nebylo možné takovým systémem napájet, byly vojenské V-bombardéry, konkrétně bombardér Vickers Valiant s elektricky zatažitelným podvozkem. Ten byl vybaven čtyřmi 115 VAC generátory pro každý motor jeden, navíc s paralelním uspořádáním, které zvýšilo množství kontrolních a ochranných obvodů. Dalšími bombardéry, které měly větší požadavky na napájení, byly Handley Page Victor se čtyřmi 73 kVA generátory a bombardér Nimrod se čtyřmi 60 kVA generátory, oba již se střídavým proudem.

Následující postupný vývoj elektrických soustav je zobrazen na obr. 4.1. Díky novým výkonným elektrickým systémům se střídavým proudem se začala elektronika také používat pro systémy řízení letu. Čtyřkanálové AC elektrické systémy, objevující se hlavně ve vojenských letounech jako B2 Avro Vulcan, nebo Vickers V10, tak často nahrazovaly hydraulicky ovládané prvky řízení elektrickými servopohony.



Obr. 4.1 – Schéma vývoje elektrických soustav [3]

Přechod na systémy s napětím 115 VAC s konstantní frekvencí 400Hz ovšem nebyl zcela bez potíží. Z počátku bylo potřeba regulovat otáčky motoru při plném výkonu a volnoběhu v poměru 2:1 kvůli velkému vlivu změny otáček na el. systém. K regulaci se používalo zařízení CSD – pohon s konstantními otáčkami. Bylo to v podstatě hydromechanické zařízení s ne-příliš velkou spolehlivostí. Situace se vyřešila až v posledním desetiletí s příchodem VSCF zařízení (variable-speed/constant frequency), které nahradily nespolehlivé CSD, a vývoj elektronických prvků v pevné fázi. Prvním letadlem, ve kterém se použilo VSCF zařízení, byl bojový stíhač F-18, dalším byl Boeing 737-500 a VSCF zařízení se poté začalo využívat stále častěji v bojových letounech a letadlech dle CS-25

Se stále většími požadavky na úsporu hmotnosti a větších výkonů byly vyvinuty nejnovější 270 VDC systémy. V těchto systémech jsou obsaženy vysokovýkonné generátory, které převádějí napětí 270 VDC na 115 VAC nebo 28 VDC kvůli elektronickým zařízením v letadlech. 270 VDC systémy ovšem umí dodat mnohem větší výkony pohybující se okolo 250-300kW. Například v Airbusu A380 je obsažen výkon 150 kVA na kanál a v Boeingu B787 dokonce 500 kVA na kanál. Vývoj těchto systému vedl ke konceptům More electric Aircraft a More electric engine, kde elektronika dostává stále větší přednost před hydraulickými a pneumatickými systémy.

4.2. Zdroje stejnosměrného proudu (DC) [5]

4.2.1. Primární zdroje

- Hlavní zdroj - pohání jej motor letadla,
- Pomocný zdroj - louží k zajištění napájení palubní sítě při vypnutých motorech, nejčastěji se používá u velkých letadel, kde je poháněný turbomotorem,

- Záložní zdroj - u malých letadel se jako záložní zdroj používá dynamo, které je poháněno náporovou vzduchovou turbínou; u vícemotorových letounů bývá shodný s hlavním zdrojem, ale poháněn je jiným motorem, nebo hydraulických systémem letadla,
- Nouzový zdroj - palubní baterie,

4.2.2. Sekundární zdroje

- Systém baterií,
- Stacionární nebo rotační měniče,
- Usměrňovače.

4.3. Zdroje střídavého proudu (AC) [5]

4.3.1. Primární zdroje

- Hlavní zdroje - motory poháněné alternátory,
- Pomocné zdroje - alternátory k použití na zemi i ve vzduchu,
- Záložní a nouzové zdroje - systém akumulátorů s nutnými střídači pro získání střídavého proudu,
- RAT (Generátory náporové turbíny),

4.3.2. Sekundární zdroje

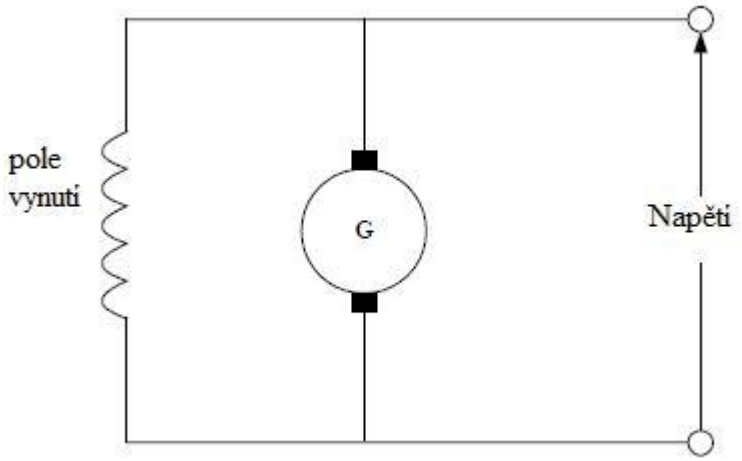
- Střídače (měniče) - slouží ke změně stejnosměrného proudu na střídavý.

4.4. Generátory [5]

Bývají zpravidla hlavními zdroji energie a můžeme je rozdělit na stejnosměrné a střídavé letecké generátory.

4.4.1. Stejnosměrné letecké generátory

Nejčastější napětí stejnosměrných generátorů je 28 V. Jedná se o derivační dynama, které mají vlastní paralelní elektro-magnetické buzení. Oproti průmyslovým strojům mají menší hmotnost, životnost a účinnost. Měrného výkonu 400-500W/kg dosahují: vysokými otáčkami (4000-9000 ot/min), prací za vyšších teplot a intenzivním chlazením. Z důvodu úbytku energie při navýšení odběru proudu se v obvodu využívá regulátor. Ten je schopen kompenzace změny odběru proudu a režimu motoru.



Obr. 4.2 – zapojení DC generátoru [3]

4.4.2. Střídavé letecké generátory

Jako zdroje střídavého proudu se využívají synchronní třífázové alternátory o výkonu 10-90kW většinou s konstantní frekvencí. Jsou to složené generátory ze tří částí, které mají společnou osu. Hlavní částí je generátor s permanentními magnety. Druhým stupněm je vícefázové vinutí budící, pomocí usměrňovacích diod, magnetické pole třetího stupně. Rozeznáváme tři druhy střídavých leteckých generátorů: Generátor s konstantní frekvencí, generátor s proměnnou frekvencí a VSCF generátory.

4.5. Akumulátory [5]

Akumulátory jsou zařízení, které hromadí elektrickou energii. Používají se jako pomocný zdroj elektrické energie, pro spuštění prvního motoru a napájení spotřebičů při vypnutých motorech, a jako nouzový zdroj v případě výpadku generátoru. Při nabíjení akumulátoru se mění elektrická energie na chemickou, v případě vybíjení je proces opačný.

4.5.1. Olověné akumulátory

Jsou složeny z 6 nebo 12 článků, které jsou tvořeny dvěma deskami z olova ponořené v elektrolytu, zapojených v sérii. Elektrolytem je vodný roztok kyseliny sírové. Napětí každého takto zapojeného článku je 2 V a při nabíjení může dosáhnout velikosti 2,6 V. Olověné akumulátory mají velmi malý vnitřní odpor, asi jen 10mΩ, a proto je schopen při zapnutém startéru dodat proud až 1500 A. Napětí potom poklesne na hodnotu 15 V. Jejich účinnost je 80-90%, jsou těžké a kvůli možnosti poškození se nesmí vybít pod určitou hodnotu napětí. Pro 6-ti článkové akumulátory je to hodnota 10,5 V. S životností několik let je lze několiksetkrát dobíjet.

4.5.2. Alkalické akumulátory

Alkalické akumulátory mohou být buď otevřené, nebo uzavřené. U otevřených akumulátorů mají články odšroubovatelné víčko s tlakovou pojistkou. U Článků s velkými výkony tak jsou plyny v kontaktu s okolní atmosférou a snesou velká přetížení, například při vybíjení. Jeden článek má po nabití napětí 1,4-1,8 V, které se ale sníží na hodnotu 1,3-1,4 V. U těchto akumulátorů je elektrolytem roztok hydroxidu draselného, popřípadě solného, v destilované vodě. Mohou se nabíjet konstantním napětím nebo konstantním proudem. Dobíjecí napětí se volí 1,65-1,7 V na článek a proud 1/10 C nebo 1/6 C na článek. Oproti olověným akumulátorům mají větší životnost, malé požadavky na údržbu a jsou schopny snášet trvalé přebíjení. Po skončení životnosti se ale obtížně likvidují. Účinnost při provozu je 55-65% a ihned po nabití okolo 75%.

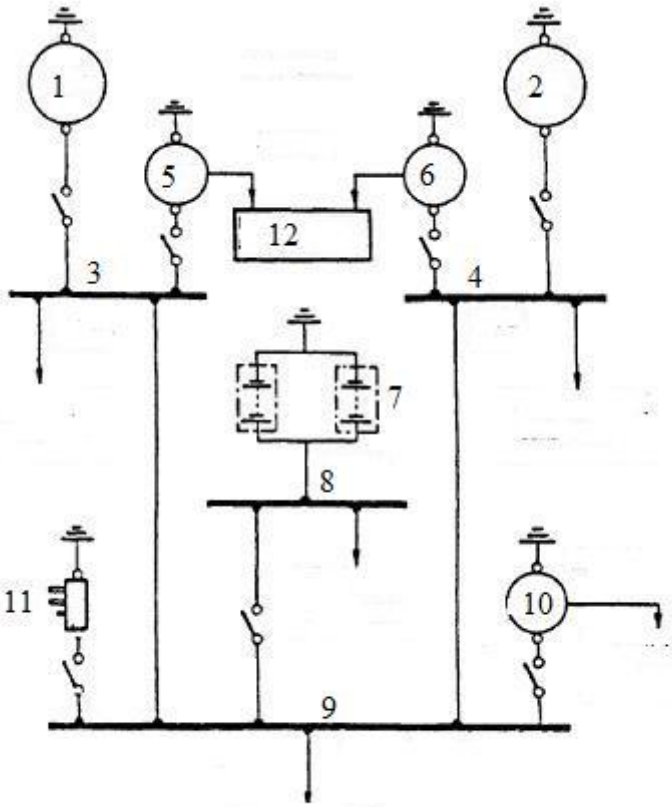
4.5.3. Stříbrozinkové akumulátory

Tyto akumulátory mají elektrolyt z hydroxidu draselného s přísadou alkalického zinečnatanu. Kladná elektroda je ze sintrovaného stříbra a záporná z alkalického zinečnatanu. Proces nabíjení i vybíjení má dva stupně. Při vybíjení je napětí akumulátoru okolo 1,8 V, které zůstává konstantní po čtvrtinu celkové doby vybíjení. Po celou další dobu vybíjení se napětí zmenší na 1,5 V. Konečné vybíjecí napětí je 1-1,2 V na článek a následně rychle klesne k nule. Při nabíjení má průměrné napětí velikost 1,7 V, trvající po čtvrtinu celkové nabíjecí doby. Potom se zvětšuje na 1,9 V a tato hodnota zůstává do konce nabíjení stejná. U konce nabíjení se napětí prudce zvedá, nesmí však překročit napětí 2,1 V na článek. Stříbrozinkové akumulátory pracují při teplotách -40°C až 40°C, oproti ostatním akumulátorům mají mnohem větší účinnost, jsou lehčí a lze je skladovat i vybité. Jsou však citlivé na přebíjení a na pokles hladiny elektrolytu. Další nevýhodou je jejich veliká cena.

4.6. Typické elektrické systémy [3], [4]

4.6.1. Typický elektrický systém kategorie letadel CS-23

V dnešní době se u letadel kategorie CS-23 používá dvojitá 28 VDC elektrická soustava, ve které protéká proud o velikosti 400A. V jednom kanále této soustavy se dá zajistit výkon o velikosti asi 12kW. Takový výkon je dostačující pro malé letouny. U velkých regionálních letadel už je třeba mnohem větších výkonů, většinou kolem 20-90kW. V případě potřeby napájení o velikosti 115 VAC se používá invertor.

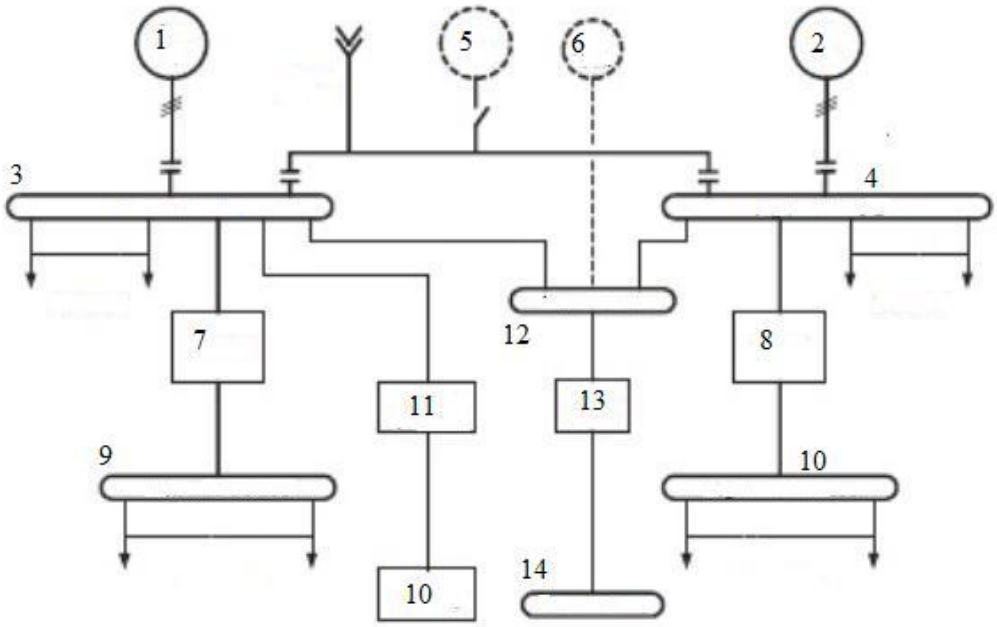


Obr. 4.3 – Schéma elektrického systému CS-23 [3]

Na obr. 4.3 je zobrazen typický elektrický systém pro kategorii letadel CS-23 (letoun pro sběrnou dopravu se dvěma motory – commuter). Hlavními prvky jsou dva generátory s napětím 28 VDC v paralelním zapojení 1 a 2, připojené ke sběrnicím 3 a 4. K těmto sběrnicím jsou také zapojeny dva invertory 5,6, které poskytují sekundárním systémům 12 napětí 115 VAC s frekvencí 400Hz. Baterie 7 je připojena k bakterijní sběrnici 8 a slouží jako záložní nebo nouzový zdroj. Všechny tři sběrnice jsou připojeny k hlavní sběrnici napětí 9 spolu s hlavním invertorem 10 a externím napájením 11. Celý systém má v případě poruch několik přepěťových a jistících ochran v podobě stykačů a regulátorů napětí.

4.6.2. Typický elektrický systém kategorie letadel CS-25

Elektrický systém na obr. 4.4 je typickým elektrickým systémem civilních dvoumotorových letadel. Primární systém je složený ze dvou shodných kanálů, levého a pravého. Oba kanály mají generátor 1 a 2, řízený motory letadla. Ty jsou třífázové s napětím 115 VAC a s konstantní frekvencí 400 Hz, dodávající výkon 90 kW a připojené k levé 3 a pravé 4 sběrnici napětí střídavého proudu AC. Ke kontrole slouží kontrolní jednotka generátoru-GCU. Sběrnice mohou být také napájeny při vypnutých motorech pomocí záložního zdroje APU 5 a nouzového zdroje RAT 6, poháněného náporovou turbínou. Přes invertory 7 a 8, které převádějí napětí 115 VAC na napětí 28 VDC, bývají připojeny k sběrnicím stejnosměrného proudu DC 9 a 10. Spotřebiče na stejnosměrný proud jsou poté napájeny z DC sběrnicí, na střídavý proud z AC sběrnicí. Baterie 11 v tomto systému je sekundární zdroj a slouží ke spouštění pomocného zdroje APU. V pohotovostním režimu ji udržuje nabíječka 12 napájená z levé AC sběrnice. Nouzový okruh RAT se skládá z generátoru napojeného na AC sběrnici 12 a přes invertor 13 je zapojen k DC sběrnici 14.



Obr. 4.4 – Schéma elektrického systému CS-25 [4]

5. Palivové soustavy [2], [3], [6]

5.1. Vývoj palivových soustav [3]

V počátku letectví byly palivové soustavy velice jednoduché, protože palivo se do motorů přivádělo jen gravitační silou. Až s vyšším výkonem motoru bylo zapotřebí do soustavy přidělat čerpadlo. Nádrž prvních palivových soustav byla velice jednoduché konstrukce a v dvouplošníku Tiger Moth se kontrola paliva prováděla průzorem mezi křídly. Stále se zvětšující výkon pístových motorů vedl ke komplikovanosti celých palivových soustav. Konstrukce nádrží už byly mnohem složitější a bylo potřeba k nim vytvořit více-funkční systém ventilů.

Později se do letadel začaly zavádět proudové motory s mnohem větší spotřebou paliva, než předchozí pístové motory. To vedlo k přidáním nádrží pod křídla nebo pod trup letounu. Proudové motory měly taky mnohem větší výkon, než jejich předchůdci. Musel se tedy zvýšit tlak v nádržích z důvodů zabránění kavitace, nebo zažehnutí plamenů, a tím pádem vyvinout nádrž, která se přetlakem nepoškodí.

S tolika nádržemi, a tak velkou spotřebou motorů bylo zapotřebí stále přesnější údaje o kapacitě paliva. Měřící systémy tak začaly být stále složitější. Většina systémů je založena na měření kapacity paliva pomocí několika sond umístěných na různých místech v palivových nádržích. V největších palivových soustav se používá 30, 40, a více sond s přesnosti měření v rozsahu 1-2% v závislosti na propracovanosti systému.

Nejmodernější palivové systémy a systémy měření paliva jsou založeny na množství ventilů, senzorů, sond, čerpadel, apod., řízených systémem mikroprocesorů. Díky nim jsou palivové systémy spolehlivější a schopnější splnit náročné požadavky, které jsou na ně kladeny.

5.2. Rozdělení palivových soustav [3], [6]

Palivové soustavy se dělí na palivové soustavy draku-vnější a palivové soustavy motoru-vnitřní. Vnější soustava slouží k dodávce paliva do motoru. Její součástí jsou soustavy ventilů, filtrů, nádrží, čerpadel a kontrolních zařízení, zajišťujících neustálou dodávku paliva z nádrže do čerpadla. Vnitřní palivová soustava je součástí motoru a je určena k neustálé dodávce paliva do spalovacích komor motorů.

Palivové soustavy se také rozdělují podle typů motorů, kterými jsou letouny poháněny. Proudové motory potřebují větší průtočné množství z důvodu větší spotřeby paliva. Proto je v takové soustavě obsaženo větší množství čerpadel, přepouštěcích ventilů, nádrží a ostatních prvků, než v soustavě motorů pístových. Rozdíl je také v typu a množství paliva, rychlostech a výšek letu.

5.3. Hlavní prvky palivových soustav [2], [3], [6]

5.3.1. Palivové nádrže

V nádrži je uloženo palivo v určitém množství. Má několik prvků, sloužících k plnění paliva, k měření množství paliva, k montáži ventilů a čerpadel potřebné k přečerpávání paliva, a k montáži nádrže. Je na nich závislá životnost, hmotnost, opravitelnost a spolehlivost palivových soustav. Dnes se v letounech používají nádrže kovové, integrální a gumové, jejíchž použití závisí na konstrukci a typu letounu, rozmístění nádrží v letounu, deformace konstrukce během letu a teplotních režimech. V letounech se nacházejí v trupu nebo v křídlech a jejich konstrukce by měla odpovídat tvaru jejich okolí.

5.3.2. Přečerpávací čerpadla

V palivových soustavách se jako přečerpávací čerpadla používají výhradně čerpadla odstředivá s různým typem oběžných kol. Mezi pohony těchto čerpadel se řadí energie stlačeného vzduchu, odebírána z kompresoru motoru a využití přebytku paliva dodávající hlavní palivové čerpadlo. Někdy se jako pohon dá použít i hydromotor, který je napojen na hydraulický systém a přináší několik hmotnostních úspor. Jeho nevýhodou je potřeba velké zatěsnění vůči čerpadlu.

5.3.3. Filtry

Svým principem jsou hodně podobné filtrům v hydraulických soustavách a jejich funkcí je čistit palivo od nečistot a zachycovat vodu. Na čistotu paliva je kladen velký důraz, a proto je čištění paliva několikanásobné od plnění paliva, až po palivové trysky motoru. Čistící vložky ve filtrech mohou být plstěné, sítkové, keramické, papírové, pórovité nebo štěrbinové. Filtrační plocha je větší než u hydraulických filtrů z důvodu zajištění menšího hydraulického odporu čističe. V případě zanesení a ucpání filtru je palivový systém vybaven bezpečnostním ventilem.

5.3.4. Systém ventilů

- **Přečerpávací ventily:** Umožňují přečerpání paliva z jedné nádrže do druhé
- **Zpětné ventily:** Dovolují průtok paliva jen v jednom směru
- **Drenážní ventily:** Propojují a rozpojují dvě potrubí v závislosti na velikosti tlaku řídícího paliva.
- **Pojistné ventily:** Udržují tlak vzduchu v nádržích na přiměřené velikosti.

5.3.5. Kontrolní zařízení

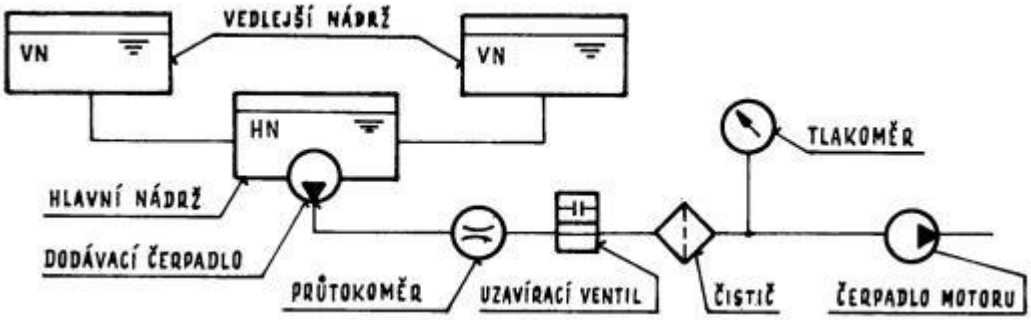
Tyto zařízení slouží pro kontrolu palivové soustavy v provozu např.: Pro kontrolu množství paliva a tlaku v nádržích, kontrolu při vyprazdňování a přečerpávání paliva z nádrží, apod. Patří zde tlakoměry, palivoměry, spotřeboměry, a další.

5.3.6. Spojovací potrubí

Slouží k dodávce paliva mezi jednotlivé prvky palivových soustav. Používají se bezešvé trubky z lehkých slitin a v případě vysokých tlaků trubky z legovaných ocelí. Pro propojení mezi prvky soustavy, které mohou být vlivem vibrace namáhány, se používají pružné hadice z pryže se zpevňující vložkou.

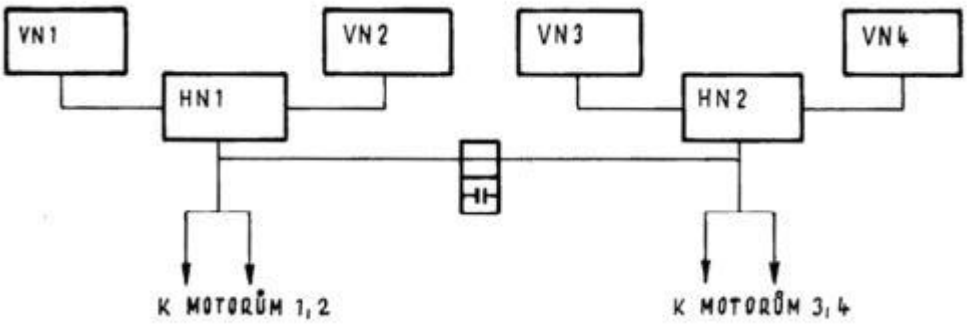
5.4. Propojení nádrží [6]

Jednotlivé nádrže jsou k sobě propojeny z důvodu postupného úbytku paliva. U jednomotorových letounů se používá jedna hlavní nádrž a několik nádrží vedlejších. Jejich propojení zobrazuje obr. 5.1



Obr. 5.1 – Propojení nádrží jednomotorových letounů [6]

U více motorových letounů se palivová instalace skládá z několika hlavních nádrží a k nim přiřazených několik nádrží vedlejších. Každá hlavní nádrž pak dodává palivo do určených motorů. Někdy se palivo odebírá ze všech hlavních nádrží současně, čímž se dá dodat palivo z různých nádrží k různým motorům.



Obr. 5.2 – propojení nádrží vícemotorových letounů [6]

Palivo se z vedlejších nádrží do hlavních dodává třemi hlavními způsoby: Vlastním spádem, rozdílem tlaků plynu nad hladinami palivových nádrží a přečerpávacími čerpadly. Ve skutečných palivových instalacích se palivo z vedlejších nádrží do hlavních dodává dvěma nebo třemi uvedenými způsoby. Například z jedné skupiny vedlejších nádrží je palivo dodáváno přečerpávacími čerpadly, z druhé skupiny vedlejších nádrží rozdílem tlaků plynu nad hladinami palivových nádrží.

5.5. Přečerpávání paliva [6]

Systémy přečerpávání paliva se rozdělují do tří skupin:

a) Hlavní: Dodávají palivo z vedlejších nádrží do hlavních, předem stanoveným postupem. Hlavní systém se dále dělí:

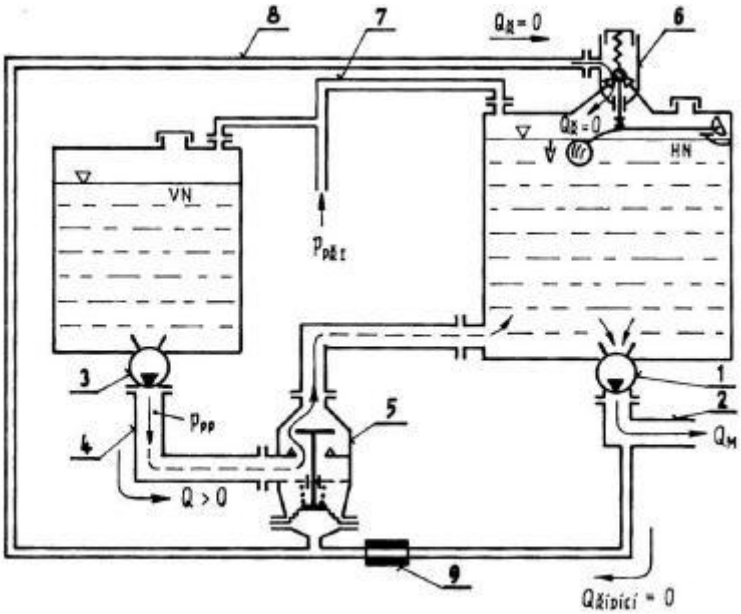
- přečerpávání přímo působícími plovákovými ventily
- Řízené přečerpávání řídícím palivem
- Řízené přečerpávání vypínáním přečerpávacích čerpadel
- Řízené přečerpávání přepínáním více-režimových čerpadel

b) Pomocné: Používají se pro vyčerpávání paliva z drenážních nádrží a vyčerpávání zbytku paliva z potrubí

c) Vyvažovací Vyvažují letoun zabezpečením smyslu a velikosti potřebného gravitačního momentu, pro udržení polohy těžiště letounu.

5.5.1. I typový způsob přečerpávání paliva

V I typu přečerpávání paliva z vedlejších nádrží do hlavních se palivo přečerpává pomocí přečerpávacích čerpadel a přečerpávacích a plovákových ventilů. Princip je zobrazen na obr. 5.3, který zobrazuje pokles paliva v hlavní nádrži HN. Plovákový ventil 6 se tedy uzavřel, otevřel se ventil přečerpávací 5, tlak před i za škrtící tryskou 9 je stejný, palivo je tak přečerpáváno z vedlejší nádrže VN do hlavní čerpadlem 3 a z hlavní nádrže dále do motoru čerpadlem 1.

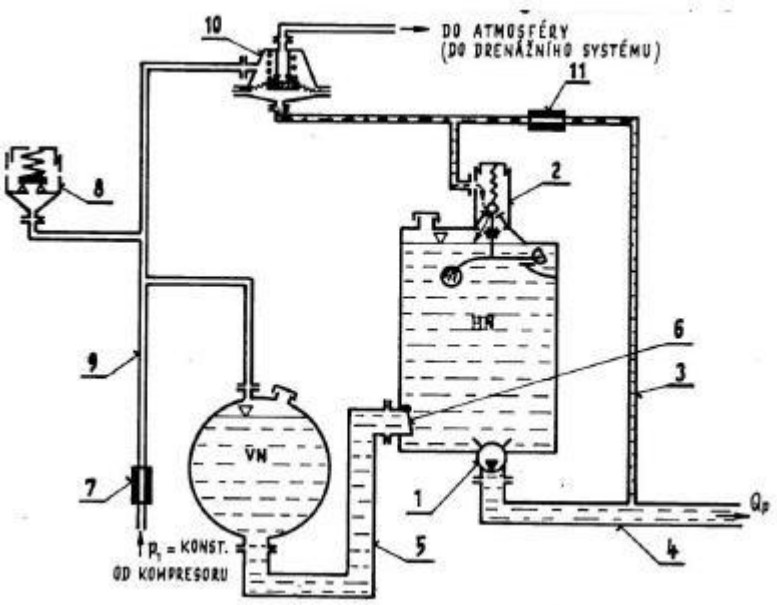


1,3 – Přečerpávací čerpadlo
2,4 – Potrubí
5 – Přečerpávací ventil
6 – Plovákový ventil
7 – Přetlaková instalace
8 – Potrubí řídícího tlaku
9 – Škrtící tryska

Obr. 5.3 – Schéma I typu přečerpávání paliva [6]

5.5.2. II typ přečerpávání paliva

Na obr. 5.5 je stav, při kterém jsou plné jak nádrž vedlejší VN, tak hlavní HN. Do motoru je palivo dodáváno přečerpávacím čerpadlem 1. Plovákový 2 i drenážní 8 ventily jsou otevřeny, za tryskou 11 je menší tlak než před ní a vzduch od škrtící trysky 7 a kompresoru odchází do atmosféry. V případě poklesu v hlavní nádrži se uzavře plovákový a drenážní ventil, za tryskou 11 se zvětší tlak a snižuje tak průtok řídícího paliva. V této situaci za škrtící tryskou 7 dále roste tlak vzduchu v potrubí 9 až na hodnotu potřebnou k vytlačení paliva z vedlejší nádrže do hlavní. Tento tlak je udržován pojistným ventilem 8



1 – Přečerpávací čerpadlo
2 – Plovákový ventil
3 – Potrubí řídícího paliva
4 – Potrubí dodávky paliva
5 – Potrubí mezi nádržemi
6 – Jednosměrný ventil
7 – Škrtící tryska
8,10 – Drenážní ventil
9 – Tlakové potrubí
11 – Tryska

Obr. 5.5 – Schéma II typu přečerpávání paliva [6]

5.6. Systém kontroly paliva [3], [6]

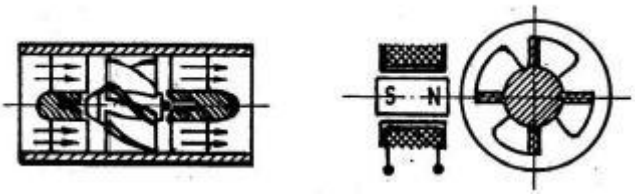
Systémy kontroly paliva jsou určeny k dodávce informací o množství paliva v nádržích, spotřebě paliva a velikosti tlaku posádce letounu. V novodobých letounech tyto systémy automaticky řídí přečerpávání paliva mezi nádržemi. Spotřeba paliva letounů neustále roste, proto jsou na systémy kontroly paliva kladeny stále větší požadavky. Mezi tyto systémy patří spotřeboměry, tlakoměry a palivoměry

5.6.1. Palivoměry

Palivoměry měří množství paliva v nádržích letounu. Mohou se rozdělit na mechanické, plovákové s elektrickým dálkovým přenosem a elektrické. Jsou v nádržích rozmístěny tak, aby ukazovaly celkové množství paliva ve všech nádržích, tak množství paliva v každé nádrži zvlášť. V dnešních letounech se nejčastěji používají palivoměry pracující na principu změny elektrického odporu nebo kapacity podle množství paliva v nádržích.

5.6.2. Spotřeboměry

Na největší možný dolet letounu je dnes kladen velký důraz a právě požadavkem na maximální dolet je spotřeba paliva letounu za letu, která závisí na výšce a rychlosti letu, vlhkosti okolního vzduchu apod. Vyjadřuje se hmotnostním nebo objemovým průtokem, měřícího nejčastěji vrtulkovým průtokoměrem. Měření průtoku vrtulkovým průtokoměrem spočívá v měření rychlosti otáčení vrtulky, přímo úměrné s rychlostí proudu paliva.



Obr. 5.6 – vrtulkový průtokoměr [6]

5.6.3. Tlakové signalizátory

Tlakové signalizátory kontrolují a informují piloty o vyčerpávání paliva z nádrží a o pracovní činnosti dodávajících a přečerpávacích čerpadel. Princip činnosti spočívá ve změně indukčnosti elektromagnetické cívky. Poloha jádra elektromagnetické cívky, které je spojené s membránou, se neustále pohybuje. Membrána je tak vlivem tlaku deformována a svou deformací (prohnutím) spíná kontaktní spínač tlakového spínače. Z něj se pak odebírají jednorázové signální impulzy.

6. More Electric Aircraft – MEA [3]

Koncept More Electric Aircraft vznikl v důsledku zdokonalení elektroniky v letadlech a využití elektrické energie jako zdroje palubních systémů na místo zdrojů energie z motoru, používané v konvenčních letadlech.

6.1. Vývoj konceptu MEA [3]

Již ve zmíněných bombardérech, z nichž první byl bombardér Vicekrs Valiant, se v letounech elektronika použila k ovládání nejen primárních, ale i sekundárních systémů řízení. Vedly se tak dlouhé diskuze, zda elektronikou nahrazovat ostatní palubní soustavy či nenahrazovat. V té době ale byla elektronika ještě ne-příliš spolehlivá a musela být v letounech několikanásobně zálohována. Až na počátku 80. let Americký úřad pro letectví a kosmonautiku NASA financoval řadu výzkumů pro vznik digitálně řízeného letounu – IDEA. V důsledku těchto výzkumů se díky objevu výkonové elektroniky, nové generování elektrické energie z chyb odolných elektrických strojů, elektro-hydrostatických pohonů-EHA a odolných elektrických systémů, obnovil zájem o koncept MEA. Nyní je elektronika dostatečně spolehlivá, aby mohla pomalu nahrazovat určité části, popřípadě celé okruhy, palubních soustav. Např. odstranění hydraulických a pneumatických okruhů pro ovládání sekundárních systému řízení a nahrazení těchto okruhů systémy elektrickými a dalšími výše popsanými změnami. Tyto systémy se dnes už v novodobých letounech využívají, o čemž svědčí systémy např. v letadlech Airbus A380, Boeing 787 a novodobých stíhacích letounech páté generace F-22 Raptor a Mig-29.

V konceptech MEA je tak mnoho zařízení a spotřebičů, které vyžadují velký výkon a velkou elektrickou energii. O tu se starají vysokovýkonné startér/generátory s permanentními magnety, které jsou napojeny přímo na hřídel motoru. Z počátku startují motor letounu, a poté jako generátory napájejí zařízení o výkonu až 500 kVA na kanál. Už nepracují při konstantní frekvenci 400Hz jako generátory v konvenčních letadlech. Vývoj nejnovějšího technologie VVVF umožňuje těmto výkonným generátorům pracovat při variabilní frekvenci.

6.2. Rozdíly a výhody oproti konvenčním letadlům

Hlavním rozdílem oproti konvenčním letadlům je zavedení elektronicky řízených částí systémů a soustav letadel. Základní rozdíly jsou uvedeny v tabulce 6.1

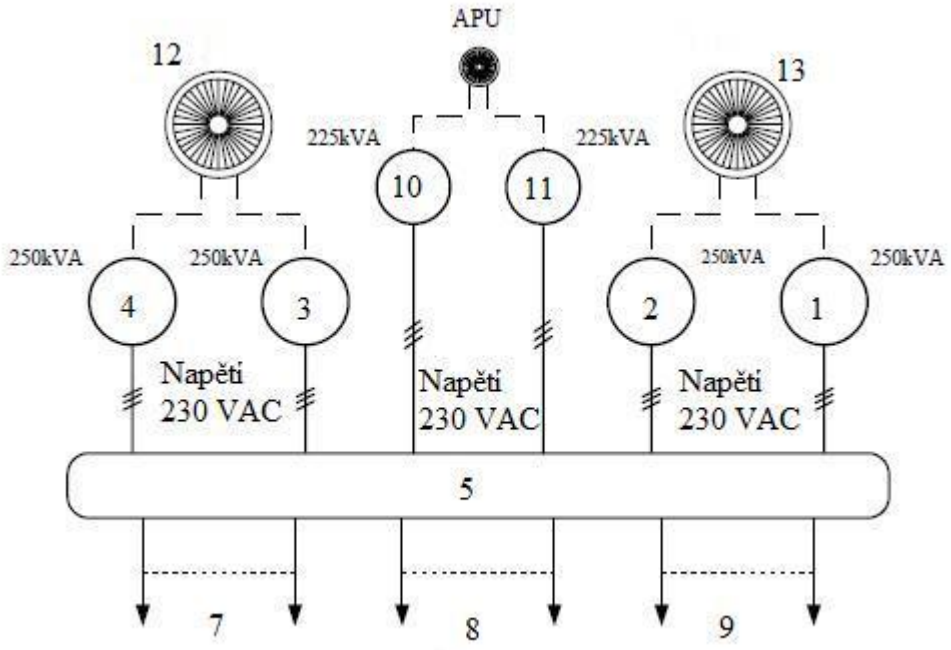
Konvenční letadla	Letadla s koncepty MEA/MEE
Systémy řízení letu ovládané elektro-hydraulicky	Elektricky ovládané systémy řízení letu systémem Fly-by-wire
Hydraulické ovládání sekundárních systémů	ovládání sekundárních systémů ovladači EHA/EMA
Ochrana křídel proti námraze proudem vzduchu z motorů	Elektrická ochrana křídel proti námraze
Prostředí v kabině ovládaná kompresory	Elektrický kontrolní systém prostředí v kabině ECS
Hydraulické ovladače řízení	Elektro-hydrostatické ovladače EHA
Motory poháněné palivové a olejové čerpadla	Elektrické palivové a olejové čerpadla; elektricky kontrolní a měřící systémy paliva
Start motoru pomocí kompresoru	Elektrické startování motoru
Elektrický systém 115 VAC/400 Hz	Elektrický systém 270/350/540 VDC
Elektrická energie 90 kVA	Zvýšená elektrická energie až 500 kVA
Generátory s konstantní frekvencí CF	Generátory s variabilní frekvencí VF

Tab. 6.1 – rozdíl mezi MEA a konvenčními letadly

Mezi největší výhody patří úspora hmotnosti letounu díky odstranění složitých hydraulických a palivových sekcí. Odstranění těchto okruhů ale nevede jen k úspoře hmotnosti. Elektronika a elektricky ovládané prvky, které tyto okruhy nahrazují, jsou mnohem jednodušší, spolehlivější a levnější. Celkově letoun s koncepty MEA/MEE má menší vzletovou hmotnost, menší spotřebu paliva, spolehlivější systémy a menší celkové náklady na výrobu a údržbu letounu. Na druhou stranu je letoun velice závislý na výrobě elektrické energie a spolehlivosti elektrických systémů.

6.3. Elektrický systém konceptu MEA [3]

Na obr. 6.1 je zobrazen elektrický systém Boeingu B787, kde se koncepty MEA a MEE už využívají. B787 již využívá novější 230 VAC systém oproti konvenčnímu 115 VAC systému. Tento systém je napájen u každého motoru 12 a 13 dvěma 250 kVA startér/generátory 1,2,3,4, dodávající celkový výkon 500 kVA na kanál a pracující již při variabilní frekvenci. Přes rozvod elektrické energie 5 jsou napájeny spotřebiče o napětí 230 VAC (7), přes invertory je napětí 230 VAC převedeno na 115 VAC (8) a 28 VDC (9), které napájejí starší spotřebiče. V Nouzovém zdroji APU je výkon dodaný dvěma 225 kVA startér/generátory 10 a 11, které také napájejí systém 230 VAC.



Obr. 6.1 – Elektrický systém B787 [3]

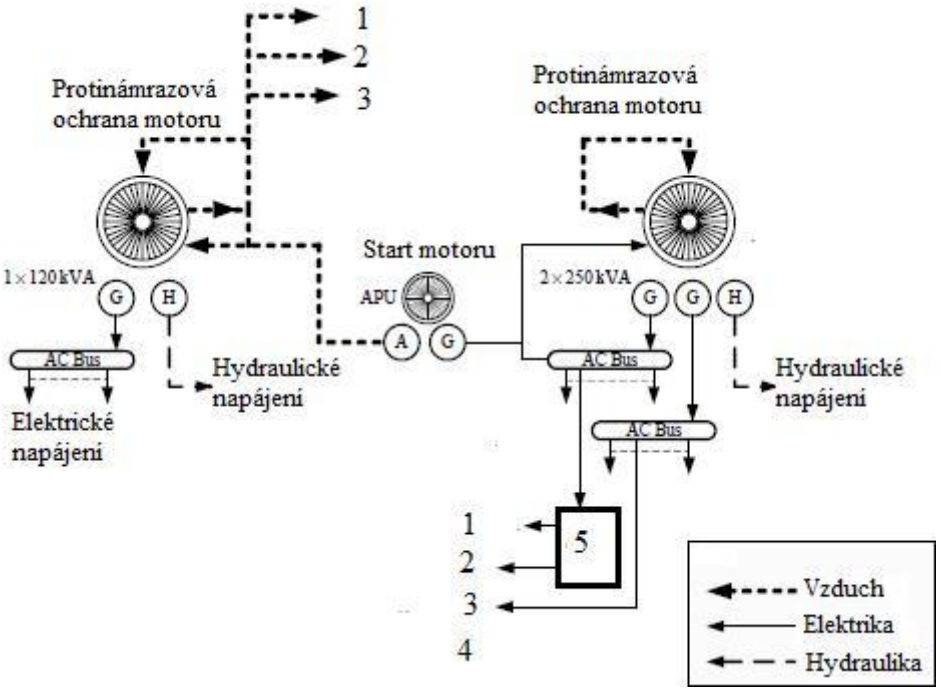
7. More Electric Engine – MEE [3]

Značné změny v novodobých letounech se projevují i v motorech. Nejnovější motory oproti konvenčním prošly velkou řadou změn. Jsou taky velmi závislé na elektronice, hlavně při startu motoru, a označují se konceptem More Electric Engine.

7.1. Změny oproti konvenčním motorům [3]

Konvenční motory velmi využívají odběru teplého vzduchu z motoru, který je využíván pro protinámrazovou ochranu motorů, křídel a pomocí kompresorů na kontrolu prostředí a přetlakování kabiny pilotů. Odebíraný vzduch ale značně snižuje celkový výkon letounu. Proto je u motorů s konceptem MEE tento odběr eliminován a využit jen na protinámrazovou ochranu motorů. Kontrola prostředí v kabinách, přetlakování kabin pilotů a protinámrazová ochrana křídel je teď řízena elektronicky. Dalším rozdílem je odstranění složité převodovky. Nyní je přímo na hřídel motoru připojen generátor, který z počátku slouží jako startér a poté jako klasický generátor k vytváření elektrického výkonu. Palivové a olejové čerpadla jsou nyní poháněna na místo převodovky elektrickou energií z generátoru.

Rozdíl v typu dodávání energie mezi normálním motorem vlevo a konceptem MEE vpravo demonstruje obr. 7.1

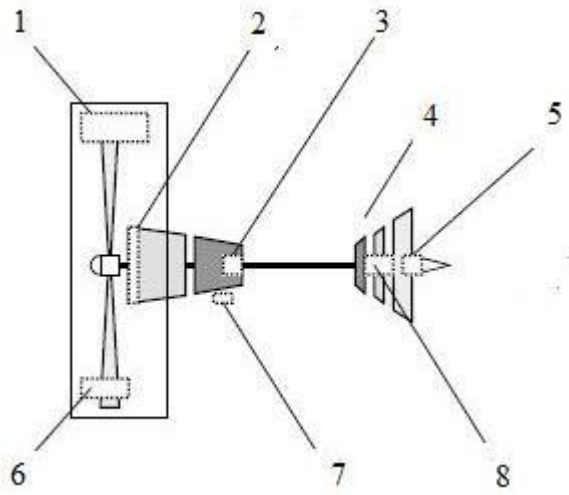


1 – Kontrola prostředí v kabinách
2 – Přetlakování
3 – Protinámrazová ochrana křídel
4 – Brzdy
5 – Počítač

G – Generátor
H – Hydraulické čerpadlo
A – Alternátor nouzového zdroje APU

Obr. 7.1 – Rozdíl v dodávání energie mezi konvenčním motorem a MEE [3]

V motoru typu MEE jsou klasická ložiska nahrazena ložisky s aktivními magnety AMB. Díky odstranění převodovky a klasických ložisek se již mohla odstranit i složitá sekce k mazání motoru. Na obr. 7.2 je vyobrazeno schéma motoru s konceptem MEE



1 – Výkonná elektronika na ventilátoru motoru

2 – Ovládání mechanismů EMA/EHA

3 – Startér/generátor

4 – Ovládání zpětného tahu

5 – Generátor

6 – Kontrolní palivový systém, ovládání palivového čerpadla

7 – Ovládání olejového čerpadla

8 – Ložiska s aktivními magnety

Obr. 7.2 – Motor s konceptem MEE [3]

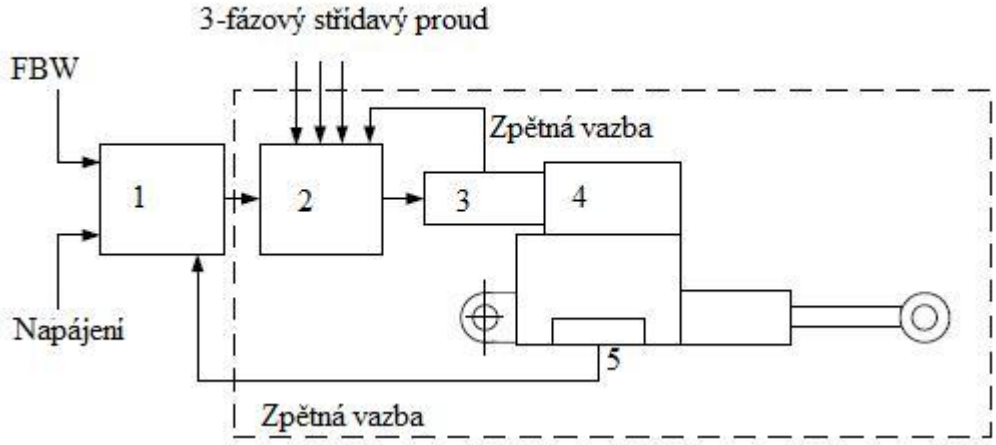
Z důvodu přidání generátorů přímo na hřídel motorů a nahrazení klasických ložisek ložisky s aktivními magnety vede k prodloužení motoru, čímž se může zvýšit jejich hmotnost. To patří mezi nevýhodu konceptu MEE.

8. More Electric Actuation [3]

8.1. Elektro-hydrostatický servomechanismus EHA

K servomechanismus EHA se tlaková kapalina přivádí jen při požadavku řízení. To má velikou výhodu oproti hydraulickým servomechanismům, kde se tlaková kapalina k mechanismu přivádí neustále, ať už jsou v klidu, nebo v pohybu. EHA tak snižují energetický odběr a spotřebu paliva.

Princip práce EHA je znázorněno na obr. 8.1. Systém řízení FBW dává pokyn řídící jednotce (1), která pokyn zpracuje a pošle dál výkonnému elektronickému zařízení (2). To je napájeno třífázovým střídavým proudem. Elektronické zařízení napájí motor s proměnnými otáčkami (3), které ovládá hydraulické čerpadlo (4). Hydraulická energie čerpadla se poté přeměňuje v mechanickou energii pohybu pístu. Informaci o poloze pístu řídící jednotce neustále posílá snímač lineární polohy (5).

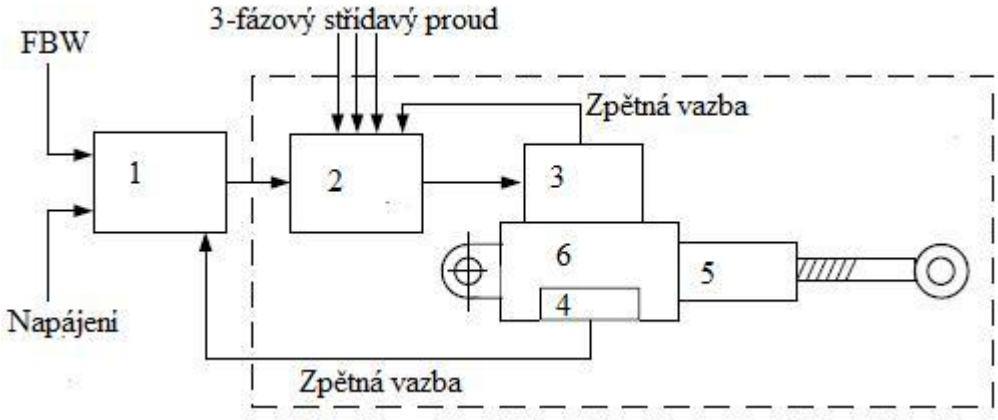


Obr. 8.1 – Schéma servomechanismu EHA [3]

8.2. Elektro-mechanický servomechanismus EMA

V elektro-mechanickém servomechanismu EMA je zcela vypuštěn hydraulický okruh a mechanizace je řízena elektrickou energií. Nevýhodou těchto mechanismů je jejich náchylnost k zasekávání. Je proto potřeba věnovat jim velkou pozornost.

Na obr. 8.2 je vyobrazeno schéma servomechanismu EMA. Princip je velmi podobný jako u EHA s tím rozdílem, že výkonové elektronické zařízení (2) nyní nenapájí čerpadlo, ale elektromotor (3). Převodovka (6) pak snižuje otáčky pro pohyb řídícího šroubu kormidel (5). O jeho poloze neustále dodává informace řídící jednotce (1) snímač (4).



Obr. 8.2 – Schéma servomechanismu EMA [3]

9. Přehled používaných palubních soustav v letadlech [1]

V tabulkách 9.1, 9.2, 9.3, 9.4 a 9.5 uvedeny v příloze, je zobrazen přehled letadel s různými palubními soustavami. Tabulky jsou seřazeny podle maximální vzletové hmotnosti, aby bylo možné porovnat, jaké typy soustav se používají u menších, a jaké u větších letadel.

Z tabulek je patrné, že malé letadla využívají hlavně mechanické systémy řízení letu a 28 VDC elektrický systém. Hydraulické soustavy jsou požívány převážně na brzdy, popřípadě klapky. Velké moderní letouny mají plně elektronický systém řízení FBW, popřípadě hybridní systém řízení, a elektrický systém 115 VAC s frekvencí 400 Hz. Důležitým prvkem je hydraulický tlak. Je vidět, že u malých a středně velkých letadel se používá tlak o velikosti okolo 10,7 MPa. U letadel s hmotností přibližně nad 6 tun už se používá tlak 20,7 MPa. Takový hydraulický systém bývá zálohován jedním nebo dvěma hydraulickými okruhy navíc. Jsou však výjimky jako uvedený letoun Beriev Be-103, který hydraulický systém nepoužívá. Přistávací podvozek a brzdy jsou ovládány pneumatickým systémem.

10. Závěr

Palubní soustavy letadel prošly velikým vývojem a i dnes je kladen veliký důraz na jejich neustálý rozvoj.

Po prozkoumání přehledu palubních soustav v letadlech typu cs-23 a cs-25 je patrné, že značný důraz se v budoucnu bude klást na elektrické soustavy, což dokazují i koncepty More electric aircraft, engine a actuation. U velkých letadel a novodobých stíhacích letounů už se elektrické systémy do soustav řízení zařazují. Zde je elektrická energie přeměněna na hydraulickou a poté na mechanickou v podobě servomechanismů EHA, popřípadě rovnou na mechanickou v podobě servomechanismů EMA. Elektronika se ale nezavádí jen do systémů řízení. Bez elektronických senzorů a diod v palivových nádržích by pilot těžko během letu dostával informace o stavu paliva, maximálního doletu, apod. Klíčovým bodem pro distribuci tak velkého elektrického výkonu, aby mohl napájet množství prvků v systémech, je zavedení generátoru přímo do motoru letadla.

Letoun konceptu more-electric má oproti konvenčním letadlům značné výhody. Odstraněním složitých palivových a hydraulických sekcí se zmenšila hmotnost, zvětšením výkonu dokážou letadla přepravit náklad velkých hmotností, popřípadě hodně cestujících během jednoho letu. Zmenšila se také spotřeba paliva a náklady na údržbu. V budoucnu tak budou vývojáři dávat elektrickým systémům stále větší přednost před ostatními palubními systémy.

Všechny palubní soustavy dopravních letadel jsou důmyslně promyšlené a propracované kvůli vysokým požadavkům, které jsou na ně kladeny. Jakákoliv chyba v jednom systému může znamenat pád letadla a tím ztrátu na životech pasažérů a pilotů. Je jim proto potřeba věnovat velikou pozornost jak při údržbě, tak při výrobě.

11. Seznam použité literatury

[1] JANE'S: All the World's Aircraft 2008-2009.

[2] JAA ATPL BOOK 01: Airframes and Systems. Germany: Jeppesen GmbH 2001. ISBN 0-88487-285-8.

[3] MOIR, I.; SEABRIDGE, A.: Aircraft Systems: Mechanical, electrical, and avionic subsystems integration. Third Edition. United Kingdom: John Wiley & Sons, Ltd. 2008. 504 s. ISBN 978-0-470-05996-8.

[4] MOIR, I.; SEABRIDGE, A.: Civil avionic systems. United Kingdom: Hardcover, Ltd. 2006. 396 s. ISBN: 978-0-470-02929-9

[5] SLAVÍK, S. a kolektiv: Aerodynamika, konstrukce a systémy letounů. Učební texty předpisu JAR-66. Studijní modul 11. Brno: CERM 2005. 600 s. ISBN 80-7204-367-6.

[6] TŘETINA, K.: Letadlové instalace I. Nakl. VAAZ Brno 1986, 139 s

[7] *http://www.aero.polimi.it* [online] 2004. Řídící systémy. Dostupné z WWW http://www.aero.polimi.it/~l050263/bacheca/Dispense_EN/06w-FligCont.pdf

12. Přílohy

12.1. Palubní soustavy letadel CS-23

Typ	Stát	Hmotnost [Kg]	Mechanické soustavy	Elektrické soustavy (napájení)	Elektrické soustavy	Hydraulické soustavy	Hydraulický Tlak [MPa]	Systémy řízení letu
Symphony 160	Německo	973	Křidélka, klapky, výškovka, směrovka			Brzdy		Konvenční a ruční
American Champion 8GCBC Scout	USA	975	Křidélka, výškovka, směrovka	60 A alternátor, baterie 12 V		Brzdy		Konvenční a ruční
Cessna 172	USA	1 111	Křidélka, výškovka, směrovka	28V/60 A alternátor, 24V/12,75 Ah baterie	Klapky	Brzdy		Konvenční a ruční
Maule M-7-235B	USA	1 134	Křidélka, klapky, výškovka, směrovka	28V/50 A alternátor, baterie 12 V		Brzdy		konvenční a ruční
Evector VUT 100 Cobra	ČR	1 330	křidélka, výškovka, směrovka	28V/90 A alternátor, baterie 24V/19 Ah	Klapky	Brzdy		Konvenční a ruční
Z 143	ČR	1 350	Křidélka, směrovka, výškovka, klapky	1.6kW/28V generátor, baterie 24V/19 Ah		Brzdy		Konvenční a ruční
Cirrus SR-20	USA	1 360	křidélka, výškovka, směrovka	24V DC systém, 28V/75 A alternátor, 24V/10 Ah baterie	Klapky	Brzdy		Konvenční a ruční
Socata TB 21 Trinidad	Francie	1 400	Křidélka, výškovka, směrovka	28V/70 A alternátor, baterie 24V/10 Ah	klapky	Přistávací podvozek, Brzdy		Konvenční a ruční
FACI Fajr F-3	Iran	1 580	Křidélka	26V/70A alternátor, baterie 10 Ah	Klapky, výškovka, směrovka	Brzdy		Konvenční a ruční
Diamond DA 42	Rakousko	1 650	Křidélka, směrovka, výškovka	28V/2x60 A alternator, baterie 11 Ah	Klapky	Brzdy, vrtule		Konvenční a ruční
Beech Bonanza A36	USA	1 655	Křidélka, výškovka, směrovka	28V/100 A alternátor, baterie 24V/15 Ah	Přistávací podvozek, vrtule, klapky	Brzdy		Konvenční a ruční
Piper PA-44-180 Seminole	USA	1 723	Křidélka, směrovka, výškovka, klapky	2x 14V/60 A alternátor, baterie 12V/35 Ah	Přistávací podvozek, brzdy		10,7	Ruční

Tab. 9.1 – cs-23 [1]

Typ	Stát	Hmotnost [Kg]	Mechanické soustavy	Elektrické soustavy (napájení)	Elektrické soustavy	Hydraulické soustavy	Hydraulický Tlak [MPa]	Systémy řízení letu
Extra EA-400	Německo	1 999	Křidélka, směrovka, výškovka, klapky	24V/100 A alternátor 24V/85 A alternátor, baterie 24V		Brzdy, přistávací podvozek, vrtule		Konvenční a ruční
VulcanAir P68 observer TC	Itálie	2 084	Křidélka, směrovka, výškovka	2x 24V/130 A alternátor, baterie 24V/17 Ah	Klapky	Brzdy	10,7	ruční
Beriev BE-103	Rusko	2 270	Křidélka, výškovka, směrovka	27 V DC systém, 3kW DC generátor, 25 Ah baterie				Ruční
Adam A500	USA	2 857	Křidélka, směrovka, výškovka, klapky		Vrtule	Brzdy		Konvenční a ruční
Intracom GM-17 Viper	Švýcarsko	3 200	Křidélka, výškovka, směrovka, klapky	24 V DC systém		Přistávací podvozek, brzdy	15	Konvenční a ruční
Myasishchev M-101PW	Rusko	3 200		27V DC generátor, baterie 24V	Křidélka, směrovka, výškovka, vrtule	Přistávací podvozek, klapky		Konvenční a ruční
Aerostar FJ-100	USA	3 311		Baterie DC 24V	klapky, Křidélka, výškovka, směrovka	Přistávací podvozek		Konvenční a ruční
Pac 750XL	Nový Zéland	3 402	Křidélka, výškovka, směrovka, klapky	24 V DC systém		Brzdy	10,7	Konvenční a ruční
Cessna 208 Caravan	USA	3 629	Křidélka, výškovka, směrovka	28V/200A generátor, baterie 24V/45 Ah	Klapky, vrtule	Brzdy		Konvenční a ruční
Ibis Ae-270 Spirit	Mezinár.	3 700	výškovka	28V/250A DC generátor, 28 DC konektor, baterie 24V/ 42 Ah	Křidélka, směrovka	Klapky, brzdy, přistávací podvozek	15	Konvenční a ruční
Reims F406	Francie	4 468		28 V/250 A generátor, 39 Ah baterie	Křidélka, výškovka, směrovka	Přistávací podvozek, brzdy, klapky	12	Konvenční a ruční

Tab. 9.2 – cs-23 [1]

Typ	Stát	Hmotnost [Kg]	Mechanické soustavy	Elektrické soustavy (napájení)	Elektrické soustavy	Hydraulické soustavy	Hydraulický Tlak [MPa]	Systémy řízení letu
Cessna 525 A	USA	4 808	Křidélka, výškovka, směrovka	2x 29 V/300 A DC generátor, 24 V/42 Ah baterie		Přistávací podvozek, klapky, brzdy	10,3	Konvenční a ruční
Piaggio P.180 Avanti	Itálie	5 239	Výškovka	2x 20V/400 A generátor, 2x 250 VA měnič, baterie 25V/35 Ah	Klapky, křidélka, směrovka	Přistávací podvozek, brzdy	20,7	Ruční
Aeroprogres T101	Rusko	5 250	Křidélka, výškovka, směrovka	120/280 AC Systém, 600V/200A alternátor, baterie 24V/40 Ah	Klapky, vrtule	Brzdy	14,7	Konvenční a ruční
Hai Y-12G	Čína	5 670	Křidélka, směrovka, výškovka	2x 6 kW DC generátor, 2x 600 VA/400 Hz měnič, baterie 43 Ah	Klapky	Brzdy	14,8	Konvenční a ruční
CSIR Saras	Indie	6 100		28V DC systém, 12kW generátor, baterie 43 Ah	Klapky, křidélka, výškovka, směrovka	Přistávací podvozek, brzdy	20,7	Konvenční a ruční
HAL 228	Indie	6 200	Křidélka, výškovka, směrovka, klapky	28 V DC systém, 2x 28V/250 A generátor,2x 24V/25 Ah baterie	Vrtule	Přistávací podvozek, brzdy	20,7	Konvenční a ruční
PZL M28 05	Polsko	7 500	Křidélka	3-fázový AC systém, 2x 28 V/12kW DC generátor, 2x 26 Ah baterie	Výškovka, směrovka, vrtule	Klapky, brzdy, spoiler	14,7	Ruční

Tab. 9.3 – cs-23 [1]

12.2. Palubní soustavy letadel CS-25

Typ	Stát	Hmotnost [Kg]	Mechanické soustavy	Elektrické soustavy (napájení)	Elektrické soustavy	Hydraulický tlak [MPa]	Hydraulické soustavy	Systémy řízení letu
Beech 1900D	USA	7 688		2x 28 V/300 A generátor, baterie 34 Ah	Klapky, křidélka, směrovka, výškovka	20,7	Přistávací podvozek, brzdy	konvenční
Cessna citation XL	USA	9 071	Křidélka, směrovka	2x 28V/300 A DC generátor, 24V/40 Ah baterie	Výškovka	10,4	Přistávací podvozek, brzdy, klapky, spoiler	Konvenční a ruční
Gulfstream G100	USA	11 181	výškovka, směrovka	2x 300A/30V DC generátor, baterie 24V/24 Ah	klapky	20,7	přistávací podvozek, brzdy, křidélka	konvenční a ruční
Embraer EMB-120	Brazílie	11 990	křidélka, výškovka	2x 28 V/400 A DC generátor, 2x 28V/100 A generátor, 24V/40 Ah baterie	Klapky	20,7	Přistávací podvozek, brzdy, směrovka	Konvenční a pomocné
SAAB 340	Švédsko	13 155	Křidélka, výškovka, směrovka	2x 28V/400 A DC generátor, 2x 24V/43 Ah baterie		20,7	Přistávací podvozek, brzdy, klapky	Konvenční a ruční
Bombardier CRJ300	Kanada	17 010	Křidélka	28 V DC systém, 3x 400 Ah DC generátor, 2x 24v/44Ah beterie		20,7	Přistávací podvozek, brzdy, výškovka, směrovka, klapky	konvenční
Falcon 50 EX	Francie	18 497		28 V DC systém, 9kW/28 V DC generátor, 2x23 Ah baterie	přistávací podvozek, klapky,Křidélka, směrovka, výškovka	20,7	Brzdy	konvenční a ruční
ATR 42	mezinár.	18 600		28 V DC systém, 2x 12kVA generátor, 2x 43 Ah baterie	Křidélka, výškovka, směrovka	20,7	Přistávací podvozek, brzdy, klapky	konvenční a ruční
Challenger 800	Kanada	21 523		3-fázový 115/400Hz AC systém, 2x30kVA generátor, 42 Ah baterie	Klapky	20,7	Přistávací podvozek, křidélka, výškovka, směrovka	Konvenční a pomocné
Falcon 900 EX	Francie	22 226		28 V DC systém, 9kW/28 V DC generátor, 2x23 Ah baterie	Přistávací podvozek, Křidélka, výškovka, směrovka, klapky	20,7	brzdy	Fly-by-wire

Tab. 9.4 – cs-25 [1]

Typ	Stát	Hmotnost [Kg]	Mechanické soustavy	Elektrické soustavy (napájení)	Elektrické soustavy	Hydraulický tlak [MPa]	Hydraulické soustavy	Systémy řízení letu
Ilyushin Il-114	Rusko	23 500		3-fázový 115/220V/400Hz AC systém, 40kW alternátor	Křidélka, výškovka, směrovka	20,7	Přistávací podvozek, brzdy, klapky	Fly-by-wire
Embraer ERJ-145	Brazílie	24 100	Výškovka	28 V DC systém, 4x 28 V/400 A generátor, 2x 28 V/44 Ah baterie	Klapky, přistávací podvozek	20,7	Křidélka, směrovka, brzdy	Konvenční a pomocné
Embraer 170	Brazílie	32 200			Klapky, křidélka, směrovka, výškovka, přistávací podvozek	20,7	Brzdy	Fly-by-wire
Beriev Be-210	Rusko	42 300		3-fázový 115/220V/400Hz systém, 40kVA AC generátor, 3x baterie	klapky, směrovka, výškovka, křidélka	20,7	přistávací podvozek, brzdy	konvenční
Fokker 70/100	Nizozemí	44 450		3-fázový 115V/400 Hz AC systém, 28 V DC systém, 2x generátor	Stabilizátor	20,7	Přistávací podvozek, brzdy, křidélka, výškovka, směrovka, klapky	Konvenční a pomocné
Boeing 737-700	USA	70 080		115V/400 Hz systém, 4x 90 kVA generátor	Klapky	20,7	Přistávací podvozek, brzdy, křidélka, výškovka, směrovka	konvenční a napájecí
Airbus A300-600	Mezinár.	165 000		28 V DC systém, 2x 90kVA generátor, 3x 25 Ah baterie	Klapky, spoilery	20,7	Přistávací podvozek, brzdy, křidélka, směrovka, výškovka	Power-assisted
Ilyushin Il-96-300	RUsko	176 000		115/220V/400Hz AC systém, 40kVA generátor	Přistávací podvozek, Křidélka, výškovka, směrovka, klapky	20,7	brzdy	Fly-by-wire
Boeing 747-400	USA	362 872		115V/400Hz AC systém, 4x 90kVA generátor	Klapky, křidélka, výškovka, směrovka	20,7	přistávací podvozek, brzdy	konvenční a napájecí
Airbus A380	Mezinár.	590 000		4x 150kVA generátor	výškovka, směrovka, klapky, křidélka	34,1	přistávací podvozek, brzdy,	Fly-by-wire

Tab. 9.5 – cs-25 [1]