



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

**OPTIMALIZACE AERODYNAMICKÉHO ODLEHČENÍ
SMĚROVÉHO KORMIDLA LETOUNU L-410NG**

OPTIMIZATION OF L-410NG AIRPLANE RUDDER AERODYNAMIC BALANCE

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. Kateřina Pištěcká

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Robert Popela, Ph.D.

BRNO 2020

Zadání diplomové práce

Ústav: Letecký ústav
Studentka: **Bc. Kateřina Pištěcká**
Studijní program: Strojní inženýrství
Studijní obor: Stavba letadel
Vedoucí práce: **Ing. Robert Popela, Ph.D.**
Akademický rok: 2019/20

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 diplomové práce:

Optimalizace aerodynamického odlehčení směrového kormidla letounu L-410NG

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Mezi důležitá kritéria pro hodnocení vlastností letounu a možnost jeho certifikace patří také maximální síly do řízení. Zejména v kritických režimech letu, jako je vysazení kritické pohonné jednotky, jsou hodnoty sil limitovány. Proto je nutno navrhnout jednotlivé prvky regulující síly tak, aby splňovaly požadavky předpisů. Aerodynamické odlehčení směrového kormidla je jedním z těchto prvků a jeho optimalizace předmětem práce.

Cíle diplomové práce:

Analýza současného stavu z hlediska vlastností letounu a plnění požadavku CS-23. Návrh kinematického a konstrukčního schématu kombinované vyvažovací a odlehčovací plochy směrového kormidla. Výpočet řídicí síly (statický a dynamický) při poruše kritické pohonné jednotky. Analýza vlivu navržených změn na hodnotu síly a na zatížení ocasních ploch.

Seznam doporučené literatury:

CS-23 Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Aeroplanes, Certification Specification, European Union Aviation Safety Agency.

DANĚK, V., Mechanika letu II. Letové vlastnosti, Akademické nakladatelství CERM, 2011, ISBN 9788072047611.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2019/20

V Brně, dne

L. S.

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
ředitel ústavu

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
děkan fakulty

ABSTRAKT

Předmětem diplomové práce je návrh aerodynamického odlehčení směrového kormidla a jeho optimalizace z hlediska dosahovaných řídicích sil a zatížení ocasních ploch a trupu v kritických režimech letu.

KLÍČOVÁ SLOVA

vyvažovací ploška, odlehčovací ploška, aerodynamické odlehčení směrového kormidla

ABSTRACT

The subject of this diploma thesis is a design of rudder aerodynamic balance and its optimization with regard to control forces and vertical tail and fuselage loading in critical flight modes – critical engine failure.

KEY WORDS

servo tab, trim tab, rudder aerodynamic balance

PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že jsem tuto práci vypracovala samostatně pod vedením Ing. Roberta Popely, PhD., s využitím odborné literatury a dostupných zdrojů uvedených na konci této práce.

V Brně dne 20. 6. 2020

.....
Kateřina Pištěcká

PODĚKOVÁNÍ

Ráda bych poděkovala vedoucímu práce Ing. Robertu Popelovi, PhD., za odborné konzultace a čas věnovaný v rámci této diplomové práce. Dále bych chtěla poděkovat své rodině a blízkým, kteří mě během studia podporovali.

OBSAH

Symbole a zkratky	11
Úvod	13
1. Význam aerodynamické kompenzace sil v řízení	14
1.1. Prvky pevně spojené s kormidly	14
1.2. Pohyblivé prvky	15
1.2.1. Odlehčovací prvky ovládané nepřímou	15
1.2.2. Odlehčovací prvky ovládané přímo	16
1.2.3. Vyvažovací plošky	17
1.3. Kombinace odlehčovací a vyvažovací plošky	18
1.3.1. Vliv KP na charakteristiky m_{ZS-K}	19
2. Systémy směrového řízení	21
2.1. Systémy směrového řízení u letadel kategorie normal level 4	21
3. Kritické podmínky letu	24
3.1. Kritická pohonná jednotka letounu L 410 NG	24
3.1.1. Režim letu s nulovým vybočením	27
3.2. Kritická rychlost a výška letu	28
3.3. Kritická konfigurace klapek	28
4. Současné řešení směrového řízení letounu L 410 NG	28
4.1. Požadavky předpisu CS 23	28
4.2. Plnění požadavku předpisu	31
4.2.1. Průběh zkušebního letu	31
4.2.2. Zhodnocení	32
5. Statické řešení	33
5.1. Souřadný systém	33
5.2. Výpočet součinitele závěsového momentu	34
6. Dynamické řešení	39
6.1. Kritické případy zatížení SOP	45
6.1.1. Zatížení při manévru SOP	45
6.1.2. Zatížení SOP při poruše pohonné jednotky – klapky 0	53
6.1.3. Zatížení SOP při poruše pohonné jednotky – klapky 18	60
6.2. Vyhodnocení	66

7. Zhodnocení z hlediska pevnostní rezervy SOP a trupu	67
8. Návrh kombinované plošky směrového kormidla.....	68
8.1. Závislost m_{ZS-SK} a $m_{ZS-SK}^{\delta_{SK}}$	68
8.2. Stanovení potřebné výchylky odlehčovací plošky SK	69
8.3. Kinematické řešení odlehčovací plošky SK	71
9. Konstrukční řešení	74
10. Závěr.....	76
11. Zdroje.....	77
12. Přílohy.....	78
12.1. Příloha 1	78

SYMBOLY A ZKRATKY

C_y	[-]	součinitel vztlaku letounu
$c_z^{\delta SK}$	[-]	statická derivace součinitele bočné síly dle výchylky SK
c_z^β	[-]	statická derivace součinitele bočné síly dle úhlu vybočení letounu
F_{SK}	[N]	celková řídicí síla od pilota a kopilota
I_x	[kg m ²]	hmotný moment setrvačnosti letounu k ose x_1 v letadlové SS
I_y	[kg m ²]	hmotný moment setrvačnosti letounu k ose y_1 v letadlové SS
I_{xy}	[kg m ²]	hmotný deviační moment setrvačnosti letounu k osám x_1, y_1 v letadlové SS
l	[m]	rozpětí křídla
m	[kg]	hmotnost letounu
$m_x^{\bar{\omega}_x}, m_y^{\bar{\omega}_y}, m_x^{\bar{\omega}_y}, m_y^{\bar{\omega}_x}$	[rad ⁻¹]	tlumící a křížové derivace aerodynamických součinitelů stranového pohybu letounu
$m_x^\beta, m_y^\beta, m_x^{\delta SK}, m_y^{\delta SK}$	[rad ⁻¹]	statické derivace aerodynamických součinitelů stranového pohybu letounu
m_{xT}, m_{yT}	[-]	součinitel klonivého momentu
n_p	[ot min ⁻¹]	otáčky vrtule
OAT	[°C]	teplota okolního vzduchu
r_{xy}, r_x, r_y	[m]	poloměry setrvačnosti příslušné hmotným momentům setrvačnosti letounu
S	[m ²]	plocha křídla
TRQ P	[%]	kroučící moment vyvinutý na hřídeli pravého motoru v procentech maximálního kroučícího momentu TRQ P 100
\bar{t}	[-]	aerodynamický čas
v	[m s ⁻¹]	rychlost letu
α	[rad]	úhel náběhu letounu
β	[°]	úhel vybočení letounu
γ	[°]	úhel náklonu letounu
δ_{SK}	[°]	výchylka směrového kormidla
μ	[-]	měrná hmotnost letounu
ρ	[kg m ⁻³]	měrná hmotnost vzduchu
τ	[s]	časové měřítko
ϑ_0	[rad]	podélný sklon letounu v ustáleném letu před manévrem
ω_x	[rad s ⁻¹]	úhlová rychlost klonění
ω_y	[rad s ⁻¹]	úhlová rychlost zatáčení

KL	klapky
KP	kombinovaná ploška SK
OP	odlehčovací ploška SK
PPJ	porucha pohonné jednotky
SK	směrové kormidlo
SOP	svislá ocasní plocha
VP	vyvažovací ploška SK

Úvod

Při provozu letounu působí okolní prostředí na kormidla letounu tlakovými a třecími silami. Vychylováním kormidel dochází ke změně tlakového rozložení na povrchu těchto ploch, což se projeví změnou závěsového momentu kormidla. Přímým důsledkem změny závěsového momentu je změna sil na řídicích letounu. Bez ohledu na rozměry letounu musí velikost požadovaných řídicích sil v průběhu letu odpovídat fyzickým možnostem pilota tak, aby nebyl omezen jeho komfort a zároveň byla zachována jeho citlivost k řízení.

K ovládání letounu slouží prostředky primárního řízení. Jedná se zpravidla o pohyblivé plochy umístěné v zadní části profilu křídla nebo stabilizační plochy. Pro úpravu sil se používají sekundární prostředky řízení – aerodynamická kompenzace závěsových momentů kormidel prostřednictvím plošek.

Síly v řízení je možné z hlediska doby jejich působení rozdělit na krátkodobé (manévrovací) a dlouhodobé – v případě ustáleného letu. K eliminaci či minimalizaci sil v řízení během ustáleného letu slouží vyvažovací plošky. Pro kompenzaci krátkodobých sil se využívají odlehčovací resp. přitěžovací plošky, servo-plošky nebo pružinové servo-plošky. Dalšími prostředky pro úpravu sil v řízení jsou závaží či pružiny instalované v trase řízení. Všechny zmíněné prostředky je třeba navrhnout tak, aby byla zajištěna optimalizace velikosti řídicích sil, které pilot musí vyvinout při prováděném manévru, s ohledem na jeho komfort, citlivost pro řízení a bezpečnost, se zohledněním limitů definovaných stavebním předpisem (CS 23).

Předmětem této práce je posouzení současného konceptu odlehčení směrového kormidla letounu L 410 NG z hlediska požadavků předpisu CS 23 a návrh aerodynamického odlehčení směrového kormidla pro dosažení příznivějších silových poměrů v systému směrového řízení zejména v kritických fázích letu.

1. VÝZNAM AERODYNAMICKÉ KOMPENZACE SIL V ŘÍZENÍ

Při řízení letounu musí pilot prostřednictvím řídicích přídělů překonávat účinky aerodynamických sil působících na kormidlo. Síla, kterou je třeba při řízení vynaložit, je úměrná velikosti závěsového momentu daného kormidla. S ohledem na bezpečnost letu, dodržení stavebního předpisu a na zatížení pilota, je vhodné upravit řídicí síly – například prostřednictvím aerodynamické kompenzace.

Prvky aerodynamické kompenzace jsou založeny na principu vytvoření kompenzačního momentu vzhledem k závěsovému momentu kormidla.

Pro úpravu dlouhodobě působících sil a v případě, kdy je změna podmínek letu předvídatelná, se používají vyvažovací plošky. Při náhle změně letových podmínek, kdy pilot musí reagovat na vzniklou situaci okamžitě, se pro úpravu řídicích sil využívá odlehčovacích resp. přitěžovacích plošek, servo-plošek nebo pružinových servo-plošek. Obsahem této kapitoly je stručný popis jednotlivých druhů kompenzačních prvků.

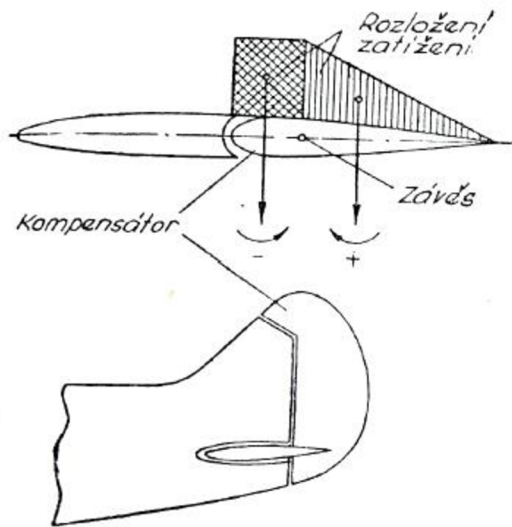
1.1. PRVKY PEVNĚ SPOJENÉ S KORMIDLÍ

Do této skupiny spadají prvky aerodynamické kompenzace, které jsou integrovány přímo do konstrukce kormidel. Jedná se především o rohové a osově odlehčení.

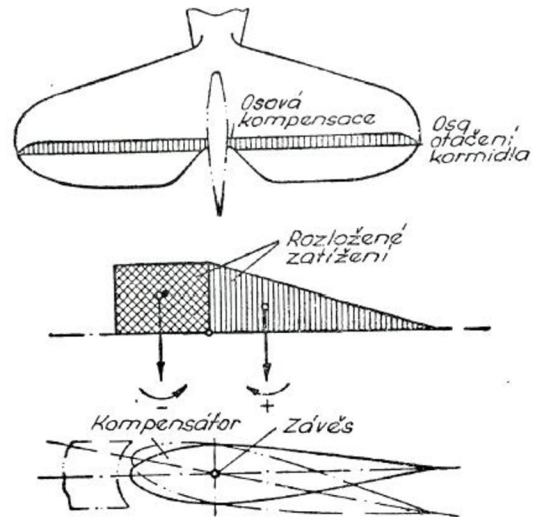
Plochy rohového a osově odlehčení jsou umístěny před osou otáčení kormidla. Působením vzdušných sil generují tyto plochy síly působící proti silám vytvořeným na plochách kormidla za osou otáčení. Důsledkem změny silových poměrů na kormidle je i změna závěsového momentu kormidla tzn. i síly potřebné pro ovládání kormidla.

Účinek těchto typů odlehčení lze upravit změnou jejich plochy a tvarem náběžné hrany (kruhový, eliptický, obdélníkový se zaoblenými rohy). Příklad rohového a osově odlehčení je uveden na Obr. 1 a Obr. 2

Výhodou tohoto řešení je, že nezahrnuje žádné pohyblivé části, z čehož vyplývá vyšší spolehlivost systému. Nevýhodou je zvýšení odporu v důsledku vzniklých štěrbin mezi kormidlem a stabilizátorem, kdy v případě větších výchylek vystupuje část odlehčení z obrysu.



Obr. 1. Vnější (rohový) kompensátor [2]



Obr. 2. Vnitřní (osový) kompensátor [2]

1.2. POHYBLIVÉ PRVKY

Jedná se zpravidla o plošky umístěné u odtokové hrany kormidla. Z pohledu funkce je možné je rozdělit na dvě základní skupiny – na prvky odlehčovací resp. přitěžovací, jejichž pohyb je vázán na pohyb kormidla, a na prvky vyvažovací, které mají zpravidla vlastní systém ovládní.

Odlehčovací prvky se používají zejména u větších letadel s manuálním ovládním kormidel. Funkce těchto prvků je založena na principu vytvoření momentu opačného smyslu vzhledem k závěsovému momentu kormidla. Tyto prvky musí být navrženy stejně jako v případě pevného odlehčení – a to tak, aby jejich funkce nevedla ke ztrátě sil v řízení nebo v horším případě k reverzi sil v některých režimech letu.

Funkce přitěžovacích prvků je založena na stejném principu s tím rozdílem, že příspěvek momentu od přitěžovacího prvku má smysl shodný se závěsovým momentem kormidla. Používají se v případě, kdy je gradient řídicí síly příliš malý a pilot by ztrácel cit při řízení letounu. [1]

1.2.1. Odlehčovací prvky ovládané nepřímo

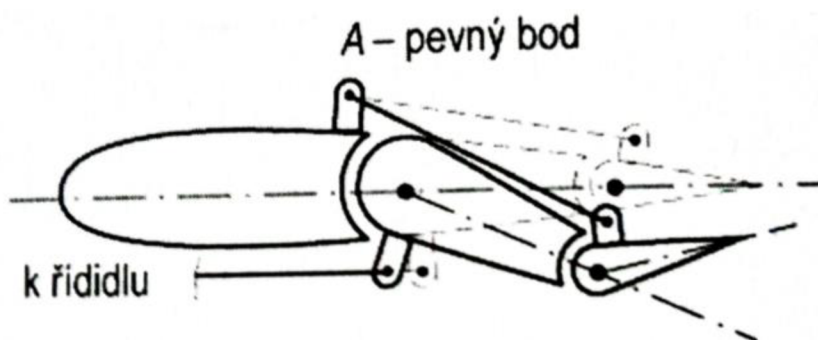
Mezi odlehčovací prvky, jenž jsou nepřímo ovládané pilotem, patří odlehčovací plošky.

Odlehčovací plošky, na rozdíl od ploch rohového a osového odlehčení, jsou samostatné segmenty kormidla, jejichž pohyb je vázán kinematickou vazbou na pohyb kormidla.

Schéma odlehčovací plošky je znázorněno na Obr. 3. Funkce této plošky je stejná jako v případě rohového resp. osového odlehčení – příspěvek závěsového momentu plošky má opačný smysl než příspěvek závěsového momentu zbývající části kormidla.

Plocha odlehčovací plošky se při štíhlosti kormidla 4 až 5 obvykle volí okolo (4 až 7) %. Vhodná výchylka kompensátoru vzhledem k výchylce hlavní části kormidla se pohybuje v poměru 0.5 – 0.6, přičemž optimální velikost výchylky odpovídá

hodnotám do 15° – s vyššími hodnotami obvykle klesá účinnost plošky resp. kormidla. [2]



Obr. 3. Odlehčovací ploška kormidla [1]

Nevýhodou těchto odlehčovacích prvků je mírné snížení účinnosti kormidla, vyplývající z principu jejich funkce, kdy síly vzniklé na plošce působí proti silám vznikajícím na kormidle (platí obecně i pro vyvažovací plošky, jejichž princip je popsán v kapitole níže). [2]

1.2.2. Odlehčovací prvky ovládané přímo

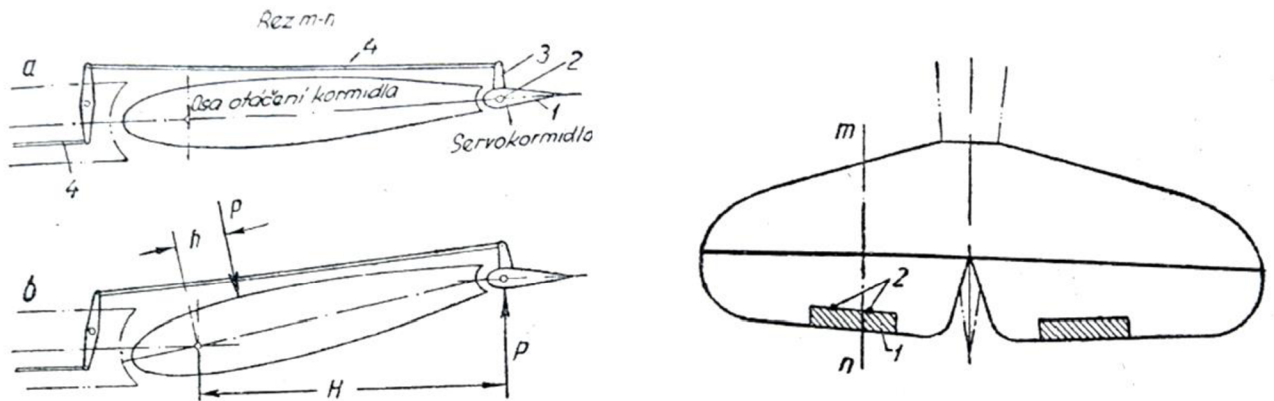
Hlavním zástupcem odlehčovacích prvků ovládaných přímo je servokormidlo (Obr. 4).

Jedná se o malou plošku odtokové hrany kormidla, která svou funkcí snižuje potřebný tlak na řídicí páku pro vyrovnání závěsového momentu. Pilot pomocí této plošky ovládá celé kormidlo.

Závěsový moment servokormidla pH natáčí kormidlem tak dlouho, dokud není vyrovnán stejně velkým momentem Ph , vyvolaným působící aerodynamickou silou.

Problém u tohoto druhu aerodynamické kompenzace může nastat při nízkých rychlostech letu (např. počáteční fáze vzletu s bočním prouděním), kdy je účinnost tohoto řešení výrazně snížena.

Modifikací servokormidla je pružinová servoploška, která je zprvu ovládána přímo a až v případě, kdy je překročena síla pružiny, začne pilot ovládat samotné kormidlo.



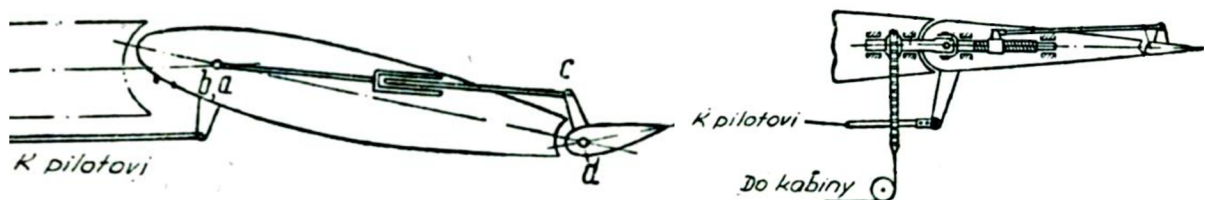
Obr. 4. Servokormidlo [2]

1.2.3. Vyvažovací plošky

Jak již bylo zmíněno výše, vyvažování má smysl pouze pro ustálené režimy letu. Nulový výsledný vnější moment působící na letoun a nulová síla v řízení (resp. nulový závěsový moment kormidla) jsou podmínkami pro žádaný rovnovážný a vyvážený režim letu. [1]

Vyvážení je možné zajistit buď pomocí změny nastavení celé stabilizační plochy, popř. změnou výchylky celého kormidla nebo použitím vyvažovacích plošek. Vyvažovací plošky eliminují síly v řízení tak, aby nebylo nutné požadovat od pilota stálý tlak na řídicí páku či pedály řízení. Plocha vyvažovacích plošek na směrovém kormidle u vícemotorových letounů se pohybuje obvykle kolem (4 až 10) % plochy tohoto kormidla. [2]

K ovládání vyvažovací plošky je nutné použít samostatný okruh řízení. Řízení může být zprostředkováno mechanicky i elektricky. Přídavná trasa sekundárního systému řízení je spojena s nárůstem hmotnosti konstrukce.



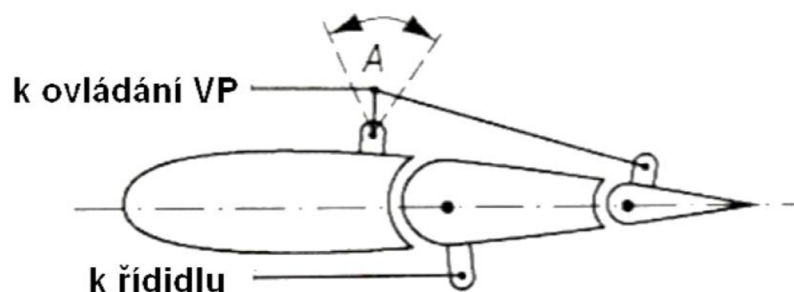
Obr. 5. Příklad konstrukčního provedení vyvažovací plošky [2]

Obr. 6.

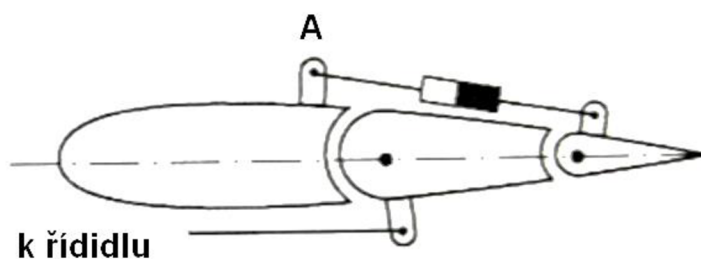
1.3. KOMBINACE ODLEHČOVACÍ A VYVAŽOVACÍ PLOŠKY

Funkcí kombinované odlehčovací a vyvažovací plošky je jednak snížit síly v řízení v rámci režimů letu, které se vyznačují náhlými změnami letových podmínek (při manévrování) – prostřednictvím koncepce odlehčovací plošky – a navíc pilotovi umožnit eliminaci řídicích sil v případě rovnovážných režimů letu – prostřednictvím koncepce vyvažovací plošky.

Kombinaci vyvažovací a odlehčovací plošky lze realizovat např. dle konceptu znázorněném na Obr. 7, kdy je ploška propojena s nepohyblivou částí stabilizační plochy táhlem o konstantní délce – přičemž bod A je pohyblivý a jeho poloha je ovládána pilotem z pilotní kabiny, nebo dle konceptu na Obr. 8, kdy je bod A pevný a funkci zprostředkovává táhlo o proměnné délce. [1]



Obr. 7. Schéma mechanismu kombinované plošky, ploška je ovládaná změnou polohy bodu A [1]



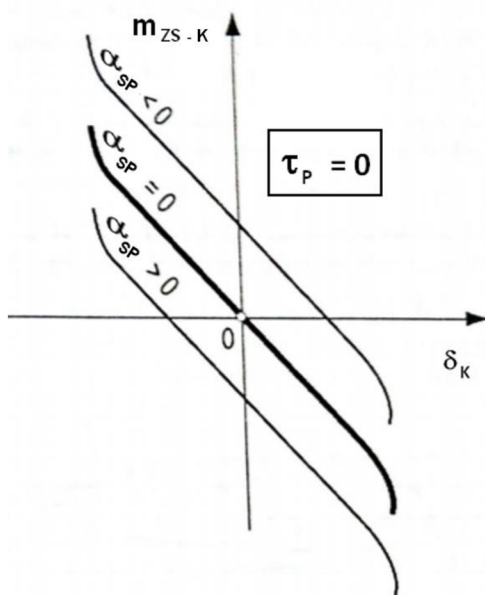
Obr. 8. Schéma mechanismu kombinace odlehčovací a vyvažovací plošky, ploška je ovládaná táhlem s proměnnou délkou [1]

1.3.1. Vliv KP na charakteristiky m_{ZS-K}

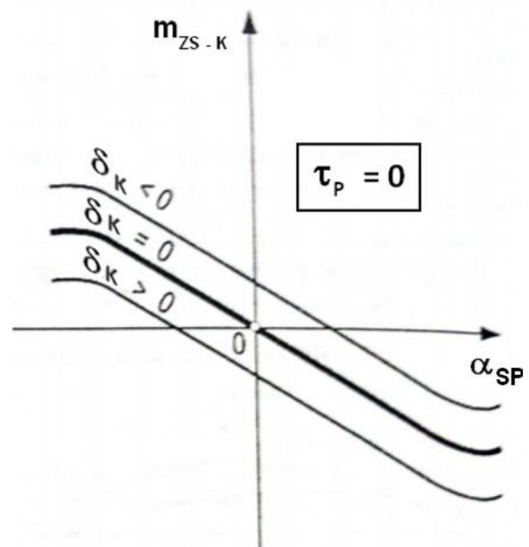
Závislost součinitele závěsového momentu kormidla m_{ZS-K} na výchylce kormidla bez efektu vyvažovací plošky je znázorněna na Obr. 9. Tato závislost je funkcí smyslu a velikosti úhlu náběhu stabilizační plochy α_{SP} , kdy dochází dle konkrétních hodnot α_{SP} k ekvidistantnímu posunu křivky.

Vliv výchylky kormidla na závislost $m_{ZS-K} = f(\alpha_{SP})$ je zobrazena na Obr. 10 – opět jsou zde křivky posunuty ekvidistantně.

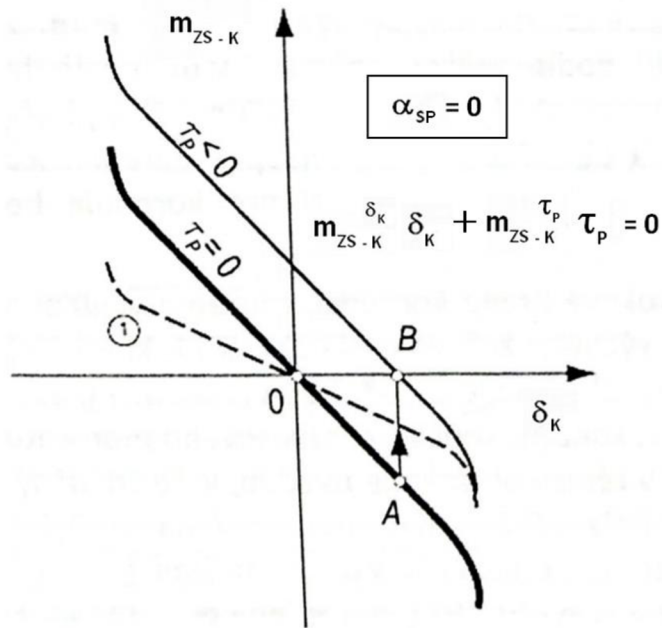
Vliv přítomnosti vyvažovací resp. odlehčovací plošky kormidla na průběh závislosti $m_{ZS-K} = f(\delta_K)$ je zobrazen na Obr. 11. Vyvažovací ploška svou funkcí umožňuje eliminovat součinitel závěsového momentu při dané výchylce kormidla – pro nulový úhel náběhu stabilizační plochy je efekt způsobený vyvažovací ploškou na tomto obrázku označen písmenem B. Bez vyvažovací plošky by bylo nutné překonávat pro stejnou výchylku kormidla součinitel závěsového momentu kormidla o hodnotě odpovídající režimu označenému písmenem A. Odlehčovací ploška má svou funkcí vliv na gradient závěsového momentu kormidla, který snižuje (stejně jako gradient řídicí síly). Tento efekt je znázorněn na Obr. 11 čárkovanou čarou.



Obr. 9. Vliv úhlu náběhu stabilizační plochy na závislost m_{ZS-K} na výchylce kormidla při konfiguraci, kdy je vyvažovací ploška v neutrální poloze [1]

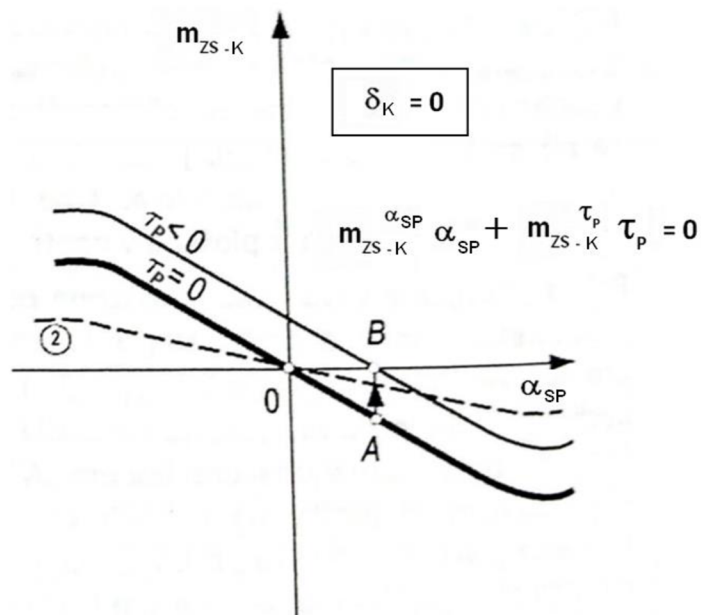


Obr. 10. Vliv výchylky kormidla na závislost m_{ZS-K} na úhlu náběhu stabilizační plochy při konfiguraci, kdy je vyvažovací ploška v neutrální poloze [1]



Obr. 11. Vliv odlehčovací a vyvažovací plošky na průběh m_{ZS-K} v závislosti na výchylce kormidla [1]

Čárkovaná čára na Obr. 12 znázorňuje vliv velikosti osového odlehčení na závislost součinitele závěsového momentu kormidla na úhlu náběhu stabilizační plochy. Ze závislosti vyplývá, že zvětšení osového odlehčení vede ke snížení gradientu závěsového momentu s úhlem náběhu stabilizační plochy. [1]



Obr. 12. Vliv osového odlehčení a vyvažovací plošky na průběh m_{ZS-K} v závislosti na úhlu náběhu stabilizační plochy [1]

2. SYSTÉMY SMĚROVÉHO ŘÍZENÍ

Letoun L 410 NG je v této době certifikován a splňuje všechny požadavky, které jsou na něj kladeny z hlediska stavebního předpisu. Limitní síla směrového řízení, udávaná předpisem, je však z hlediska nároků kladených na pilota poměrně vysoká a vzhledem k tomu, že letoun jí v některých případech dosahuje, jevílo se jako vhodné tuto sílu upravit (snížit).

Upravení řídicí síly je v tomto případě žádoucí zejména z důvodu zvýšení konkurenceschopnosti na trzích v Asii (populace menšího vzrůstu) a také kvůli stále narůstajícímu procentu pilotů z řad žen. Úprava sil v systému směrového řízení je v případě letounu L 410 NG řešena pomocí rohového a osového odlehčení. Pro úpravu dlouhodobě působících sil slouží vyvažovací ploška směrového kormidla.

Předmětem této práce je (s ohledem na požadavek snížení řídicí síly) navrhnout systém směrového řízení letounu L 410 NG tak, aby byl pilotovi poskytnut dostatečný komfort při řízení v rámci všech režimů letu.

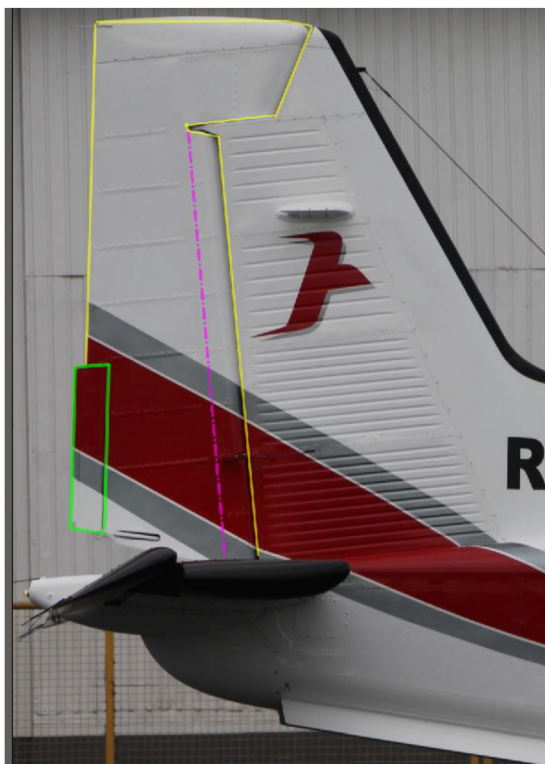
2.1. SYSTÉMY SMĚROVÉHO ŘÍZENÍ U LETADEL KATEGORIE NORMAL LEVEL 4

Tato kapitola je věnována porovnání konceptů směrového řízení letounů odpovídající kategorie – Normal level 4.

Na Obr. 13 je žlutě vyznačeno směrové kormidlo letounu L 410 NG s vnějším (rohovým) a vnitřním (osovým) odlehčením, kde osa otáčení je znázorněna růžovou čerchovanou čarou. Zelenou barvou je pak vyznačena vyvažovací ploška směrového kormidla.

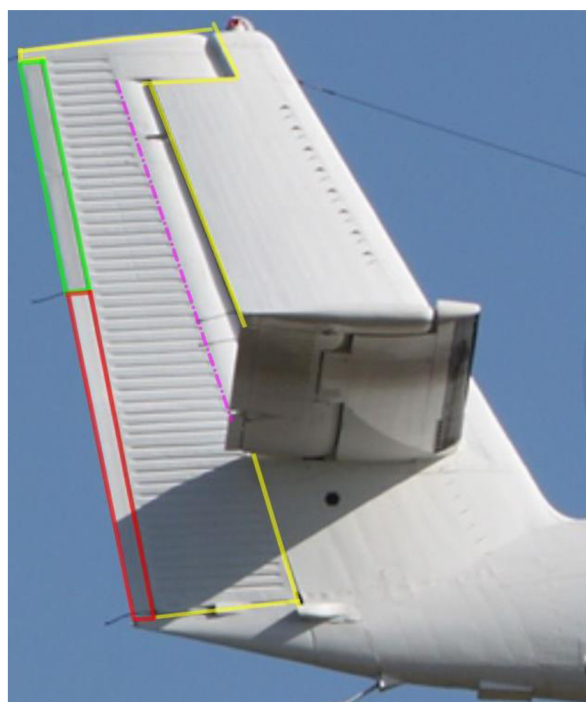


Obr. 13. Směrové kormidlo letounu L 410 NG [3]



Obr. 14. Směrové kormidlo Dornier 228 [4]

U letounu Dornier 228 (Obr. 14) si lze povšimnout obdobné kombinace rohového a osového odlehčení a dále zeleně vyznačené vyvažovací plošky. Ovládání této vyvažovací plošky je mechanické.



Obr. 15. Směrové kormidlo DHC-6-400 Twin Otter [5]

Na Obr. 15 je žlutě vyznačeno směrové kormidlo letounu DHC-6-400 Twin Otter s rohovým a osovým odlehčením, zeleně vyvažovací ploška SK, červeně odlehčovací ploška s kinematickou vazbou (servokormidlo).

Jelikož je z obrázků patrný rozdíl mezi plochami SK, které zaujímají vyvažovací plošky, byly pro porovnání uvedeny vybrané parametry letounů v Tab. 1.

Tab. 1 Vybrané parametry letounů L 410 NG, Dornier 228 a DHC-6-400 Twin Otter

	<i>L 410 NG</i>	<i>Dornier 228</i>	<i>DHC-6-400 Twin Otter</i>
<i>Parametr letounu</i>	<i>Rozměry</i>		
Rozpětí křídla	19.48 m	16.97 m	19.81 m
Plocha křídla	34.86 m ²	32 m ²	39.02 m ²
Délka trupu	13.25 m	16.56 m	15.77 m
<i>Parametr SOP</i>	<i>Rozměry</i>		
Rozpětí	3.45 m	2.7 m	4.05 m
Plocha	7.5 m ²	6 m ²	8.3 m ²
Štíhlost	1.59	1.5	1.7
Zúžení	0.48	0.46	0.50
Plocha SK	2.25 m ²	1.5 m ²	2.4 m ²
Výchylka SK	- 25 ° / + 25°	- 24 ° / + 24°	- 24 ° / + 24°
Velikost vyvažovací plošky	2.36 m	0.95 m	1.83 m
Velikost odlehčovací plošky	-	-	2.15 m

Jak je z obrázků patrné, všechny uvedené letouny mají úpravu sil v řízení zajištěnou pomocí osového a rohového kompenzátoru a vyvažovací plošky. U směrového kormidla letounu DHC-6-400 Twin Otter je navíc samostatně instalována i ploška odlehčovací.

V rámci inovace systému směrového řízení letounu L 410 NG z hlediska úpravy řídicích sil bylo zvoleno nahradit původní vyvažovací plošku kombinací plošky vyvažovací a odlehčovací (kombinovanou ploškou). Toto řešení je výhodné zejména z hlediska minimálního zásahu do původní konstrukce směrového kormidla.

3. KRITICKÉ PODMÍNKY LETU

Pro návrh kombinované plošky směrového kormidla letounu L 410 NG bylo třeba definovat podmínky letu, při kterých síly v řízení nabývají nejvyšších hodnot.

Nejdůležitější podmínkou, ze které návrh vychází, je režim letu s nepracující kritickou pohonnou jednotkou. Pro tento režim se dále uvažuje nejneprůzračnější konfigurace klapek, hmotnost letounu, výška letu a rychlost, jakou se letoun pohybuje. Tyto podmínky jsou přiblíženy v následujících kapitolách.

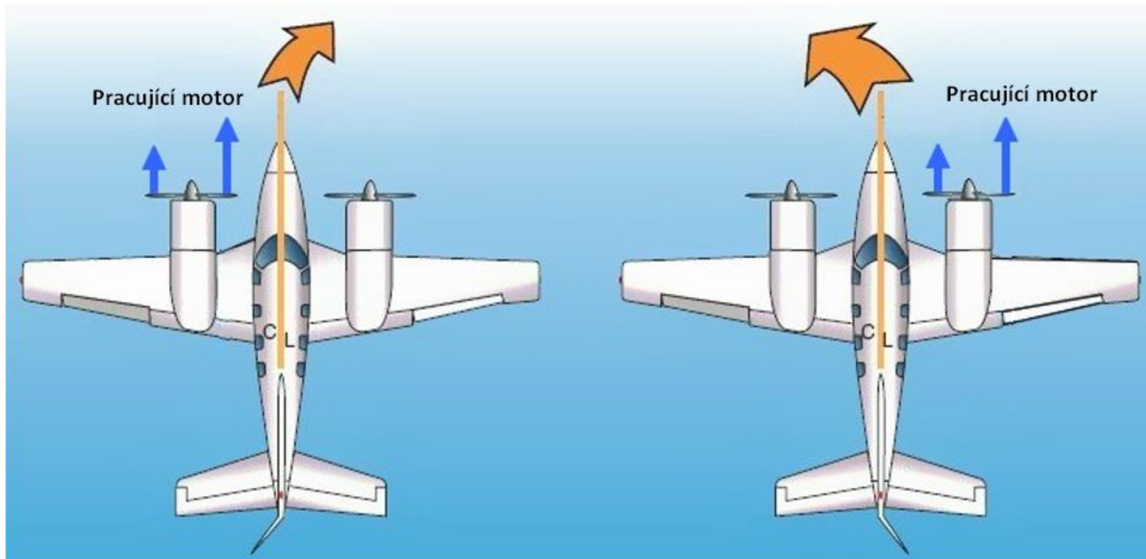
3.1. KRITICKÁ POHONNÁ JEDNOTKA LETOUNU L 410 NG

Pro určení kritické pohonné jednotky je třeba vycházet z režimu letu s asymetrickým tahem. Jedná se o takový režim letu u vícemotorového letounu, při němž dojde k poklesu tahu, příp. poruše jednoho či více motorů na jedné straně letounu. V důsledku tohoto režimu vzniká tahová nesymetrie, která primárně vede ke vzniku zatáčivého momentu, doprovázeného sekundárním účinkem – vznikem klonivého momentu. [1]

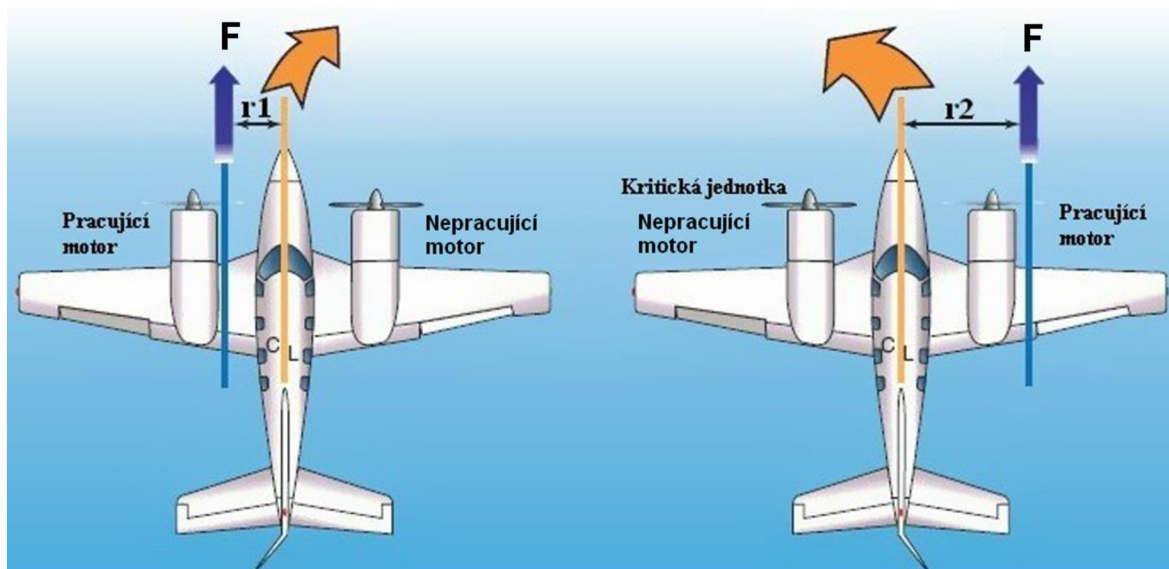
Kritická pohonná jednotka je taková pohonná jednotka u vícemotorových letounů, při jejíž poruše vzniká nejneprůzračnější zatáčivý a klonivý moment. Při poruše této jednotky jsou kladeny největší nároky na pilotáž. [1]

Letoun L 410 NG má oba motory osazeny pravotočivými vrtulemi AVIA 725. Na Obr. 16 jsou schematicky zobrazeny síly a jimi vyvolané zatáčivé momenty pro letoun s pravotočivými vrtulemi v režimu nepracující jedné z pohonných jednotek. Jak je patrné, je velikost zatáčivého momentu v případě, kdy nepracuje kritická pohonná jednotka, větší než v případě, kdy je mimo provoz pohonná jednotka, která není kritická. Tento rozdíl vzniká následkem odlišné velikosti ramena, na kterém působí výslednice sil, jež je dána rozložením tahu podél vrtulového disku – listy vrtule, které se pohybují z pohledu pilota dolů, vykazují vyšší přírůstek tahu (vztlaku) než listy, které se pohybují z pohledu pilota nahoru.

Reálně je však posun výslednice tahové síly, způsobený nesymetrickým rozložením tahu podél vrtulového disku, malý a proto bývá působiště výsledné tahové síly v rámci výpočtů uvažováno v ose motoru.



Obr. 16. Znáznornění sil u motoru s pravotočivou vrtulí a odpovídajícího zatáčivého momentu při poruše jedné pohonné jednotky [9]



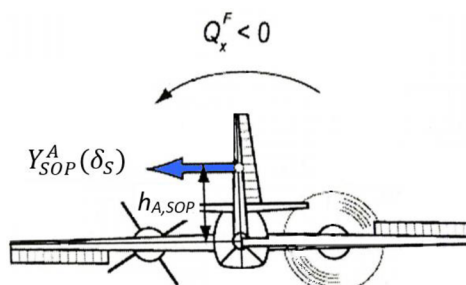
Obr. 17. Kritická pohonná jednotka u motoru s pravotočivou vrtulí [9]

Z výše uvedeného je patrné, že kritická pohonná jednotka letounu L 410 NG je levý motor.

Pro konkrétní případ tedy při poruše levého motoru tahová síla F , vyvozená pravým pracujícím motorem, vyvolává záporný zatáčivý moment N_F , který má tendenci otáčet letounem vlevo. U letounů s vrtulovými pohonnými jednotkami je tento zatáčivý moment ještě zvyšován aerodynamickým odporem vrtule nepracujícího motoru D_M .

Jak již bylo zmíněno, sekundárním účinkem při vysazení motoru je vznik záporného (levé křídlo dolů) klonivého momentu Q_x^F , který je vyvolán vyšším vztlakem na části křídla, jež je obtékána vrtulovým proudem na straně pracujícího motoru oproti vztlaku motoru nepracujícího. Tento klonivý moment je dále tvořen také složkou

vyvolanou aerodynamickou bočnou silou $Y_{SOP}^A(\delta_S)$, která vzniká při aplikaci výchylky směrového kormidla při tendenci eliminace primárního zatáčivého momentu od asymetricky působícího tahu. Bočná síla na SOP působí v jejím aerodynamickém středu na rameni $h_{A,SOP}$ vzhledem k těžišti letounu a vyvolává tak klonivý moment Q_x^F (viz Obr. 18). [1]



Obr. 18. Bočná síla, rameno klonivého momentu a smysl klonivého momentu [1]

V případě asymetrického tahu je třeba pro udržení přímočarého letu vyšlápnout pravý nožní pedál a vychýlit řídicí páku vpravo. Jak je patrné, je třeba všechna řídicíidla pro ovládání stranových rotačních pohybů vychýlit na stranu pracujícího motoru. [1]

Zatáčivý moment N_F se tedy dle [1] stanoví jakožto:

$$-N_F = y_F F + y_M D_M \quad (1)$$

V bezrozměrové formě lze rovnici zapsat následovně:

$$-C_n^F = \frac{2 y_F (F + D_M)}{\rho v^2 S b} \quad (2)$$

kde:

y_F, y_M	[m]	vzdálenost od osy motoru k těžišti (přičemž platí $y_M = -y_F$)
F	[N]	tahová síla vyvozená pohonnou jednotkou
D_M	[N]	odporová síla vyvozená nepracujícím motorem
C_n^F	[-]	součinitel zatáčivého momentu
ρ	[kg m ⁻³]	hustota vzduchu odpovídající konkrétní výšce
v	[m s ⁻¹]	rychlost letu letounu
S	[m ²]	vztažná plocha křídel
b	[m]	rozpětí křídel

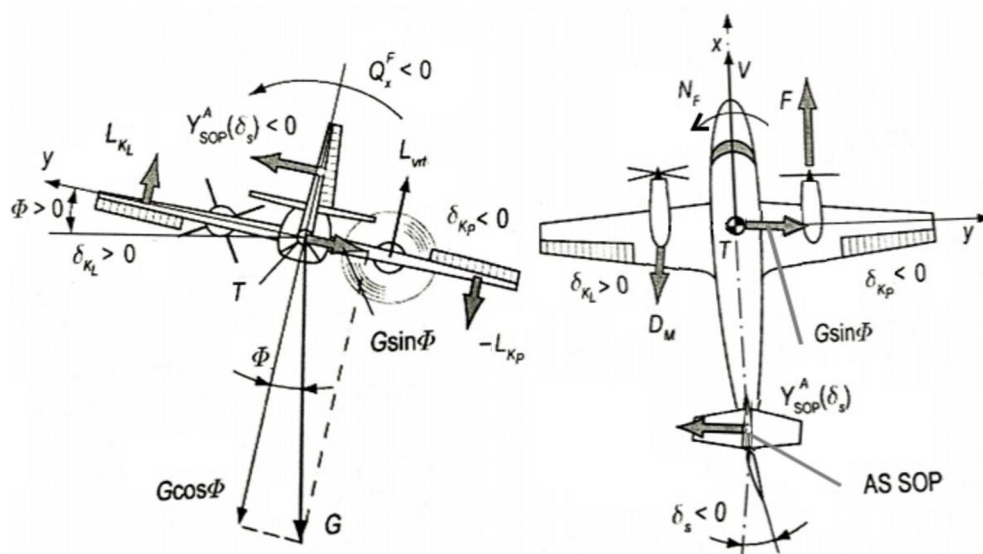
Klonivý moment Q_x^F se určuje převážně experimentálně.

V případě nepracující pohonné jednotky je volen režim letu s nulovým příčným sklonem nebo režim letu s nulovým vybočením. Přestože je let s nulovým příčným sklonem příjemnější pro posádku letounu, je vhodné volit spíše režim letu s nulovým vybočením, jelikož přítomnost vybočení je spojena s nárůstem odporu letounu. [1]

3.1.1. Režim letu s nulovým vybočením

Při poruše pohonné jednotky se v tomto případě pro zachování silové rovnováhy ve směru bočné osy využívá bočná složka tíhové síly, která se vyvodí příčným sklonem letounu. Je tedy třeba při poruše levého motoru zajistit kladný příčný sklon, při kterém se vyvodí kladná bočná složka tíhové síly $G \sin \Phi$, v absolutní hodnotě stejně velká jako je aerodynamická síla na SOP $Y_{SOP}^A(\delta_S)$. Tato dvojice sil působí proti zatáčivému momentu N_F .

Záporný klonivý moment vyvolaný obtékáním části křídla vrtulovým proudem na straně pracujícího motoru je navýšen o účinek působící dvojice sil, kterou tvoří bočná síla na SOP $Y_{SOP}^A(\delta_S)$ a bočná složka tíhové síly $G \sin \Phi$. Celkový záporný klonivý moment je eliminován vyvozením odpovídající dvojice sil L_{KL} a L_{KP} – vychýlením křidélek. [1]



Obr. 19. Rovnováha sil a momentů při letu s nulovým vybočením [1]

Pro letoun v ustáleném přímočarém letu s asymetrickým tahem a nulovým vybočením nabývá soustava rovnic rovnováhy následujícího tvaru [1]:

$$-C_{Y_{\delta_S}} \delta_S = C_G \sin \Phi \quad (3)$$

$$-C_{l_{\delta_K}} \delta_K - C_{l_{\delta_S}} \delta_S = C_l^F \quad (4)$$

$$-C_{n_{\delta_S}} \delta_S = C_n^F \quad (5)$$

3.2. KRITICKÁ RYCHLOST A VÝŠKA LETU

Pohon letounu L 410 NG je tvořen dvěma turbovrtulovými motory GE H85-200.

U turbovrtulových pohonných jednotek klesá tah s rostoucí rychlostí letu a největší tahová nesymetrie tedy nastává v případě nízkých rychlostí letu.

Nejnižší kalibrovaná rychlost ustáleného letu při poruše kritické pohonné jednotky, uvedená předpisem CS 23, je minimální rychlost říditelnosti V_{MC} . Při hodnotách nižších této rychlosti lze sice letoun ještě řídit (až do pádové rychlosti) avšak eliminace zatáčivých a klonivých momentů prostřednictvím orgánů stranového řízení je komplikovaná, navíc jsou překročeny předpisem stanovené limity (ať už z hlediska síly nebo náklonu).

Výkon motoru klesá s hustotou vzduchu. Největší tahová nesymetrie je tedy v nejnižších letových výškách.

3.3. KRITICKÁ KONFIGURACE KLAPEK

Na základě skutečností uvedených v kapitole 3.2, kdy je nižší rychlost letu spojena s větší tahovou nesymetrií, bylo předpokládáno, že konfigurace s klapkami vychýlenými na nejvyšší hodnotu (42°) bude vykazovat nejvyšší síly v řízení. Na základě letových měření se však ukázalo, že nejvyšších hodnot řídicí síly je dosahováno při vychýlení klapky na 18° . Klapky vychýlené na 42° nejsou z hlediska limitu síly tak kritické, jelikož právě díky jejich značné výchylce je zvýšena zástavbová ztráta pohonné jednotky, což pravděpodobně vede k menší tahové nesymetrii oproti konfiguraci s klapkami vychýleným na 18° .

4. SOUČASNÉ ŘEŠENÍ SMĚROVÉHO ŘÍZENÍ LETOUNU L 410 NG

V této kapitole jsou uvedeny požadavky předpisu CS 23 kladené na letadla kategorie Normal Level 4, vztahující se k systémům směrovému řízení. S ohledem na tyto požadavky bylo následně provedeno zhodnocení současného stavu letounu L 410 NG z hlediska hodnot řídicí síly dosahované tímto letounem při letových zkouškách.

4.1. POŽADAVKY PŘEDPISU CS 23 [6]

Zhodnocení současného stavu bylo provedeno na základě paragrafů CS 23.143, CS 23.147 a CS 23.149. Z těchto paragrafů vycházel také návrh nového řešení. Pro kontrolu vlivu navržených změn na zatížení ocasních ploch resp. trupu s ohledem na plnění pevnostních požadavků stanovených předpisem byl využit paragraf CS 23.441. Tab. 2 uvádí požadavky na velikost řídicích sil (pro účely této práce je podstatné pouze omezení řídicích sil pedálů pro ovládání směrového kormidla, kdy síla na pedálech řízení SK nesmí přesáhnout hodnotu 667 N tj. 150 lbf).

Tab. 2 Požadavky na hodnoty sil v řízení CS 23.143

Hodnoty síly působící na příslušné řídicí páku v newtonech (librách síly)	Klopení	Klonění	Zatáčení
Krátkodobé působení			
Řídicí páka	267 N (60 lbf)	133 N (30 lbf)	-
Volantové řídicí páky (obě ruce na volantu)	334 N (75 lbf)	222 N (50 lbf)	-
Volantové řídicí páky (jedna ruka na volantu)	222 N (50 lbf)	111 N (25 lbf)	-
Pedály pro ovládání směrového kormidla	-	-	667 N (150 lbf)
Dlouhodobé působení	44.5 N (10 lbf)	22 N (5 lbf)	89 N (20 lbf)

Paragraf CS 23.147, jenž obsahuje požadavky na směrové a příčné řízení, uvádí tyto podmínky letového režimu:

S každým dvoumotorovým letounem musí být možno bezpečně provést náhlou změnu směru letu na obě strany s křídly ve vodorovné poloze a nepřekročit při tom náklon 5 °. To musí být prokázáno při rychlosti 1.4 v_{S1} změnami směru letu do 15 ° (s tou výjimkou, že síla v nožním řízení odpovídající limitům uvedeným v CS 23.143 nesmí být překročena) za následujících podmínek:

- (1) Kritický motor nepracující a jeho vrtule v poloze s minimálním odporem;
- (2) Zbývající motor na maximálním trvalém výkonu;
- (3) Přistávací zařízení:
 - (i) zasunuto;
 - (ii) vysunuto;
- (4) Vztlkové klapky zasunuty.

S každým dvoumotorovým letounem musí být možno obnovit plnou říditelnost bez překročení příčného sklonu 45 °, bez vzniku nebezpečné polohy nebo nebezpečných charakteristik v případě náhlého a úplného vysazení kritického motoru za předpokladu, že letoun byl původně vyvážený a že příslušný zásah pilota je proveden s povoleným zpožděním 2 sekund, za následujících podmínek:

- (1) maximální trvalý výkon každého motoru;
- (2) vztlkové klapky zasunuty;
- (3) přistávací zařízení zasunuto;
- (4) rychlost rovná rychlosti, při které byl proveden průkaz vyhovění podle CS 23.69 (a);
- (5) nastavení vrtulí stejné, jako při prokázání vyhovění CS 23.69 (a).

Kritickým případem pro určení maximálních sil v řízení je pak režim letu s asymetrií tahu, kdy se letoun pohybuje na minimální rychlosti říditelnosti v_{MC} , o které předpis pojednává v paragrafu CS 23.149:

(a) VMC je kalibrovaná rychlost letu, při které je možno po vysazení kritického motoru obnovit řízení letounu s tímto motorem stále zastaveným, a poté udržet přímočarý let stejnou rychlostí s úhlem náklonu ne větším než 5° . Metoda použitá pro simulaci vysazení kritického motoru musí představovat nejkritičtější způsob vysazení pohonné jednotky s ohledem na říditelnost očekávanou v provozu.

Podmínky z hlediska plnění pevnostních požadavků vychází ze zatížení při obratech a jsou uvedeny v paragrafu CS 23.441:

(a) Pro rychlosti letu do v_A musí být svislé plochy navrženy tak, aby odolaly následujícím podmínkám. Při výpočtu zatížení se může předpokládat nulová rychlost zatáčení:

(1) U letounu v nezrychleném letu při nulovém zatáčení se předpokládá, že směrové řízení je náhle vychýleno do maximální krajní polohy omezené dorazy nebo mezními silami pilota.

Požadavky pro stanovení nesymetrického zatížení v případě poruchy pohonné jednotky je obsaženo v paragrafu 23.367:

(a) Turbovrtulové letouny musí být navrženy pro nesymetrická zatížení vyplývající ze selhání kritického motoru včetně dalších podmínek v kombinaci se jednotlivou poruchou soustavy omezení odporu vrtule a s uvážením pravděpodobného nápravného zásahu pilota do řízení letu.

(1) Při rychlostech mezi VMC a VD se zatížení vyplývající z vysazení motoru v důsledku přerušení přívodu paliva považují za provozní zatížení;

(b) Smí se předpokládat, že k zahájení nápravného zásahu pilota dojde v okamžiku dosažení maximální rychlosti zatáčení, ne však dříve než dvě sekundy po vysazení motoru. Velikost nápravného zásahu pilota může vycházet z mezních sil pilota, uvedených v CS 23.397 s výjimkou toho, že mohou být předpokládány menší síly tam, kde je zkouškou nebo analýzou prokázáno, že s těmito silami je možno zvládnout zatáčení a klonění letounu vyplývající z předepsaných podmínek selhání motoru.

4.2. PLNĚNÍ POŽADAVKU PŘEDPISU

Obsahem této kapitoly je hodnocení současného řešení směrového řízení letounu L 410 NG z hlediska sil v řízení naměřených při zkušebním letu.

4.2.1. Průběh zkušebního letu

Letová měření se prováděla sérií přímočarých skluzů (ustálených režimů letu s asymetrickým tahem, kdy na pracujícím motoru byl nastaven vzletový režim). Kontrolním (vztažným) parametrem při letovém měření v režimu letu ve skluzu byl v tomto případě úhel náklonu γ , jehož hodnota se pro jednotlivá měření lišila.

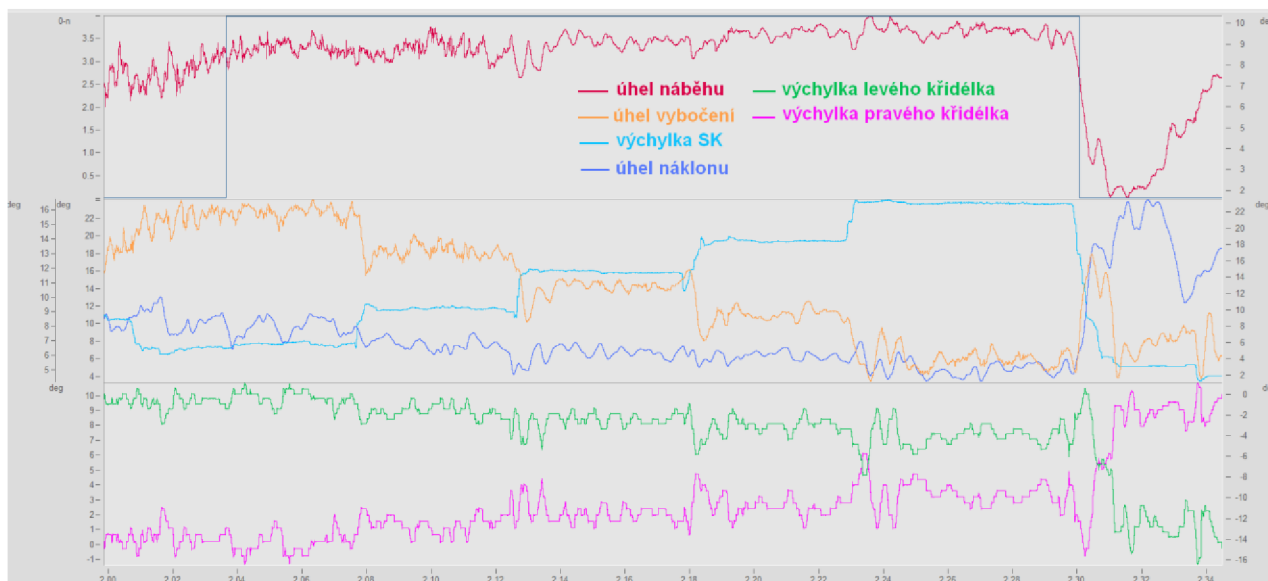
Pro dosažení požadované hodnoty úhlu náklonu γ je třeba vychýlit směrové kormidlo o úhel δ_{SK} , a pro ustálení letového režimu vzniklý klonivý moment následně vykompenzovat vychýlením křidélek. S rostoucí hodnotou úhlu γ roste také hodnota úhlu vybočení β , což je spojeno s nárůstem odporu.

Série měření byla provedena pro nízkou hmotnost letounu (z důvodu, že zde nedochází k takové kompenzaci bočné síly vlivem složky hmoty jako v případě, kdy má letoun vyšší hmotnost) a na minimální rychlost říditelnosti v_{MC} .

Dle předpisu CS 23 pro kategorii Normal level 4 je tato rychlost spojena s podmínkou, že úhel příčného sklonu (náklonu) γ nesmí převýšit 5° a řídicí síla na řídicí směrového řízení nesmí překročit sílu 667 N, tedy 150 lbf.

Měření se provádí v nejnižší možné výšce, která je bezpečná pro provedení manévru, kompenzací pro dosažení stejných podmínek pro chod motorů jako v nulové výšce, je nižší okolní teplota.

Na Obr. 20 je vykreslena část průběhu sledovaných veličin v čase. Z uvedeného průběhu je patrné, že pro dosažení nízkých hodnot úhlů náklonu a zejména úhlu vybočení, je třeba velkých výchylek SK. S rostoucí výchylkou SK roste i potřebná síla v řízení tohoto kormidla.



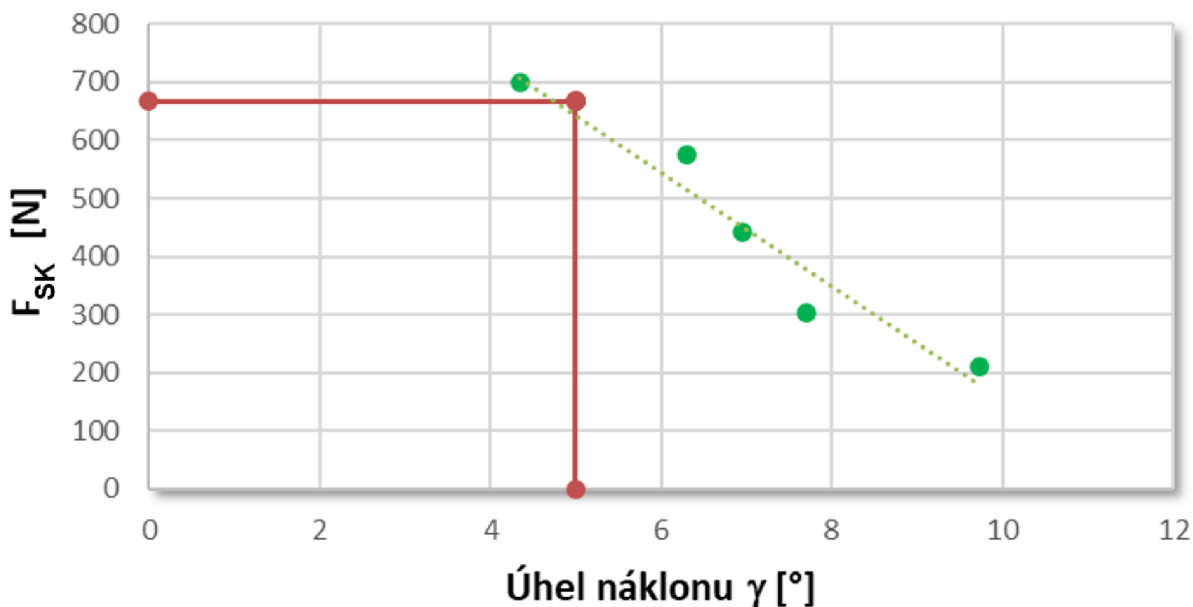
Obr. 20. Průběh vybraných veličin [°] v závislosti na čase [s], vykresleno v prostředí imc FAMOS

4.2.2. Zhodnocení

Limitní podmínkou předpisu CS 23 pro let s nepracující pohonnou jednotkou při podmínkách uvedených v kapitole 4.1 je síla 667 N a úhel náklonu 5 °.

Letoun je certifikován a tento požadavek splňuje. Avšak i předpisem požadovaná maximální síla ve směrovém řízení je poměrně vysoká a jeví se tedy jako vhodné ji upravit (jak již bylo výše zmíněno – z důvodu zvýšení konkurenceschopnosti na trzích v Asii a také kvůli stále narůstajícímu procentu pilotů z řad žen.)

Oblast grafu na Obr. 21 ohraničená červenou čarou graficky vymezuje limitní hodnoty předpisu CS 23 (sílu 667 N a úhel náklonu 5 °). Po vyhodnocení letových měření pomocí softwaru imc Famos byl vybrán kritický případ, kdy jsou klapky letounu vychýleny na 18 °. Pro tento případ odpovídá závislost řídicí síly na náklonu letounu při rychlosti v_{MC} lineárnímu proložení naměřených bodů (v obrázku vyznačených zelenou barvou). Jak je z obrázku patrné, naměřená síla se blíží při náklonu 5 ° hodnotě limitované předpisem.



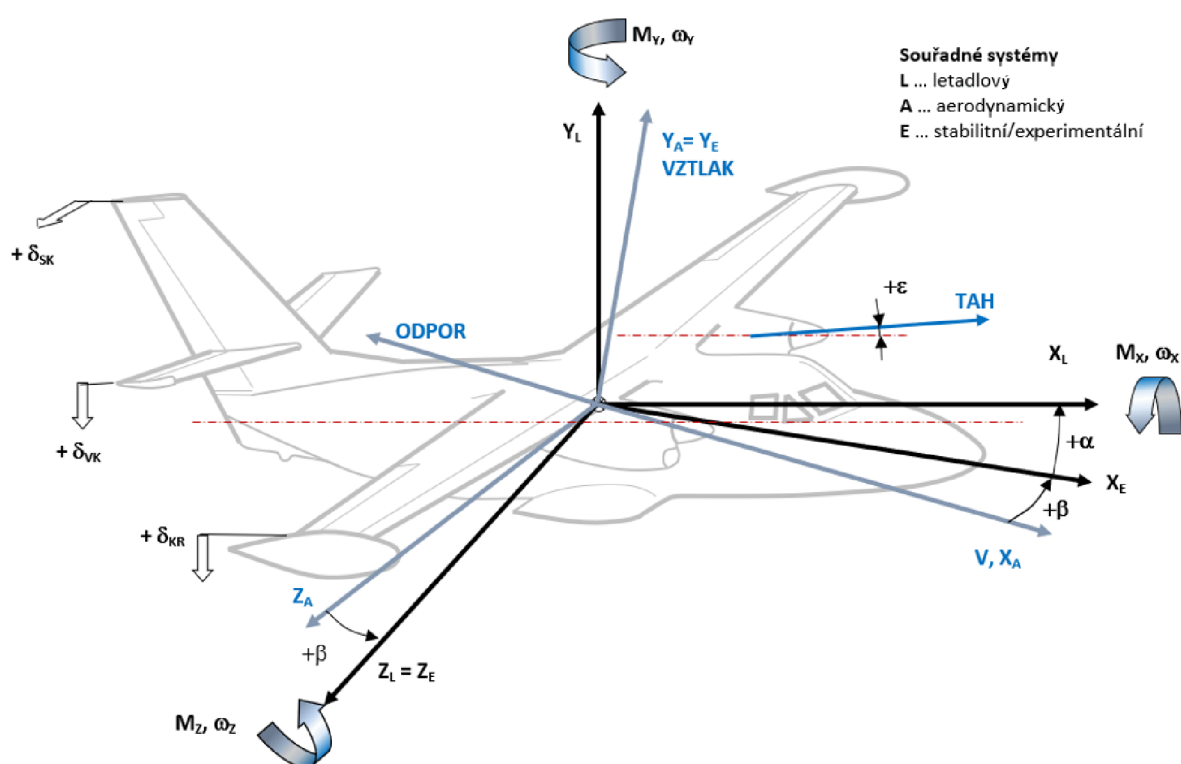
Obr. 21. Grafické znázornění oblasti vymezené předpisem a naměřených hodnot, případ odpovídá podmínkám letu při rychlosti letu $v_{IAS} = 75$ kt, výšce 2000 ft a klapkách vychýlených na 18 °

5. STATICKÉ ŘEŠENÍ

Předmětem této kapitoly bylo stanovení maximální síly v řízení pro podmínky zkušebního letu, popsané v kapitole 4.2.1. Jelikož je tato síla přímo úměrná součiniteli závěsového momentu, se kterým se pracuje ve výpočtech při návrhu plošky, je cílem tuto sílu kvantifikovat nepřímo – právě pomocí součinitele závěsového momentu.

5.1. SOUŘADNÝ SYSTÉM

Veličiny použité při výpočtu jsou definovány v souřadných systémech na Obr. 22.

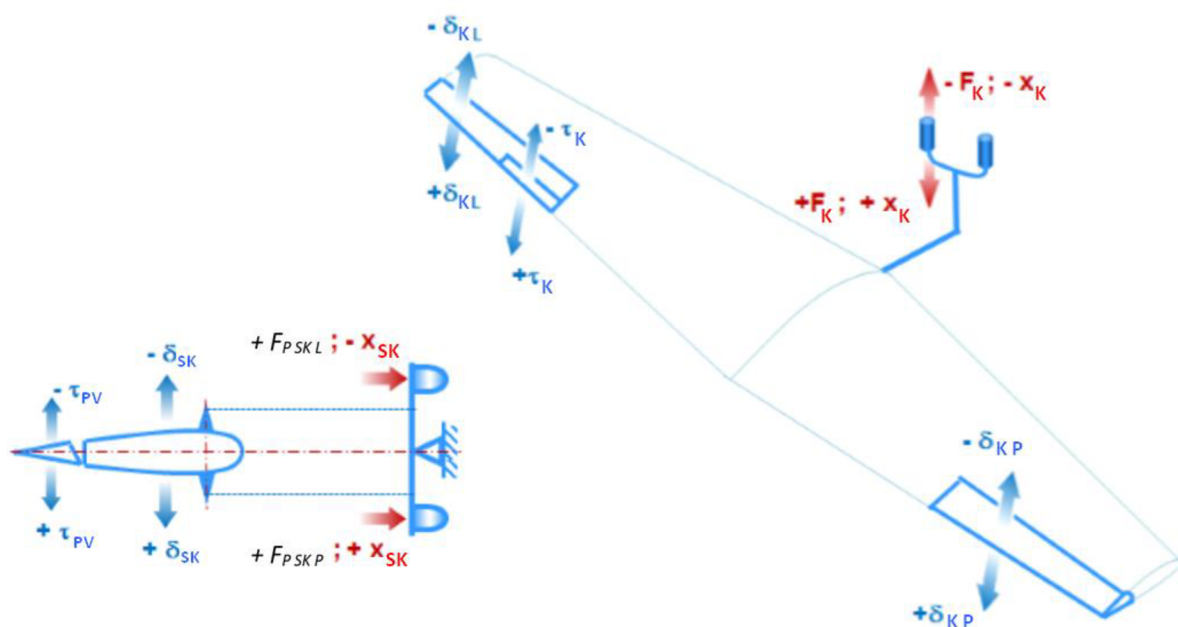


Obr. 22. Souřadné systémy (L - letadlový, A - aerodynamický, E - stabilitní/experimentální) [7]

5.2. VÝPOČET SOUČINITELE ZÁVĚSOVÉHO MOMENTU

V této kapitole jsou obsaženy výpočty použité pro stanovení součinitele závěsového momentu. Tyto výpočty vycházely z dat získaných při měření pro jednomotorový let letounu L 410 NG.

Stanovený součinitel závěsového momentu zahrnoval příspěvek výchylky směrového kormidla, příspěvek vyvažovací plošky a vliv úhlu vybočení β . Příspěvek vyvažovací plošky a vliv úhlu β bylo potřeba odečíst a získat tak součinitel závěsového momentu, který vyvozuje SK samostatně. Dále byla stanovena také derivace součinitele závěsového momentu podle výchylky směrového kormidla $m_{ZS-SK}^{\delta_{SK}}$. Při výpočtu bylo třeba respektovat kladné a záporné výchylky systémů řízení. Pro přehlednost byly tyto výchylky vyznačeny na Obr. 23.



Obr. 23. Vyznačení kladných a záporných výchylek systémů řízení [7]

Závěsové momenty jsou definovány v rovině kolmé k ose otáčení směrového kormidla.

Součinitel závěsového momentu SK m_{ZS-SK}^* , ve kterém je zahrnut příspěvek vyvažovací plošky a vliv vybočení β , je dán vztahem:

$$m_{ZS-SK}^* = \frac{F_{PSK}}{-k_{ZS} b_{SK} S_{SK} q k_{VOP}} \quad (6)$$

F_{PSK}	[N]	síla v řízení směrového ovládání letounu, dána součtem sil levého a pravého pedálu
k_{ZS}	[rad ⁻¹]	převod ovládání SK

Závislost převodového poměru k_{zs} na výchylce δ_{sk} je popsána polynomickou funkcí (tato funkce je odvozena ze závislosti výchylky kormidla na výchylce ovládacího prvku):

$$k_{zs} = - 0.0000003727055 (\delta_{sk})^5 + 0.00002532934 (\delta_{sk})^4 - 0.0006451741 (\delta_{sk})^3 + 0.00813745 (\delta_{sk})^2 - 0.08002094 \delta_{sk} + 5.303028 \quad (7)$$

b_{SK}	[m]	délka těhvy SK promítnutá do roviny kolmé na osu rotace SK, $b_{SK} = 0.6225$ m
S_{SK}	[m ²]	plocha SK za osou rotace $S_{SK} = 2.25$ m
k_{VOP}	[-]	snížení dynamického tlaku na VOP vlivem úplavu, $k_{VOP} \approx 1$
q	[Pa]	kinetický tlak nerozrušeného proudu, je dán vztahem:

$$q = \frac{1}{2} \rho_0 v_{EAS}^2 \quad (8)$$

ρ_0 [kg m⁻³] hustota vzduchu $H = 0$ m, při teplotě 15 °C, $\rho_0 = 1.225$ kg m⁻³

kde ekvivalentní rychlost letu (EAS - equivalent airspeed), je kalibrovaná rychlost (CAS – calibrated airspeed) letu opravená o vliv stlačitelnosti vzduchu (δV):

$$v_{EAS} = v_{CAS} + \delta V \quad (9)$$

Tato rychlost byla stanovena jakožto:

$$v_{EAS} = K_4 \left[\frac{2 \kappa p_H}{(\kappa - 1) \rho_0} \right]^{1/2} \quad (10)$$

kde:

κ	[-]	Poissonova konstanta, $\kappa_V = 1.4$
p_H	[Pa]	tlak ve výšce H , který je dán:

$$p_H = \left(1 + \frac{dT H}{T_0} \right)^{\frac{-g}{R_V dT}} \quad (11)$$

dT	[K m ⁻¹]	teplotní gradient, $dT = - 0.0065$ K m ⁻¹
T_0	[K]	teplota ve výšce 0 m, $T_0 = 288.15$ K
g	[m s ⁻²]	gravitační konstanta, $g = 9.80665$ m s ⁻²
R_V	[J kg ⁻¹ K ⁻¹]	plynová konstanta pro vzduch, $R_V = 287.053$
H	[m]	výška letu

$$K_4 = \sqrt{\left[(K_3 + 1)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right] - 1} \quad (12)$$

$$K_3 = (K_2 - 1) \frac{p_0}{p_H} \quad (13)$$

p_0 [Pa] tlak ve výšce 0 m, $p_0 = 101\,325$ Pa

$$K_2 = (K_1 + 1)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad (14)$$

$$K_1 = \frac{\rho_0 v_{CAS}^2}{2 p_0} \frac{\kappa - 1}{\kappa} \quad (15)$$

Kalibrovaná rychlost v_{CAS} je indikovaná rychlost (v_{IAS}), opravená o polohovou chybu měřidla.

$$v_{CAS} = -0.000045565 v_{IAS}^2 + 1.057915000 v_{IAS} - 3.311111100 \quad (16)$$

Příspěvek součinitele závěsového momentu od vyvažovací plošky SK:

$$m_{ZS-PV} = m_{ZS-PV}^{\tau_{PV}} \tau_{PV} \quad (17)$$

kde:

$m_{ZS-PV}^{\tau_{PV}}$ [rad⁻¹] derivace součinitele závěsového momentu SK dle výchylky vyvažovací plošky, $m_{ZS-PV}^{\tau_{PV}} = -0.187$ rad⁻¹
 τ_{PV} [rad] výchylka vyvažovací plošky SK

Vliv úhlu vybočení je dán:

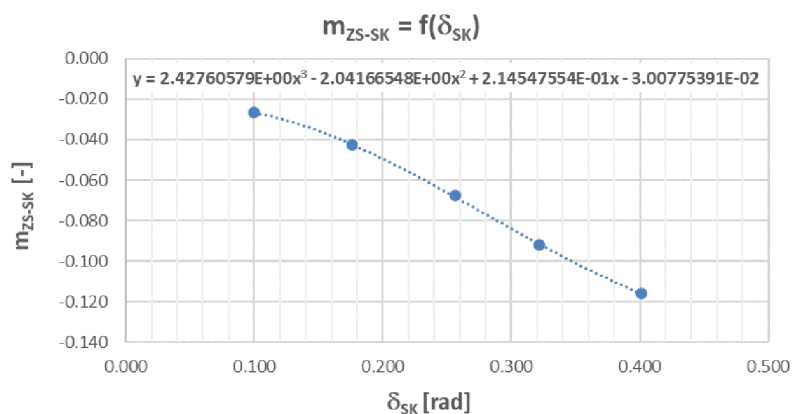
$$m_{ZS-\beta} = m_{ZS-SK}^{\beta} \beta_{SOP} \quad (18)$$

m_{ZS-SK}^β	[rad ⁻¹]	derivace součinitele závěsového momentu SK podle úhlu vybočení letounu, $m_{ZS-SK}^\beta = -0.03 \text{ rad}^{-1}$
β_{SOP}	[°]	úhel vybočení SOP

Součinitel závěsového momentu SK bez příspěvku vyvažovací plošky a vlivu β je tedy dán:

$$m_{ZS-SK} = m_{ZS-SK}^* - m_{ZS-PV} - m_{ZS-\beta} \quad (19)$$

Průběh tohoto součinitele závěsového momentu v závislosti na výchylce kormidla δ_{SK} je uveden na Obr. 24.



Tab. 3 Závislost $m_{ZS-SK} = f(\delta_{SK})$

δ_{SK} [°]	m_{ZS-SK} [-]
5.73	-0.027
10.08	-0.043
14.70	-0.068
18.44	-0.092
23.11	-0.116

Obr. 24. Závislost součinitele závěsového momentu SK na výchylce SK

Tato závislost je dána rovnicí:

$$m_{ZS-SK}(\delta_{SK}) = 2.42760579 \delta_{SK}^3 - 2.04166548 \delta_{SK}^2 + 2.14547554 \cdot 10^{-1} \cdot \delta_{SK} - 3.00775391 \cdot 10^{-2} \quad (20)$$

Z této závislosti lze odvodit rovnici derivace součinitele závěsového momentu dle výchylky SK [rad]:

$$m_{ZS-SK}^{\delta_{SK}}(\delta_{SK}) = 2.42760579 \delta_{SK}^2 - 2.04166548 \delta_{SK} + 2.14547554 \cdot 10^{-1} \quad (21)$$

Při dosazení maximální výchylky $SK = 23^\circ$ (resp. 0.40 rad), nabývá $m_{ZS-SK}^{\delta_{SK}} = -0.21 \text{ rad}^{-1}$.

Síla v řízení, odpovídající tomuto případu, je dána:

$$F_{P_{SK}} = -m_{ZS-SK} k_{ZS} b_{SK} S_{SK} q k_{VOP} \quad (22)$$

6. DYNAMICKÉ ŘEŠENÍ

Ke stanovení sil v řízení (dynamického řešení) byl využit program PMOT, vyvinutý společností LET, předchůdcem Aircraft Industries a.s.

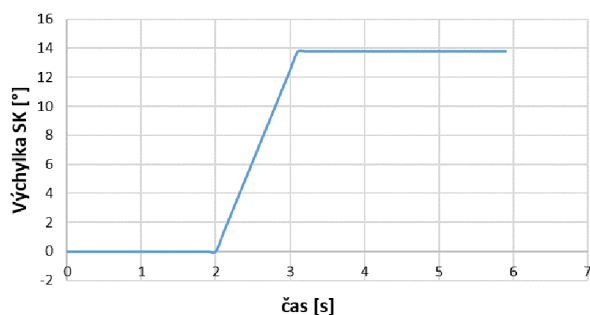
Program PMOT, založený na výpočetní metodě popsané níže, umožňuje stanovit zatížení SOP při vychýlení směrového kormidla a zatížení SOP vzniklé v případě náhlé poruchy pohonné jednotky.

V případě poruchy pohonné jednotky jsou typické průběhy výchylky SK a síly zatěžující SOP vykresleny na Obr. 25 a Obr. 26. Ztráta tahu na pohonné jednotce s poruchou a nárůst odporu na vrtuli ve volnoběhu nastane v okamžiku v čase $t = 0$. Pro tento okamžik je výchylka směrového kormidla $\delta_{SK} = 0^\circ$. Kvůli prodlevě předepsané bodem předpisu CS 23.367 (b) – tj. 2 vteřiny, simulující maximální zpoždění reakce pilota na změnu režimu, dojde k vybočení letounu o úhel β . Následně dojde k postupnému vychýlení SK až na hodnotou δ_{SK} , která odpovídá maximální síle na pedál nožního řízení $P_{SK\ max}$ nebo na maximální výchylku SK $\delta_{SK\ max}$, jež je dána dorazem. Smysl výchylky je takový, aby její účinek vedl ke zmenšení zatáčivého momentu, vzniklého tahovou nesymetrií, a tím i ke zmenšení vybočení β .

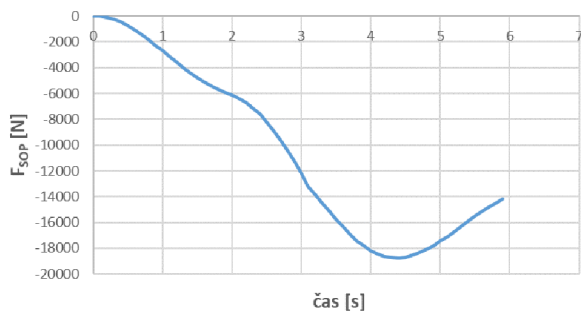
V případě zatížení SOP při výchylce SK jsou typické průběhy výchylky SK a síly zatěžující SOP vykreslené na Obr. 27 a Obr. 28. V tomto případě je manévr iniciován vychýlením SK. Výchylka SK odpovídá její maximální hodnotě pro danou konfiguraci.

Výpočty jsou provedeny numericky řešením soustavy pohybových diferenciálních rovnic stranového pohybu letounu pomocí metody Runge-Kutta 4. řádu. Pohyb letounu je definován v letadlové souřadné soustavě.

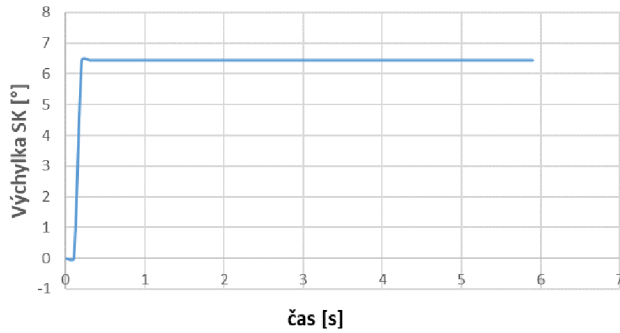
Jako vstupní data se zadávají statické derivace aerodynamických součinitelů ($c_z^\beta, c_z^{\delta_{SK}}, m_x^\beta, m_x^{\delta_{SK}}, m_y^\beta, m_y^{\delta_{SK}}$). Křížové a tlumící derivace ($m_x^{\bar{\omega}_y}, m_y^{\bar{\omega}_x}, m_x^{\bar{\omega}_x}, m_y^{\bar{\omega}_y}$) jsou pro daný konkrétní případ počítány programem dle níže uvedených vztahů.



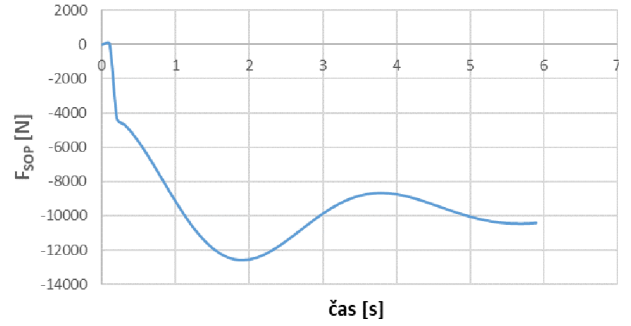
Obr. 25. Průběh výchylky SK v čase při poruše pohonné jednotky



Obr. 26. Průběh síly zatěžující SOP v čase při poruše pohonné jednotky



Obr. 27. Průběh výchylky SK v čase při vychýlení SK



Obr. 28. Průběh síly zatěžující SOP v čase při vychýlení SK

Výchozí soustava diferenciálních rovnic, kde jsou veličiny definované v letadlové souřadné soustavě, je uvedena níže. V pravých stranách rovnic jsou obsaženy členy vyjadřující účinek směrového kormidla a tahové nesymetrie pohonných jednotek.

$$\frac{d\beta}{d\bar{t}} = \frac{1}{2} c_z^\beta \cdot \beta + \mu \cdot \alpha \cdot \bar{\omega}_x + \mu \cdot \bar{\omega}_y + \frac{1}{2} c_y \cdot \gamma + \frac{1}{2} c_z^{\delta_{SK}} \cdot \delta_{SK} \quad (23)$$

$$\frac{d\bar{\omega}_x}{d\bar{t}} - \frac{\bar{r}_{xy}^2}{\bar{r}_x^2} \cdot \frac{d\bar{\omega}_y}{d\bar{t}} = \bar{m}_x^\beta \cdot \beta + \bar{m}_x^{\bar{\omega}_x} \cdot \bar{\omega}_x + \bar{m}_x^{\bar{\omega}_y} \cdot \bar{\omega}_y + \bar{m}_x^{\delta_{SK}} \cdot \delta_{SK} + \bar{m}_{xT} \quad (24)$$

$$\frac{d\bar{\omega}_y}{d\bar{t}} - \frac{\bar{r}_{xy}^2}{\bar{r}_y^2} \cdot \frac{d\bar{\omega}_x}{d\bar{t}} = \bar{m}_y^\beta \cdot \beta + \bar{m}_y^{\bar{\omega}_x} \cdot \bar{\omega}_x + \bar{m}_y^{\bar{\omega}_y} \cdot \bar{\omega}_y + \bar{m}_y^{\delta_{SK}} \cdot \delta_{SK} + \bar{m}_{yT} \quad (25)$$

$$\frac{d\gamma}{d\bar{t}} = \mu \cdot (\bar{\omega}_x - \operatorname{tg}v_0 \cdot \bar{\omega}_y) \quad (26)$$

kde:

$$\bar{\omega}_x = \frac{\omega_x \cdot l}{2v}, \quad \bar{\omega}_y = \frac{\omega_y \cdot l}{2v} \quad (27)$$

$$t = \bar{t} \cdot \tau, \quad \tau = \frac{m}{\rho \cdot S \cdot v}, \quad \mu = \frac{2 \cdot m}{\rho \cdot S \cdot l} \quad (28)$$

$$\bar{r}_x^2 = \frac{4 \cdot I_x}{m \cdot l^2}, \quad \bar{r}_y^2 = \frac{4 \cdot I_y}{m \cdot l^2}, \quad \bar{r}_{xy}^2 = \frac{4 \cdot I_{xy}}{m \cdot l^2} \quad (29)$$

$$\bar{m}_x^\beta = \frac{m_x^\beta}{\bar{r}_x^2}, \quad \bar{m}_x^{\bar{\omega}_x} = \frac{m_x^{\bar{\omega}_x}}{\bar{r}_x^2}, \quad \bar{m}_x^{\bar{\omega}_y} = \frac{m_x^{\bar{\omega}_y}}{\bar{r}_x^2}, \quad (30)$$

$$\bar{m}_x^{\delta_{SK}} = \frac{m_x^{\delta_{SK}}}{\bar{r}_x^2}, \quad \bar{m}_{xT} = \frac{m_{xT}}{\bar{r}_x^2} \quad (31)$$

$$\bar{m}_y^\beta = \frac{m_y^\beta}{\bar{r}_y^2}, \quad \bar{m}_y^{\bar{\omega}_x} = \frac{m_y^{\bar{\omega}_x}}{\bar{r}_y^2}, \quad \bar{m}_y^{\bar{\omega}_y} = \frac{m_y^{\bar{\omega}_y}}{\bar{r}_y^2}, \quad (32)$$

$$\bar{m}_y^{\delta_{SK}} = \frac{m_y^{\delta_{SK}}}{\bar{r}_y^2}, \quad \bar{m}_{yT} = \frac{m_{yT}}{\bar{r}_y^2} \quad (33)$$

Rovnice 34 až 37 byly dány úpravou rovnic uvedených výše. Tyto úpravy jsou v nezkrácené verzi uvedeny v dokumentu [10].

a) Síla na SOP od vybočení a výchylky SK:

$$P_{SOP_{\beta+\delta_{SK}}} = -a_{SOP} \cdot (\beta + \tau_{SK} \cdot \delta_{SK}) \cdot S_{SOP} \cdot k_{SOP} \cdot \frac{q}{10} \text{ [daN]} \quad (34)$$

b) Síla SOP od úhlové rychlosti zatáčení:

$$P_{SOP_{\bar{\omega}_y}} = -\bar{\omega}_y \cdot 2 \cdot a_{SOP} \cdot S_{SOP} \cdot \frac{l_{SOP}}{l} \cdot \sqrt{k_{SOP}} \cdot \frac{q}{10} \text{ [daN]} \quad (35)$$

c) Síla na SOP od úhlové rychlosti klonění:

$$P_{SOP_{\bar{\omega}_x}} = -\bar{\omega}_x \cdot c_{z_{SOP}}^{\bar{\omega}_x_{SOP}} \cdot S_{SOP} \cdot S_{SOP} \cdot \frac{L_{SOP}^{II}}{l} \cdot \sqrt{k_{SOP}} \cdot \frac{q}{10} \text{ [daN]} \quad (36)$$

Výsledná síla, která působí na SOP je dána součtem sil uvedených výše:

$$P_{SOP_V} = P_{SOP_{\beta+\delta_{SK}}} + P_{SOP_{\bar{\omega}_y}} + P_{SOP_{\bar{\omega}_x}} \text{ [daN]} \quad (37)$$

Přehled všech vstupních veličin programu MSOP potřebných pro výpočet síly působící na SOP v případě, že dojde k poruše pohonné jednotky, je uveden níže. Pro potřeby výpočtu byly hodnoty aerodynamických a geometrických charakteristik převzaty z [8].

Tab. 4 Vstupní veličiny týkající se podmínek letu a hmot

Podmínky letu + hmoty	
Označení	Popis
VEAS	Ekvivalentní rychlost letu
ρ_0	Hustota vzduchu v 0 m
gr	Gradient stoupání
m	Hmotnost
i_x	Moment setrvačnosti letounu kolem podélné osy
i_y	Moment setrvačnosti kolem svislé osy
i_{xy}	Deviční moment setrvačnosti

Tab. 5 Vstupní veličiny týkající se parametrů křídla a letounu

Křídlo + letoun	
Označení	Popis
l	Rozpětí křídla
S	Plocha křídla
c_{y0}^*	Součinitel vztlaku letounu při $\alpha = 0$
c_{ya}^*	Sklon křivky letounu
z_1, z_2, z_3	Vliv geometrie křídla na tlumící a křížové derivace
e	Geometrické zkroucení křídla
δ	Vliv trupu na tlumení zatáčení
S_{kr}	Plocha křidélek
b_{kr}	Střední geometrická těživa křidélek za osou otáčení
$m_{zS}^{\delta_{kr}}$	Derivace závěsového momentu podle vztažné výchylky křidélek
m_{zS}^{α}	Derivace závěsového momentu podle úhlu náběhu
k_{kr}	Převodový poměr v příčném řízení

Tab. 6 Vstupní veličiny týkající se SOP a VOP letounu

SOP	
Označení	Popis
S_{SOP}	Plocha SOP
l_{2SOP}	Rozpětí fiktivní plochy SOP
k_{SOP}	Snížení dynamického tlaku na SOP
r_{SOP}	Rameno SOP

h_{SOP}	Vertikální vzdálenost SAT SOP od těžiště
$c_{\gamma a SOP}$	Sklon křivky vztlaku SOP
S_{SK}	Plocha SK
b_{SK}	Střední geometrická tětíva SK za osou otáčení
$m_{ZS}^{\delta_{SK}^*}$	Derivace závěsového momentu podle výchylky SK
$m_{ZS}^{\beta^*}$	Derivace závěsového momentu podle úhlu vybočení g
k_{ZS}	Převodový poměr ve směrovém řízení
VOP	
Označení	Popis
S_{VOP}	Plocha VOP
l_{VOP}	Rozpětí VOP
k_{VOP}	Snížení dynamického tlaku na VOP
r_{VOP}	Rameno VOP

Tab. 7 Vstupní veličiny týkající se tlumících a křížových derivací

Tlumící a křížové derivace	
Označení	Popis
m_{xxv}	Tlumení klonění VOP (vztaženo na rozměry VOP)
m_{xxs}	Tlumení klonění SOP (vztaženo na rozměry SOP)
$m_{XVOP}^{\beta_{SOP}}$	Derivace součinitele klonění VOP dle úhlu vybočení SOP (vztaženo na rozměry VOP)
c_{ZXS}	Derivace součinitele bočné síly dle bezrozměrné úhlové rychlosti klonění SOP (vztaženo na rozměry SOP)
c_{zbv}	Derivace součinitele bočné síly od vrtulí podle úhlu vybočení (normální síla na vrtuli) vztaženo na plochu křídla

Tab. 8 Vstupní veličiny týkající se tahu

Tah	
Označení	Popis
$d_{tah 0}$	Tahová nesymetrie (maximální)*
$m_{xt 0}$	Součinitel klonivého momentu od max. tahové nesymetrie
z_t	Rameno tahové nesymetrie
p_{TN}	Procento tahové nesymetrie pro vysazení autom. klonění
t_1	Časové konstanta pro pokles tahu

Tab. 9 Vstupní veličiny týkající se derivací

Derivace a součinitele	
Derivace podle β	
Označení	Popis
C_{zb}	Derivace součinitele bočné síly podle úhlu vybočení letounu
m_{xb}	Derivace součinitele klonivého momentu podle úhlu vybočení letounu*
m_{b+1}	Derivace součinitele zatáčivého momentu podle úhlu vybočení letounu*š
$dsdb$	Stranové sešikmení za křídlem podle úhlu vybočení
be	Souřadná soustava pro výše uvedené derivace
Derivace podle automatu klonění	
CZ_{ABC}	Součinitel bočné síly od vysunutého AK
mX_{ABC}	Součinitel klonivého momentu od vysunutého AK
mY_{ABC}	Součinitel zatáčivého momentu od vysunutého AK
ak	Souřadná soustava pro aerodyn. souč. AK
Derivace dle výchylky SK	
$czds$	Derivace součinitele bočné síly dle výchylky SK
mds	Derivace součinitele klonivého momentu dle výchylky SK
$mds+1$	Derivace součinitele zatáčivého momentu dle výchylky SK
$dsmax$	Maximální výchylka SK
$tausk$	Účinnost SK
sk	Souřadná soustava pro derivace SK
Derivace dle výchylky křidélek	
$czdk$	Derivace součinitele bočné síly dle výchylky křidélek
mdk	Derivace součinitele klonivého momentu dle výchylky křidélek
$mdk+1$	Derivace součinitele zatáčivého momentu dle výchylky křidélek
$dkmax$	Maximální výchylka křidélek
$dkmin$	Minimální výchylka křidélek
kr	Souřadná soustava pro derivace SK

Tab. 10 Zadávané podmínky pro výpočet

Podmínky výpočtu	
Označení	Popis
tk	Čas sledování odezvy
tt	Krok tisku
ki	Krok integrace

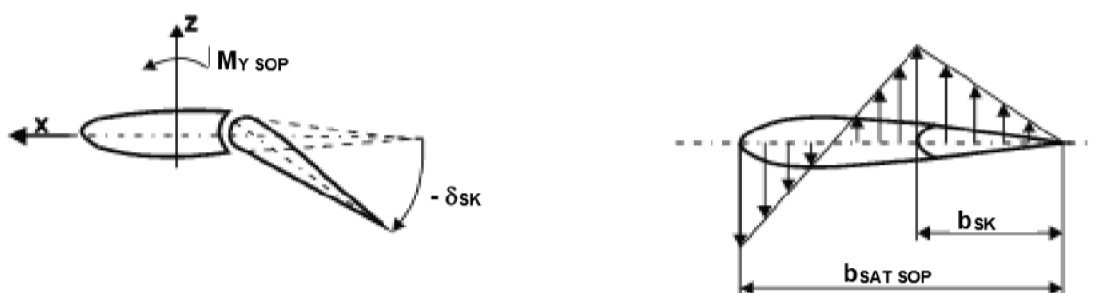
Tab. 11 Zadávané parametry pro řízení letounu

Řízení výpočtu	
Označení	Popis
nv	Podíl max. účinnosti spoileru ve funkci automatu klonění
tr1	Prodleva pro zásah do řízení
tr2	Čas pro dovysunutí spoileru
tr3	Počátek zásahu křídélka

6.1. KRITICKÉ PŘÍPADY ZATÍŽENÍ SOP

Zatížení SOP vzniká jako odezva na vychýlení směrového kormidla. Rozložení zatížení po hloubce SOP od momentu vzdušných sil je znázorněno na Obr. 29.

Vyšetřovanými případy bylo zatížení při manévru SOP a zatížení při poruše pohonné jednotky (pro konfigurace klappek 0 ° a 18 °).



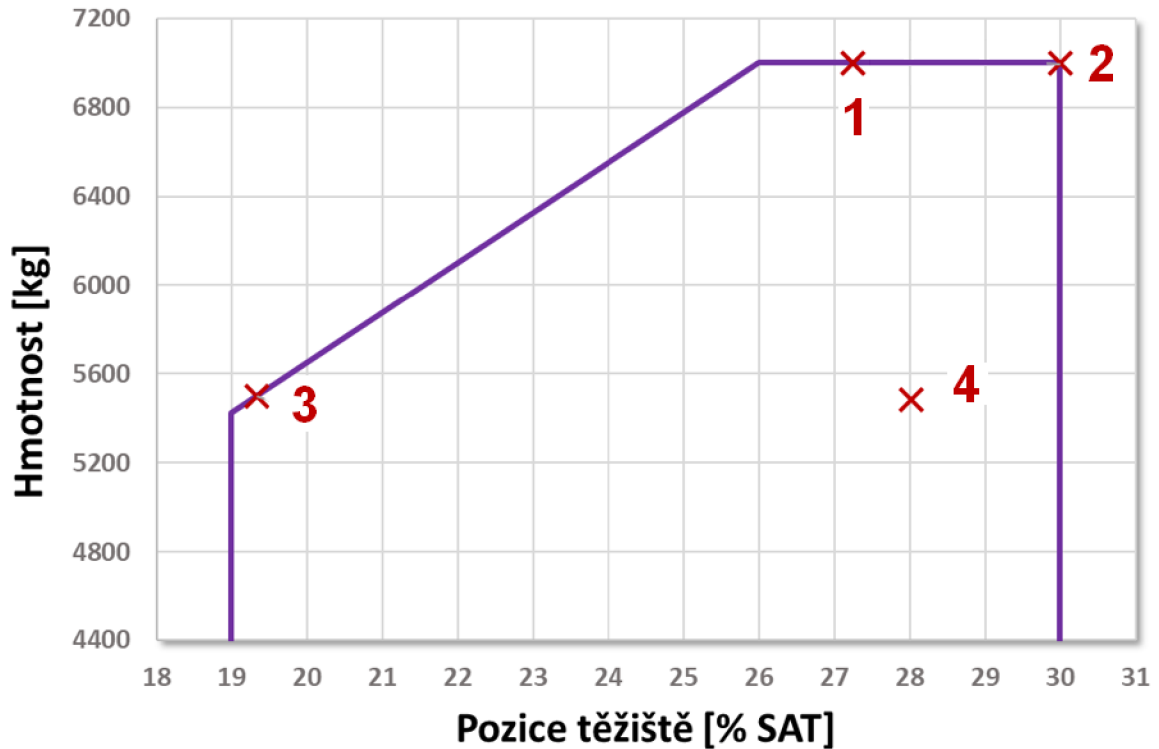
Obr. 29. Rozložení zatížení od momentu vzdušných sil [10]

6.1.1. Zatížení při manévru SOP

Pomocí programu PMOT byly pro režimy letu, uvedené v Tab. 12, stanoveny hodnoty maximální síly na SOP dosahované při manévru, v závislosti na procentu snížení derivace součinitele závěsového momentu $m_{ZS-SK}^{\delta SK}$ (vlivem navržené plošky směrového kormidla) o 0, 5, 10, 15 a 20 %. Dalšími sledovanými veličinami v závislosti na snížení $m_{ZS-SK}^{\delta SK}$ byly hodnoty výchylek kormidla dosahované při manévru a zvýšení zatížení SOP při manévru, uvedené v Tab. 13 a Tab. 14 .

Podmínky, týkající se stanovení zatížení SOP při tomto režimu letu, jsou uvedeny v paragrafu CS 23.441, jehož znění je obsaženo v kapitole 4.1. Na základě tohoto paragrafu byl výpočet proveden pro rychlost v_A (nejnižší rychlost, kterou uvádí předpis), odpovídající daným konfiguracím.

Výpočet byl proveden pro více konfigurací hmotností a polohy těžiště, pro body obálky (Obr. 30), které se jevily jako kritické.

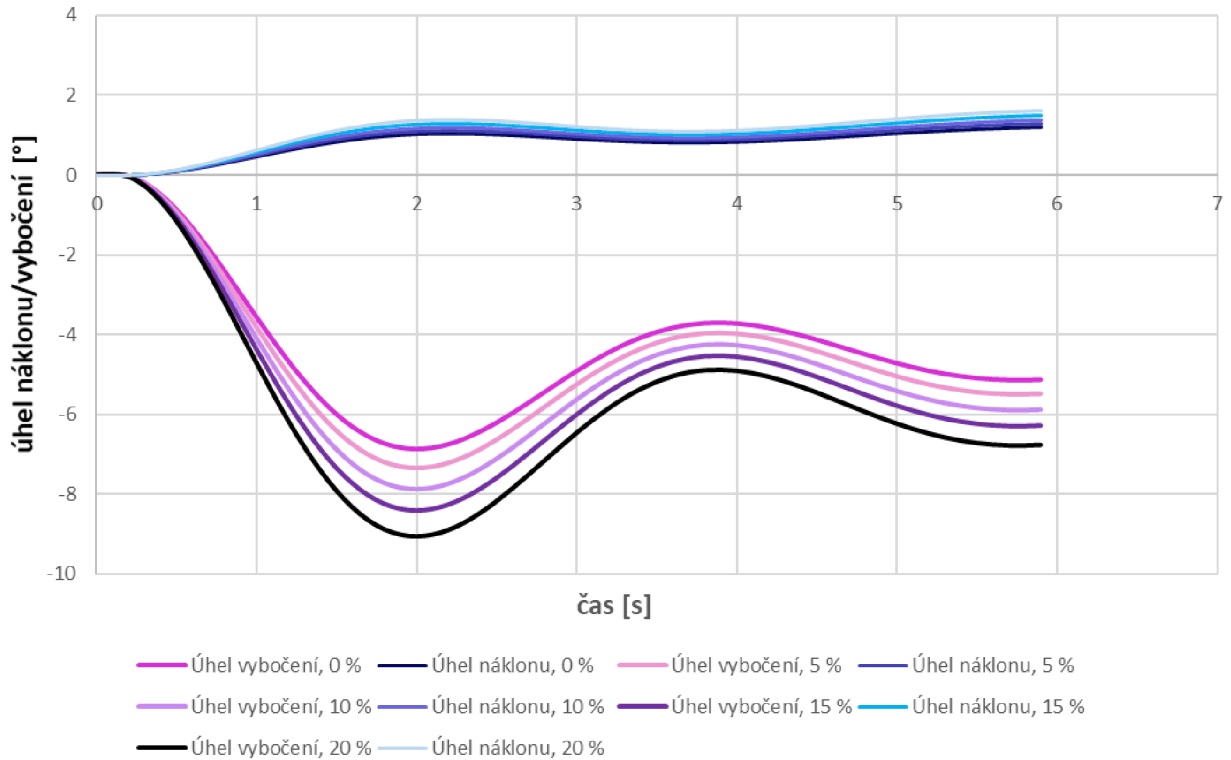


Obr. 30. Vybrané body hmotnostní a centrážní obálky letounu

Tab. 12 Případy pro které byl proveden výpočet síly působící na SOP

Konfigurace	Hmotnost	Pozice těžiště	VA EAS
[-]	[kg]	[% SAT]	[km h ⁻¹]
1	7 000	27.2	284
2	7 000	30	284
3	5 500	19.3	252
4	5 486	28	252

Na Obr. 31 je vykresleno, jak se mění úhel náklonu γ a vybočení β během prováděného manévru s ohledem na procento snížení hodnoty derivace závěsového momentu (0 až 20 %). Vykreslený případ odpovídá konfiguraci 1, přičemž u ostatních konfigurací je průběh obdobný. Uvedená data jsou výstupem programu PMOT.



Obr. 31. Průběh vybočení a náklonu odpovídající procentům snížení $m_{ZS-SK}^{\delta_{SK}}$, konfigurace 1

Jak je patrné z hodnot uvedených v Tab. 13 – snížení derivace závěsového momentu $m_{ZS-SK}^{\delta_{SK}}$ umožňuje při manévru dosáhnout vyšších výchylek kormidla. S tímto je spojen nárůst úhlu vybočení β , který roste s procentem snížení $m_{ZS-SK}^{\delta_{SK}}$.

Tab. 13 Výchylka kormidla dosažená při manévru v závislosti na snížení derivace závěsového momentu vlivem KP SK a na konfiguraci

Snížení derivace závěsového momentu $m_{ZS-SK}^{\delta_{SK}}$ vlivem KP SK [%]	0	5	10	15	20
Konfigurace	Výchylka kormidla dosažená při manévru [°]				
1	6.4	6.8	7.2	7.6	8.0
2	6.4	6.8	7.2	7.6	8.0
3	8.2	8.6	9.1	9.6	10.2
4	8.2	8.6	9.1	9.6	10.2

S procentem snížení derivace závěsového momentu $m_{ZS-SK}^{\delta_{SK}}$ roste maximální zatížení SOP. Tato skutečnost je dána tím, že vyšší odlehčení umožňuje dosahovat vyšších výchylek SK.

Kritický případ, kdy je dosaženo nejvyšší hodnoty maximální síly na SOP je v Tab. 14 vyznačen kurzívou. Jedná se o konfiguraci 4, která odpovídá nejnižší hmotnosti letounu (5 486 kg) resp. nejnižší rychlosti v_A (252 km h⁻¹). Průběhy sil dosahovaných při manévru v závislosti na čase jsou pro jednotlivé konfigurace jsou uvedeny na obrázcích Obr. 32, Obr. 34, Obr. 36 a Obr. 38

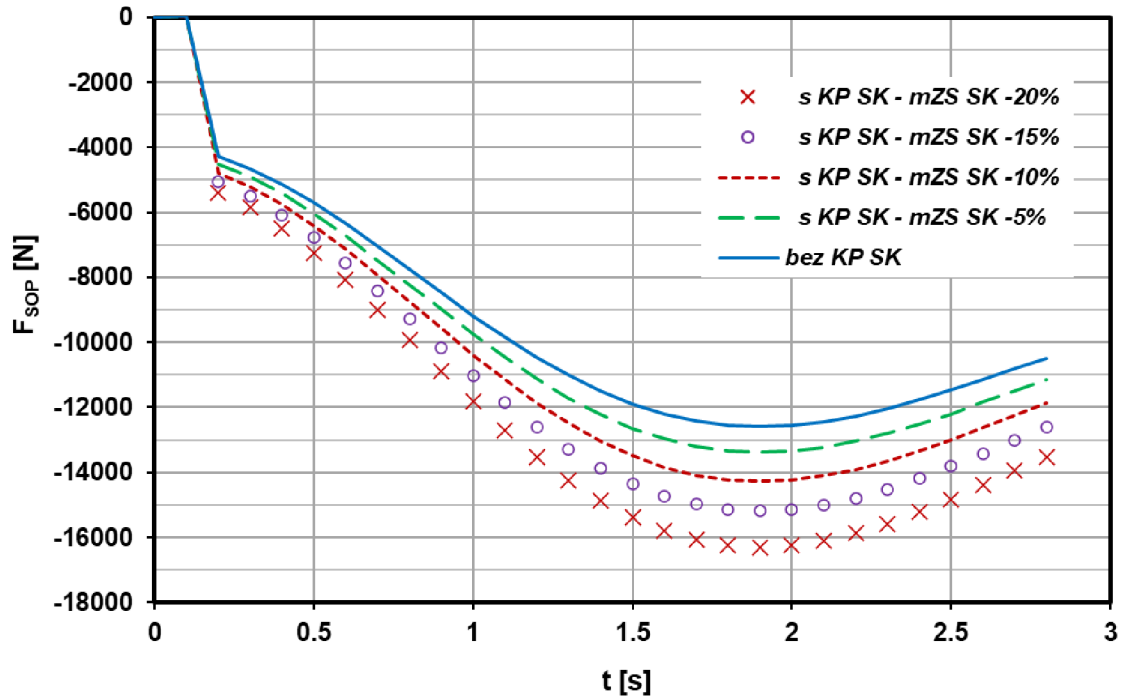
Tab. 14 Maximální síla na SOP dosažená při manévru v závislosti na snížení derivace závěsového momentu

Snížení derivace závěsového momentu $m_{ZS-SK}^{\delta SK}$ vlivem KP SK [%]	0	5	10	15	20
Konfigurace	Maximální síla na SOP dosažená při manévru [N]				
1	-12 581	-13 384	-14 278	-15 184	-16 302
2	-12 589	-13 392	-14 287	-15 193	-16 311
3	-12 772	-13 555	-14 428	-15 312	-16 403
4	-12 862	-13 650	-14 529	-15 419	-16 518

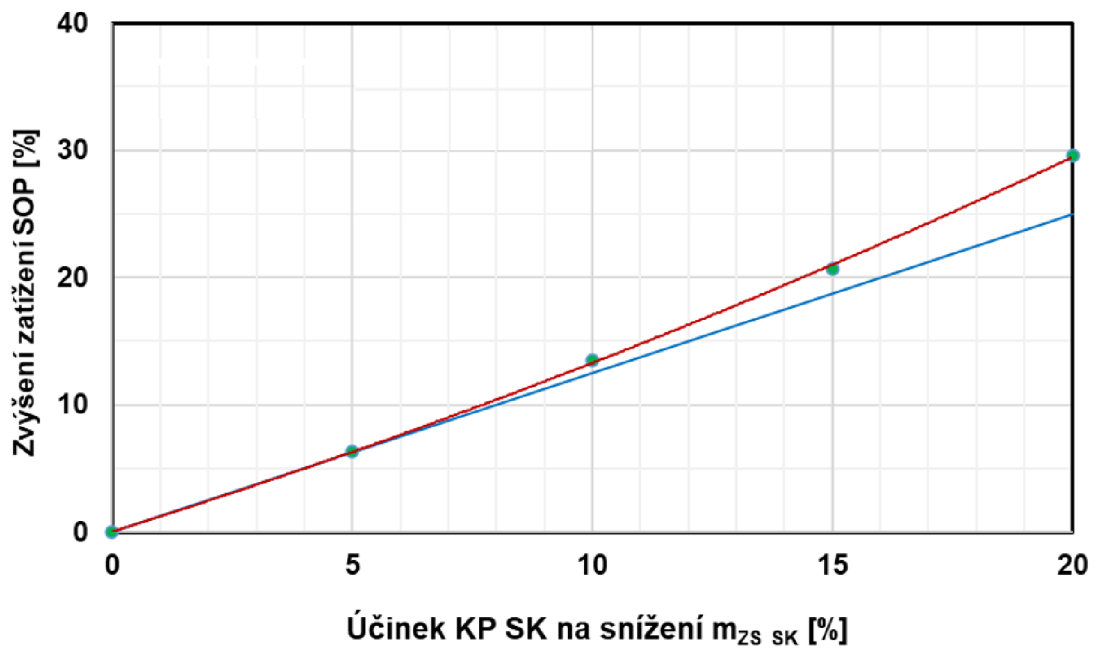
Procentuální zvýšení zatížení SOP, kterého je dosaženo při snížení derivace závěsového momentu o 5, 10, 15 a 20 % je uvedeno v Tab. 15. Tato závislost je pro jednotlivé konfigurace vykreslena na Obr. 33, Obr. 35, Obr. 37 a Obr. 39. Jak je z těchto obrázků zřejmé, závislost není lineární.

Tab. 15 Zvýšení zatížení na SOP [%] v závislosti na snížení derivace závěsového momentu [%]

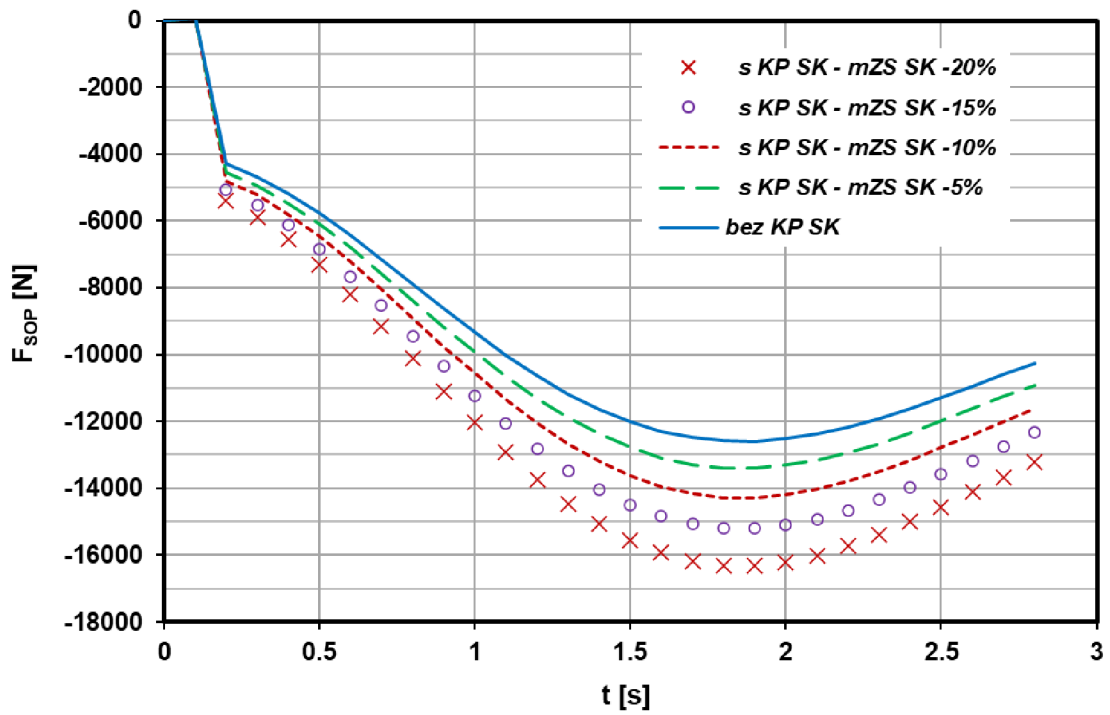
Snížení derivace závěsového momentu $m_{ZS-SK}^{\delta SK}$ vlivem KP SK [%]	0	5	10	15	20
Konfigurace	Zvýšení zatížení SOP při manévru [%]				
1	-	6	13	21	30
2	-	6	13	21	30
3	-	6	13	20	28
4	-	6	13	20	28



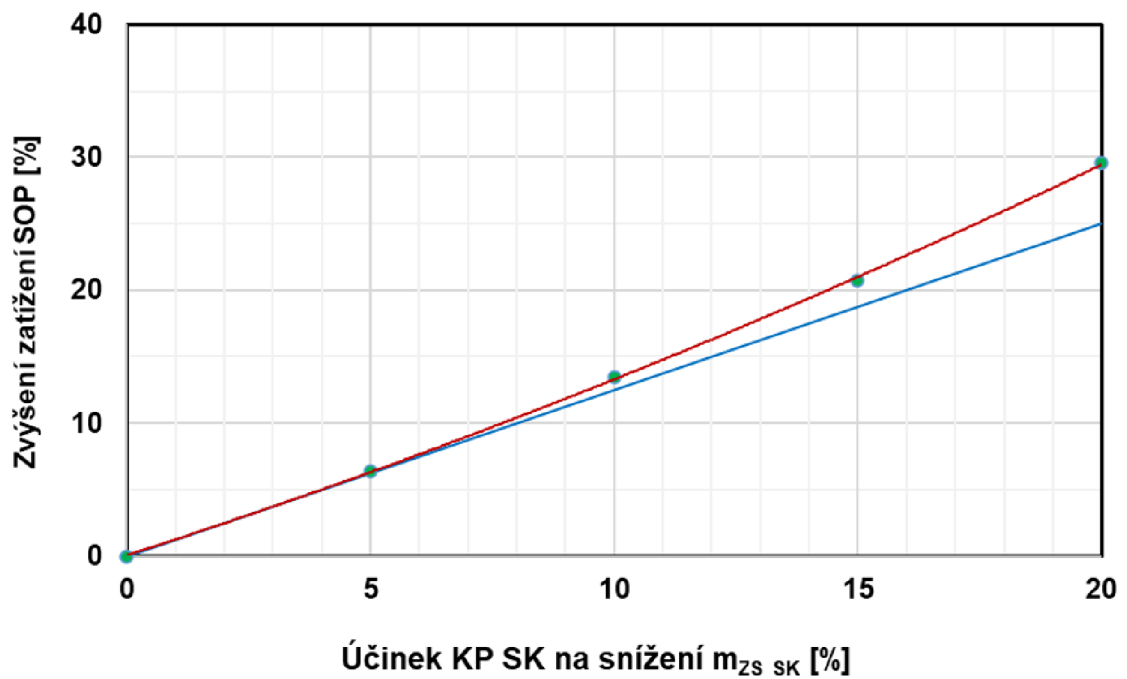
Obr. 32. Průběh síly zatěžující SOP v čase, konfigurace 1



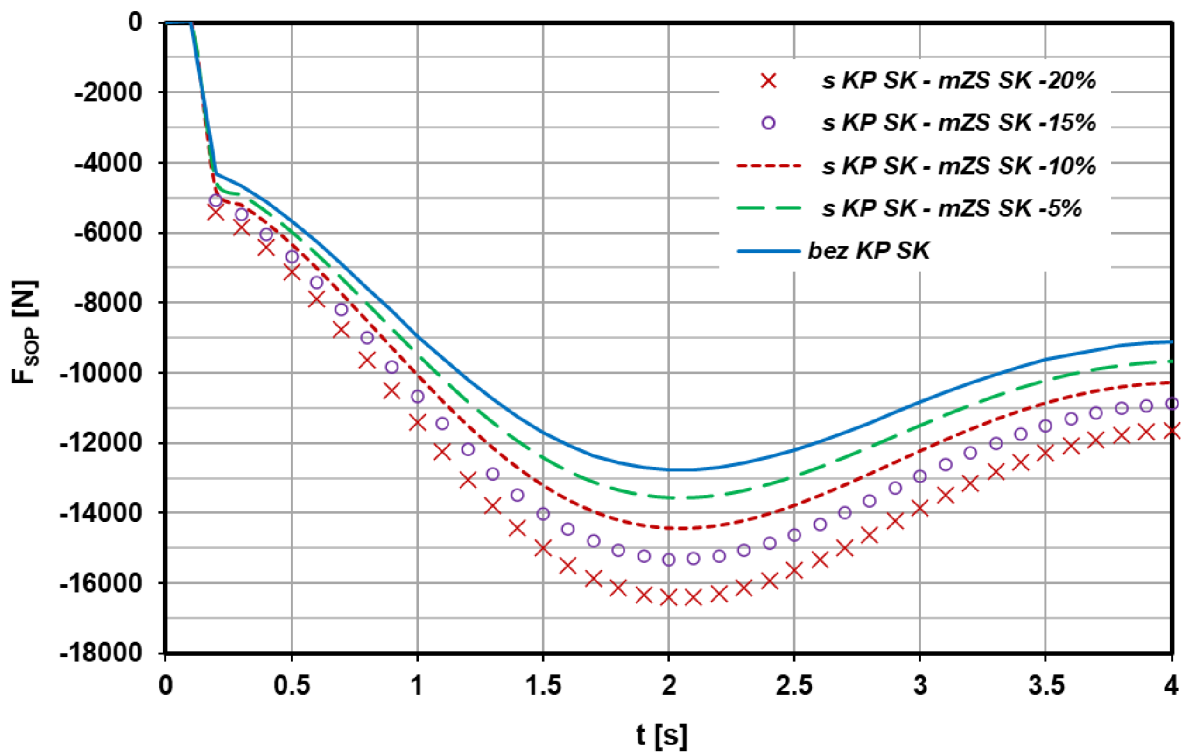
Obr. 33. Vliv kombinované plošky na zatížení SOP, konfigurace 1



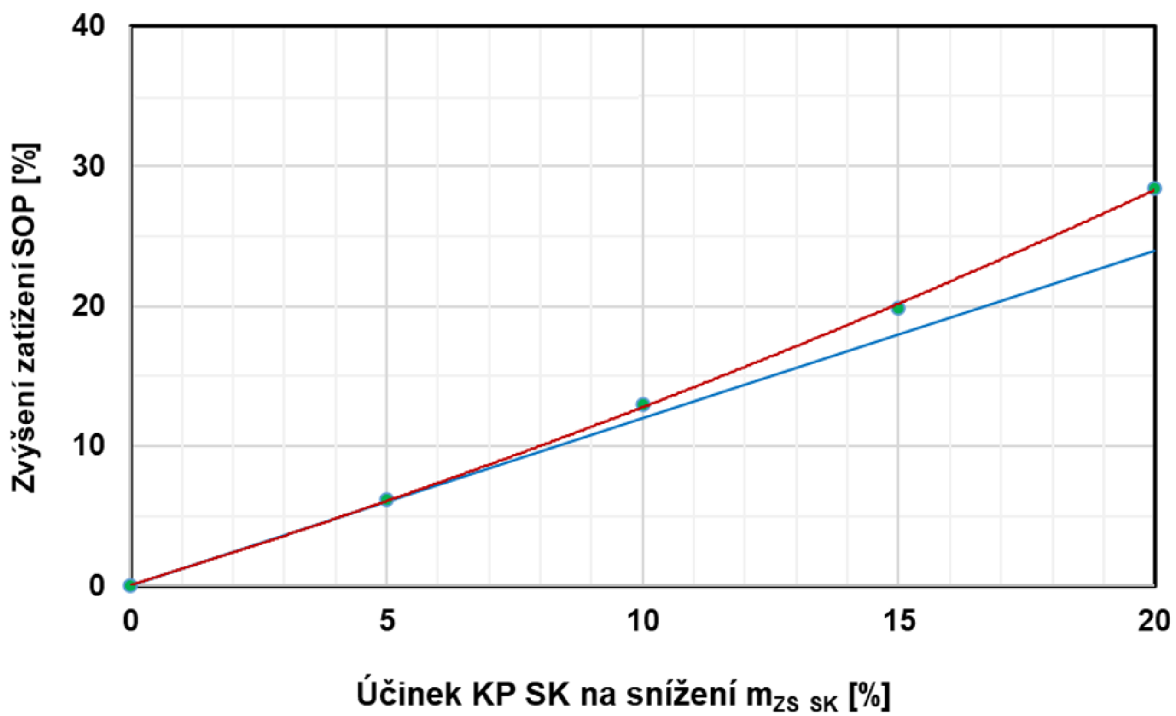
Obr. 34. Průběh síly zatěžující SOP v čase, konfigurace 2



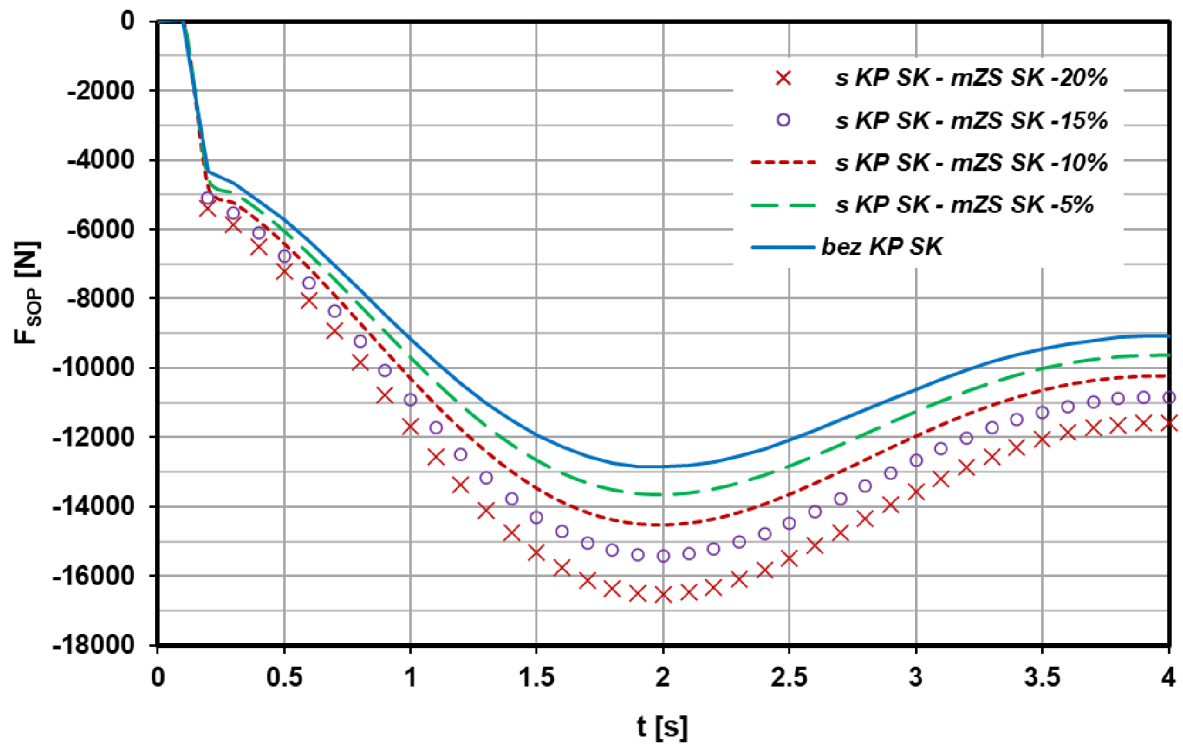
Obr. 35. Vliv kombinované plošky na zatížení SOP, konfigurace 2



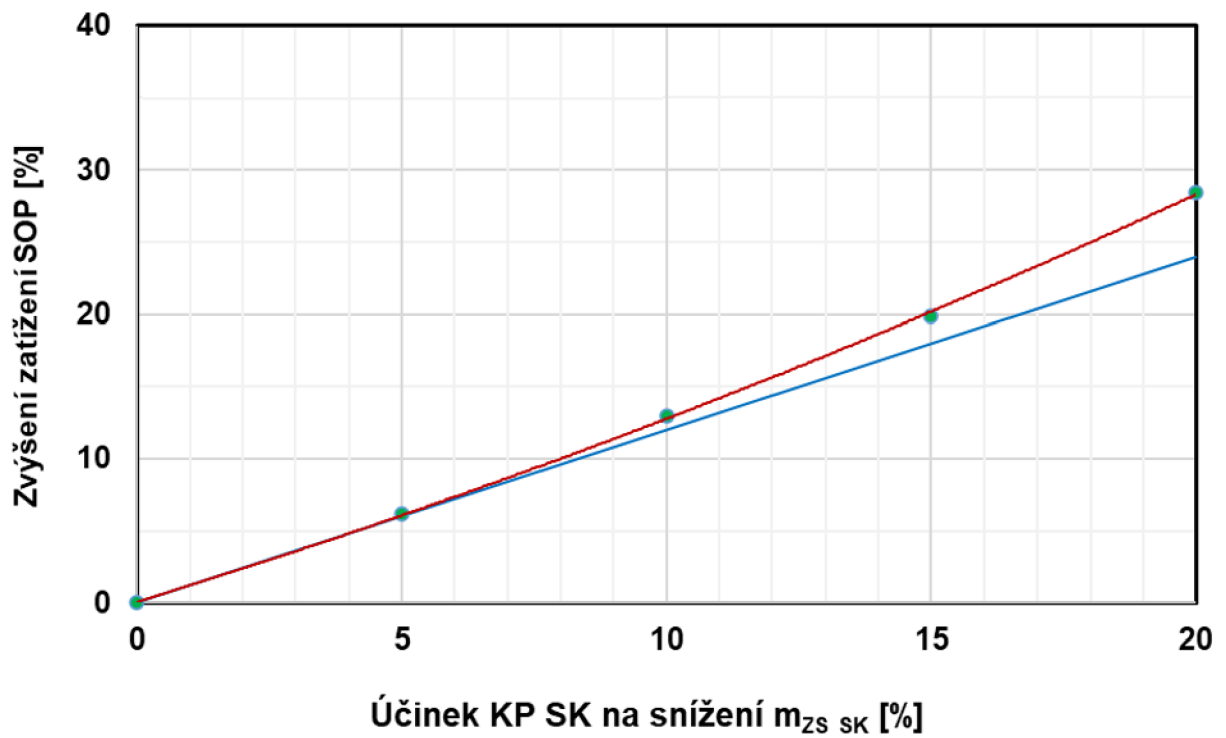
Obr. 36. Průběh síly zatěžující SOP v čase, konfigurace 3



Obr. 37. Vliv kombinované plošky na zatížení SOP, konfigurace 3



Obr. 38. Průběh síly zatěžující SOP v čase, konfigurace 4



Obr. 39. Vliv kombinované plošky na zatížení SOP, konfigurace 4

6.1.2. Zatížení SOP při poruše pohonné jednotky – klapky 0

Zatížení SOP narůstá v první fázi manévru od vybočení způsobeného tahovou nesymetrií a následně od zásahu do řízení SK, provedeného s cílem zastavení zatáčení a klonění.

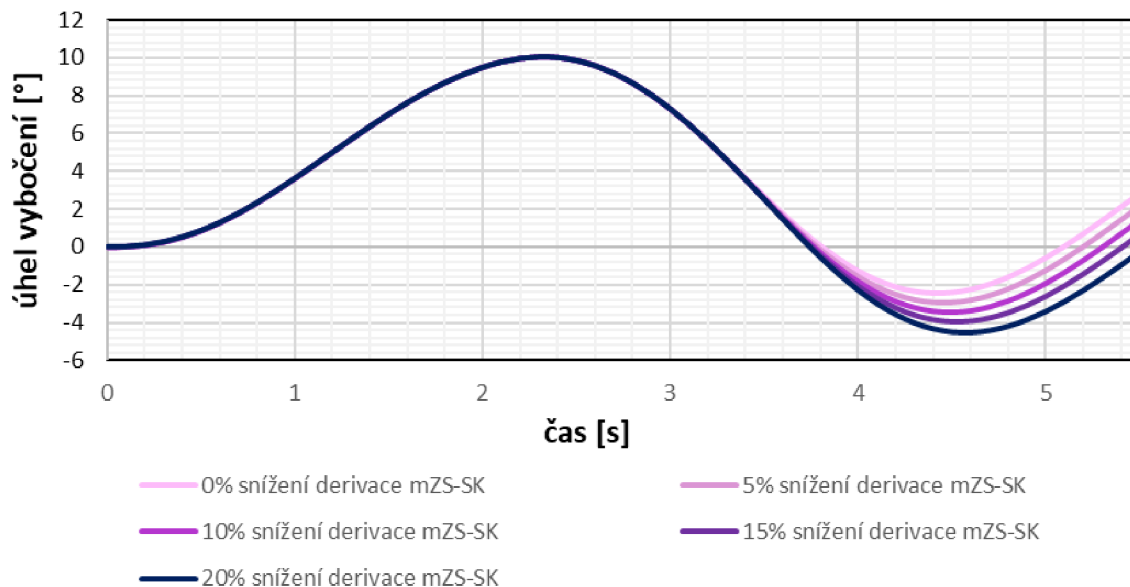
Jednotlivé konfigurace letounu jsou uvedeny v Tab. 16 resp. na Obr. 30. Pro tyto konfigurace byly stanoveny hodnoty maximální síly na SOP dosahované při manévru, v závislosti na procentu snížení derivace závěsového momentu $m_{ZS-SK}^{\delta SK}$ (vlivem navržené plošky směrového kormidla) o 0, 5, 10, 15 a 20 %. Dalšími sledovanými veličinami v závislosti na snížení $m_{ZS-SK}^{\delta SK}$ byly hodnoty výchylek kormidla a zvýšení zatížení SOP při manévru, uvedené v Tab. 17 a Tab. 19.

Podmínky, týkající se stanovení zatížení SOP pro tento případ, jsou uvedeny v paragrafu CS 23.367, jehož znění je obsaženo v kapitole 4.1. Výpočet byl proveden pro klapky 0 a rychlost v_2 , odpovídající daným konfiguracím. Vybrané konfigurace jsou z hlediska hmoty a polohy těžiště shodné s předchozím případem, uvedeným v kapitole 6.1.1. a odpovídají obálce na Obr. 30.

Tab. 16 Případy pro které byl proveden výpočet síly působící na SOP

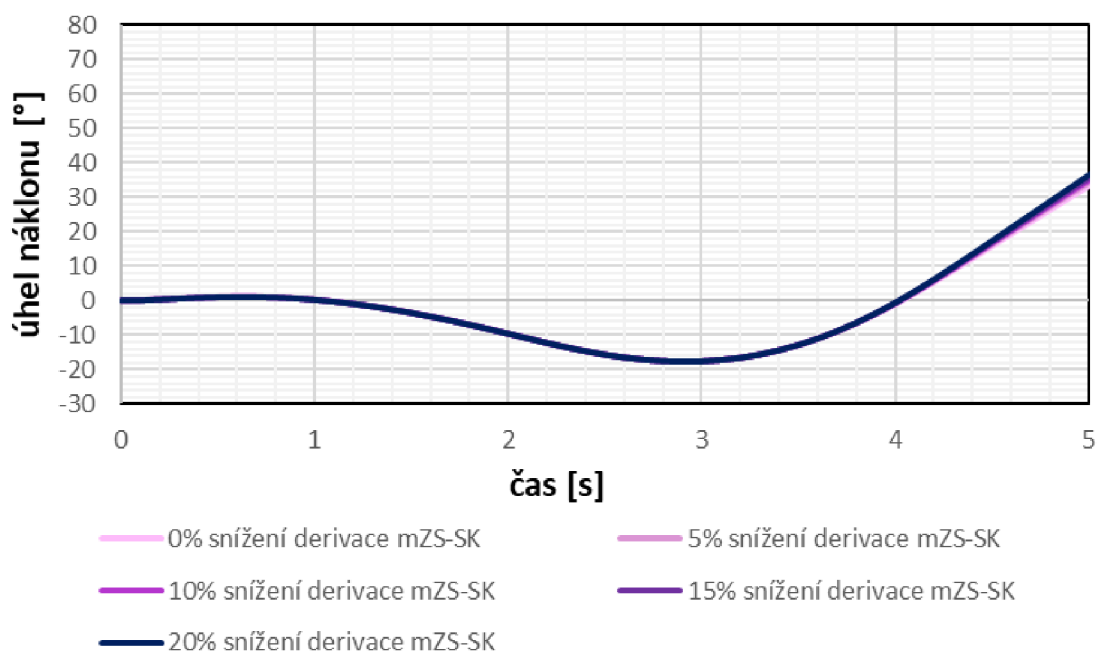
Konfigurace	Hmotnost	Pozice těžiště	V2 EAS_0
[-]	[kg]	[% SAT]	[km h ⁻¹]
1905	7 000	27.2	194
307	7 000	30	194
219	5 500	19.3	178
108	5 486	28	178

Na Obr. 40 je vykreslen průběh vybočení při poruše pohonné jednotky s ohledem na procento snížení hodnoty derivace závěsového momentu (0 až 20 %). Vykreslený případ odpovídá konfiguraci 1, přičemž u ostatních konfigurací je průběh podobný. Uvedená data jsou výstupem programu PMOT.



Obr. 40. Průběh vybočení letounu po poruše PJ, odpovídající procentům snížení $m_{ZS-SK}^{\delta_{SK}}$, konfigurace 1

Z Obr. 40 je patrné, že úhel vybočení je pro všechny případy stejný do okamžiku přibližně 3.5 vteřin. Toto je dáno zejména prodlevou výchylky SK po dobu 2 vteřin, kdy roste pouze úhel vybočení a výchylka SK je v tomto časovém intervalu nulová - snížení derivace součinitele závěsového momentu zde nemá na charakteristiku uvedenou na Obr. 40 vliv. Stejný vliv na charakteristiku úhlu náklonu je patrný na Obr. 41.



Obr. 41. Průběh náklonu letounu po poruše PJ, odpovídající procentům snížení $m_{ZS-SK}^{\delta_{SK}}$, konfigurace 1

Tab. 17 Výchylka kormidla dosažená při poruše PJ v závislosti na snížení $m_{ZS-SK}^{\delta SK}$ vlivem KP SK a na konfiguraci

Snížení derivace závěsového momentu $m_{ZS-SK}^{\delta SK}$ vlivem KP SK [%]	0	5	10	15	20
Konfigurace	Výchylka kormidla dosažená při manévru [°]				
1	13.8	14.5	15.4	16.2	17.2
2	13.8	14.5	15.4	16.2	17.2
3	16.4	17.3	18.3	19.3	20.5
4	16.4	17.3	18.3	19.3	20.5

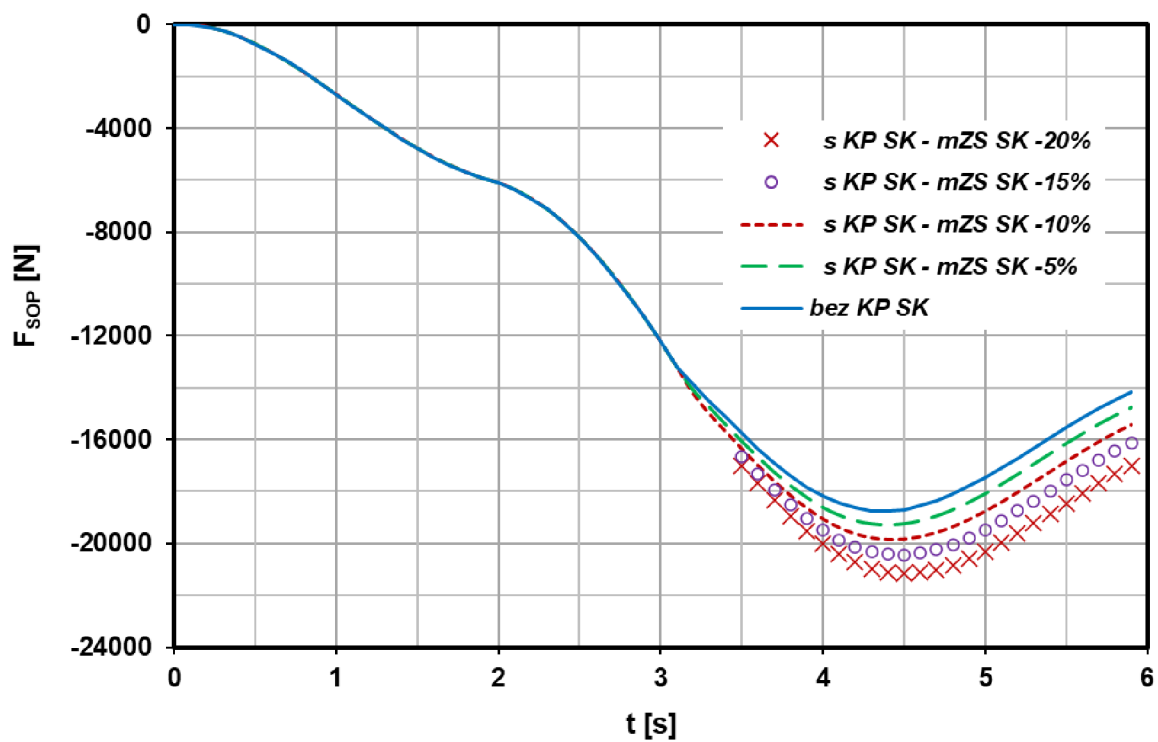
Tab. 18 Maximální síla na SOP dosažená při poruše PJ v závislosti na snížení $m_{ZS-SK}^{\delta SK}$

Snížení derivace závěsového momentu $m_{ZS-SK}^{\delta SK}$ vlivem KP SK [%]	0	5	10	15	20
Konfigurace	Maximální síla na SOP dosažená při manévru [N]				
1	-18 748	-19 281	-19 858	-20 437	-21 144
2	-19 521	-20 051	-20 640	-21 217	-21 917
3	-19 134	-19 657	-20 240	-20 810	-21 502
4	-19 601	-20 131	-20 700	-21 275	-21 963

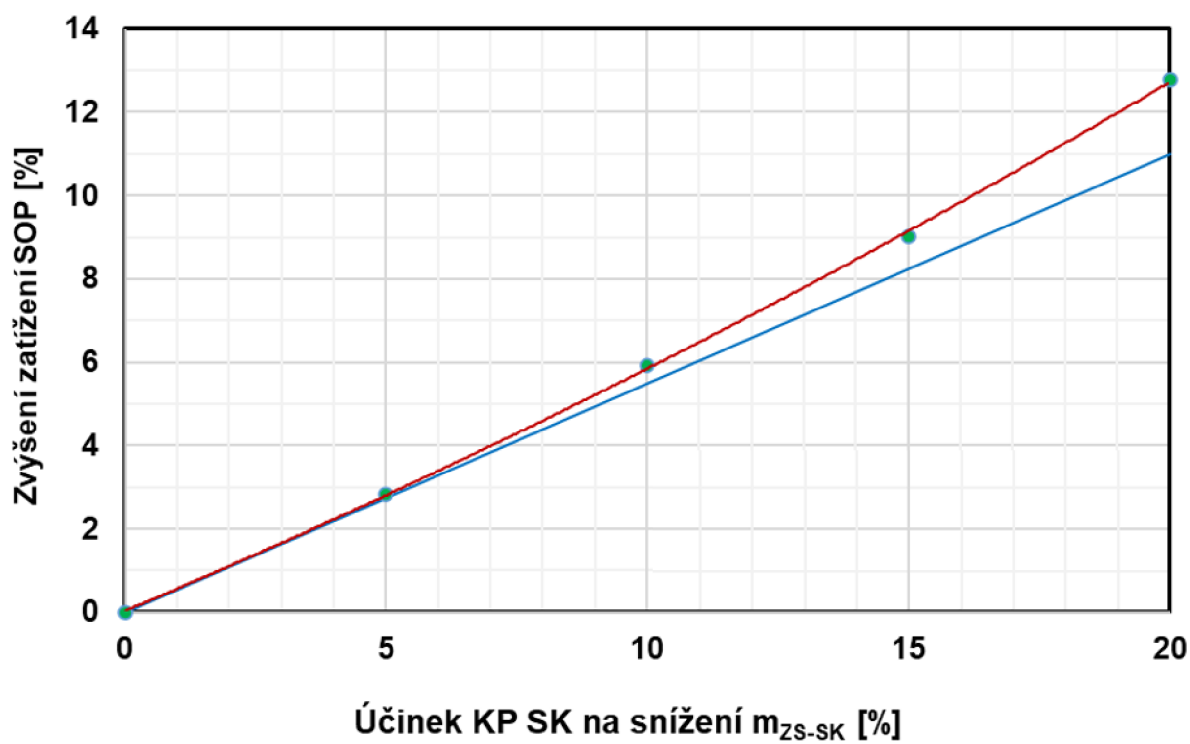
Tab. 19 Zvýšení zatížení na SOP [%] v závislosti na snížení $m_{ZS-SK}^{\delta SK}$ [%]

Snížení derivace závěsového momentu $m_{ZS-SK}^{\delta SK}$ vlivem KP SK [%]	0	5	10	15	20
Konfigurace	Zvýšení zatížení SOP při manévru [%]				
1	--	3	6	9	13
2	--	3	6	9	12
3	--	3	6	9	12
4	--	3	6	9	12

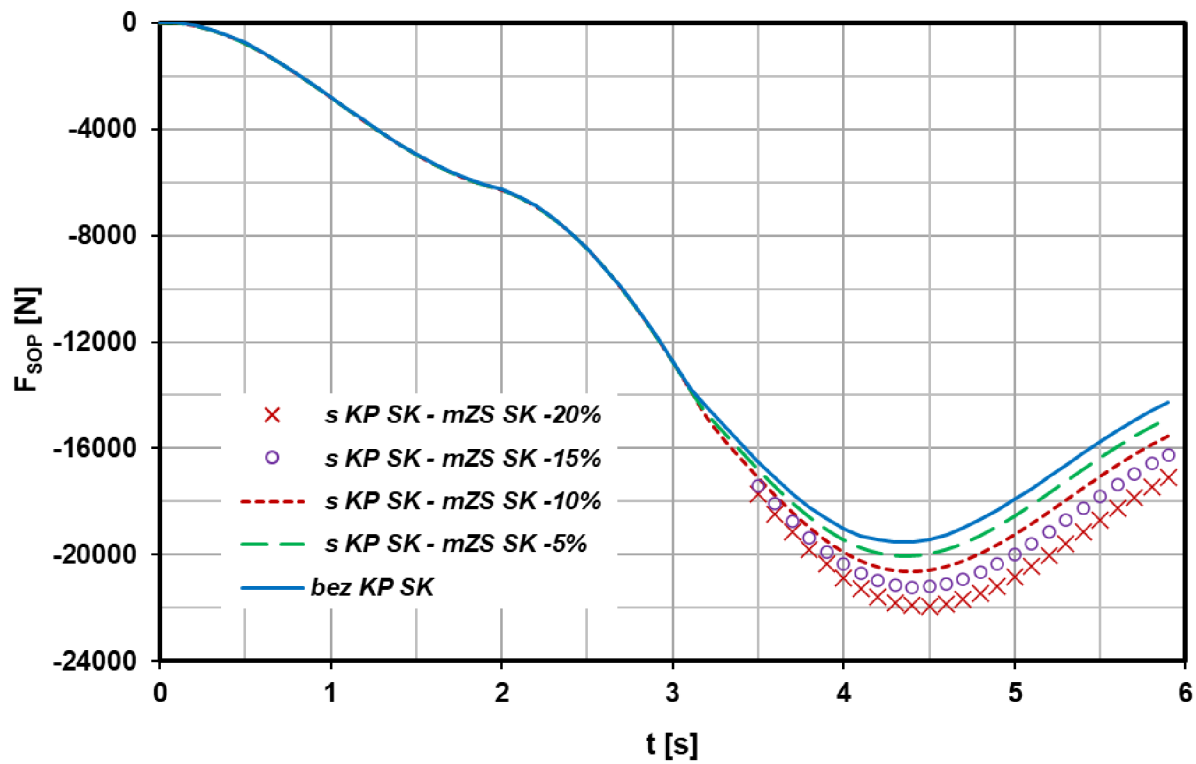
V porovnání s přechozím případem, uvedeným v kapitole 6.1, je maximální síla zatěžující SOP vyšší, avšak procentuální přírůstek zatížení s rostoucím procentem snížení derivace součinitele závěsového momentu je nižší.



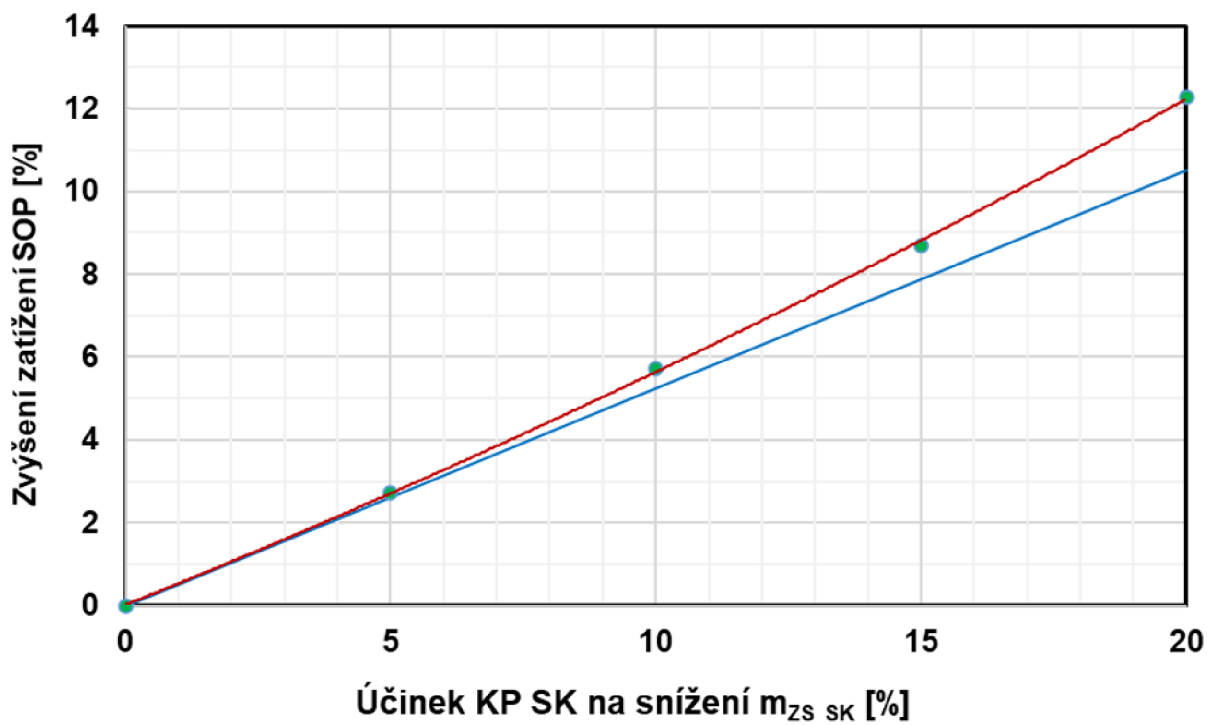
Obr. 42. Průběh síly zatěžující SOP v čase, konfigurace 1



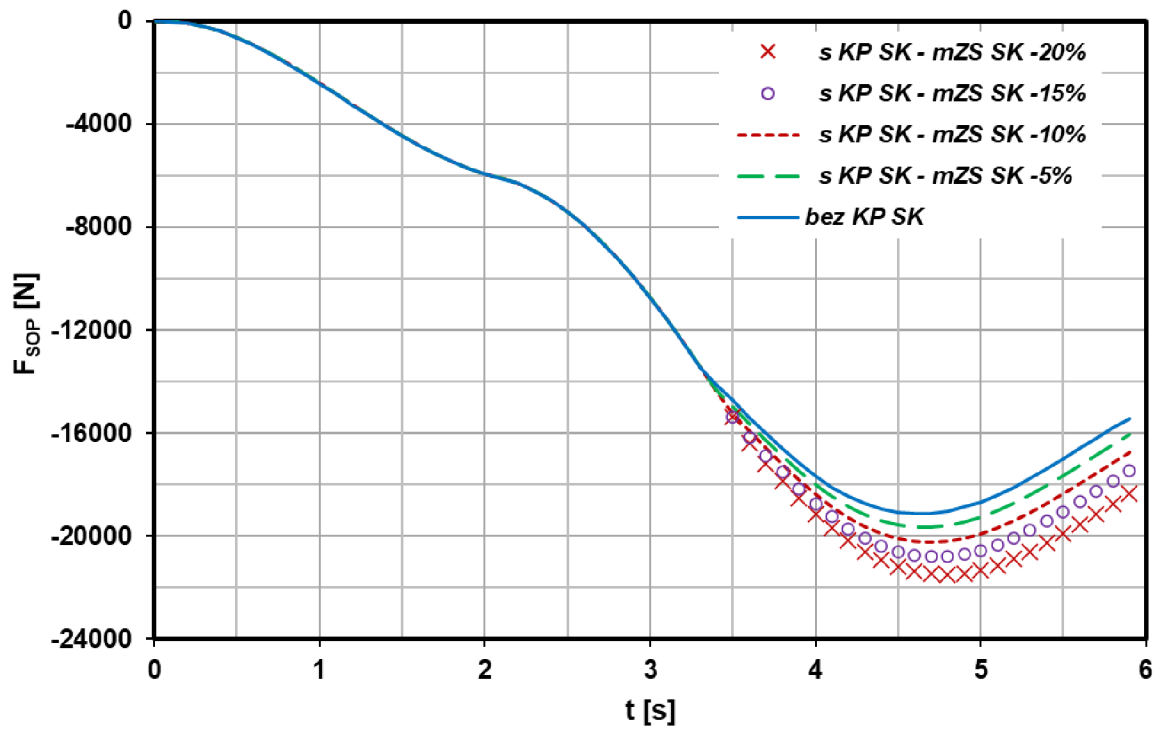
Obr. 43. Vliv kombinované plošky na zatížení SOP, konfigurace 1



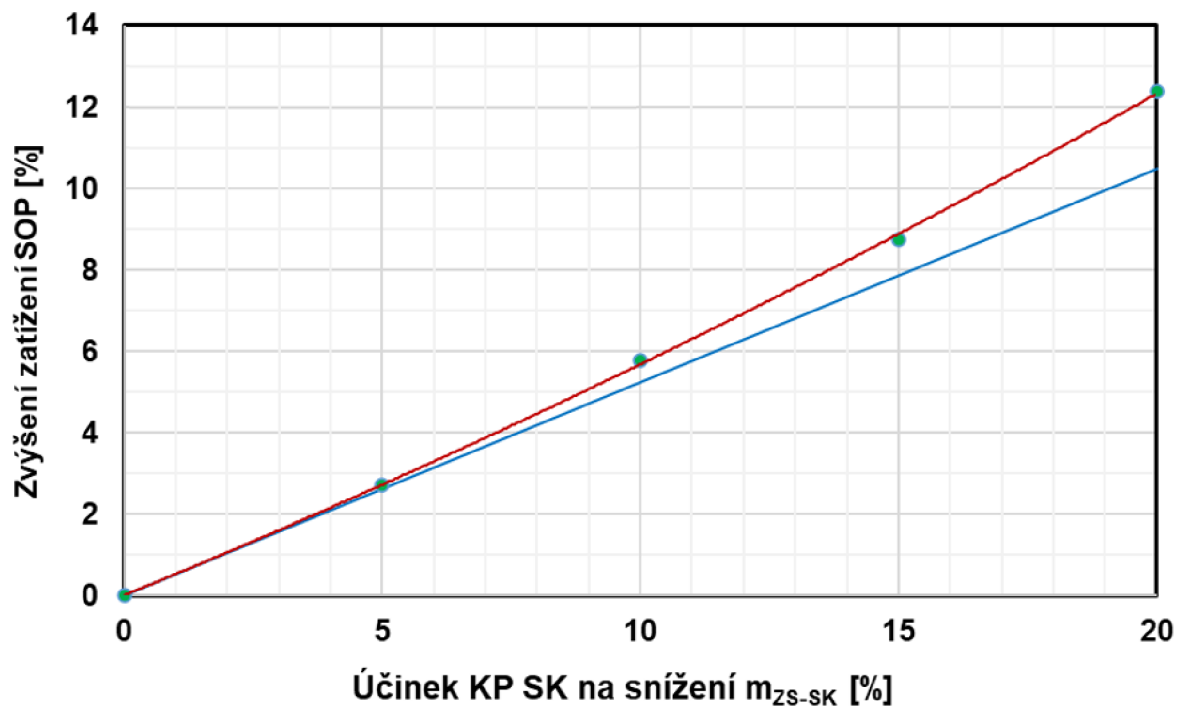
Obr. 44. Průběh síly zatěžující SOP v čase, konfigurace 2



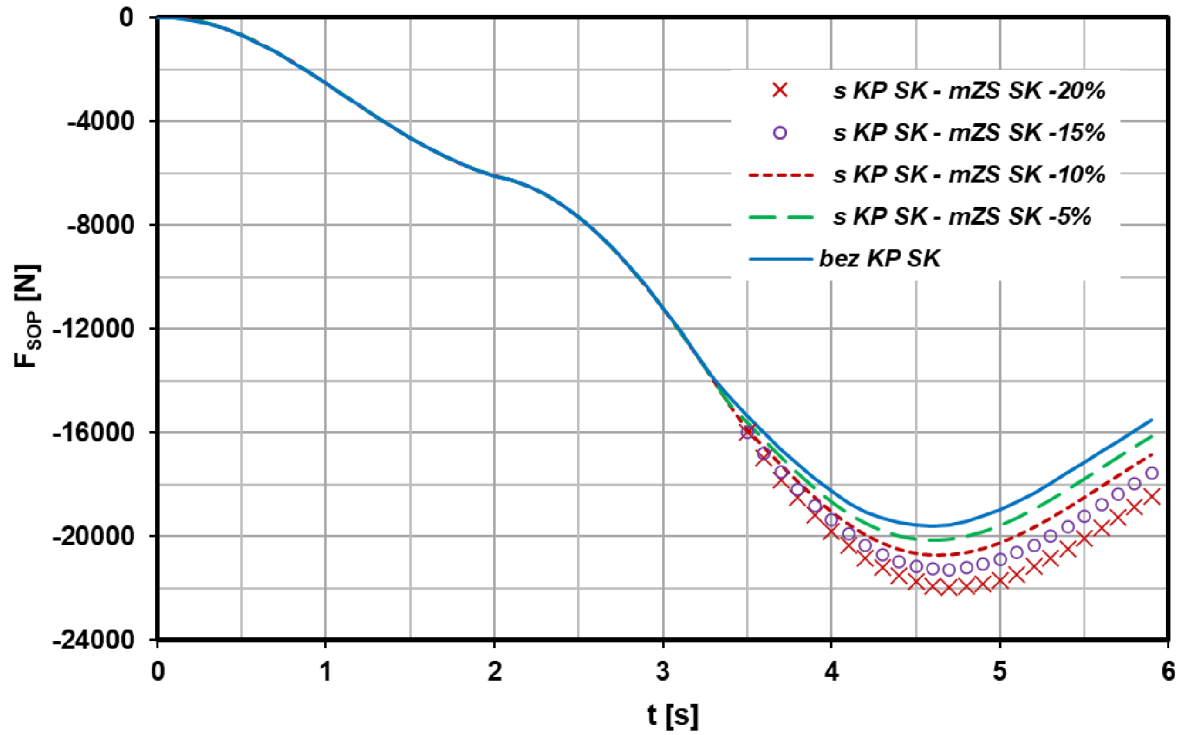
Obr. 45. Vliv kombinované plošky na zatížení SOP, konfigurace 2



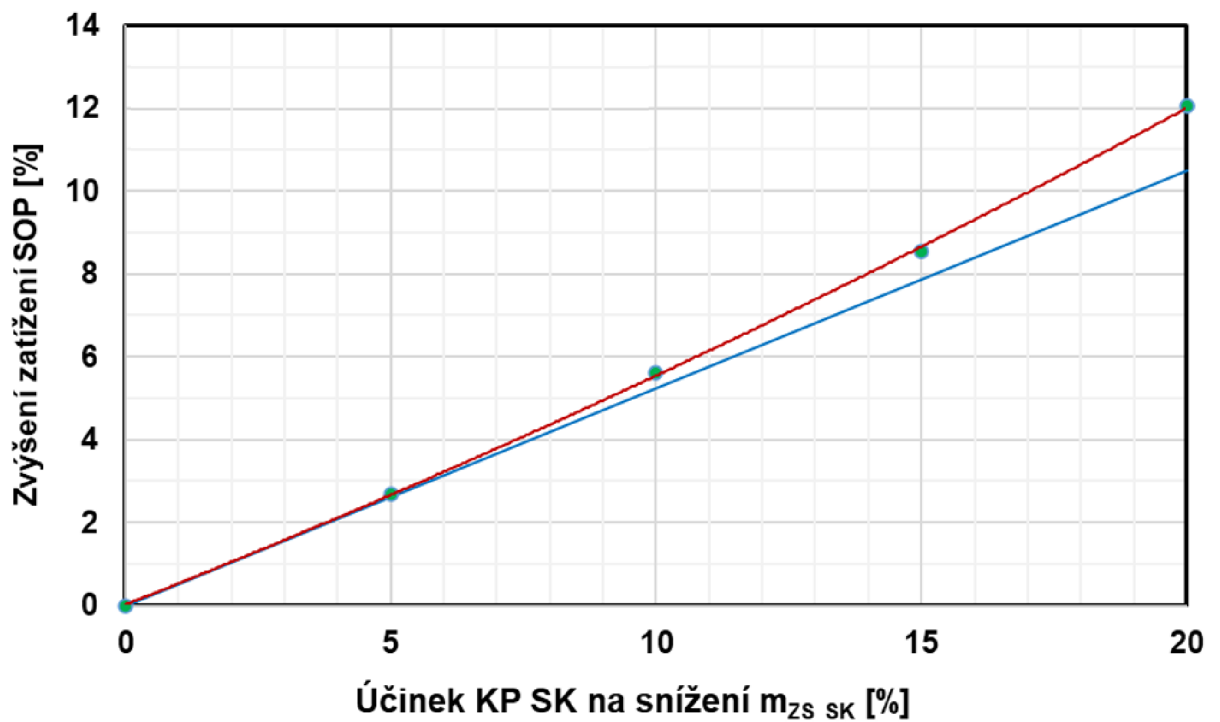
Obr. 46. Průběh síly zatěžující SOP v čase, konfigurace 3



Obr. 47. Vliv kombinované plošky na zatížení SOP, konfigurace 3



Obr. 48. Průběh síly zatěžující SOP v čase, konfigurace 4



Obr. 49. Vliv kombinované plošky na zatížení SOP, konfigurace 4

6.1.3. Zatížení SOP při poruše pohonné jednotky – klapky 18

Zatížení SOP, stejně jako v případě, uvedeném v kapitole 6.1.2, narůstá v první fázi manévru od vybočení způsobeného tahovou nesymetrií a následně od zásahu do řízení SK, provedeného s cílem zastavení zatáčení a klonění.

Jednotlivé konfigurace letounu jsou uvedeny v Tab. 20 resp. na Obr. 30. Pro tyto konfigurace byly stanoveny hodnoty maximální síly na SOP dosahované při manévru, v závislosti na procentu snížení derivace závěsového momentu $m_{ZS-SK}^{\delta SK}$ (vlivem navržené plošky směrového kormidla) o 0, 5, 10, 15 a 20 %. Dalšími sledovanými veličinami v závislosti na snížení $m_{ZS-SK}^{\delta SK}$ byly hodnoty výchylek kormidla dosahované při manévru a zvýšení zatížení SOP při manévru, uvedené v tabulkách Tab. 21 a Tab. 23.

Podmínky, týkající se stanovení zatížení SOP pro tento případ, jsou uvedeny v paragrafu CS 23.367, jehož znění je obsaženo v kapitole 4.1. Výpočet byl proveden pro klapky 18 a rychlost v_2 , odpovídající daným konfiguracím. Vybrané konfigurace jsou z hlediska hmot a pozice těžiště shodné s předchozími případy, uvedenými v kapitole 6.1.1. a odpovídají obálce na Obr. 30.

Tab. 20 Případy pro které byl proveden výpočet síly působící na SOP

Konfigurace	Hmotnost	Pozice těžiště	V ₂ EAS ₁₈
[-]	[kg]	[% SAT]	[km h ⁻¹]
1	7 000	27.2	167
2	7 000	30	167
3	5 500	19.3	158
4	5 486	28	158

Závislost vybočení a náklonu na čase v tomto případě odpovídá průběhům znázorněným na obrázcích Obr. 40 a Obr. 41 v kapitole 6.1.2.

Tab. 21 Výchylka kormidla dosažená při poruše PJ v závislosti na snížení $m_{ZS-SK}^{\delta SK}$ vlivem KP SK a na konfiguraci

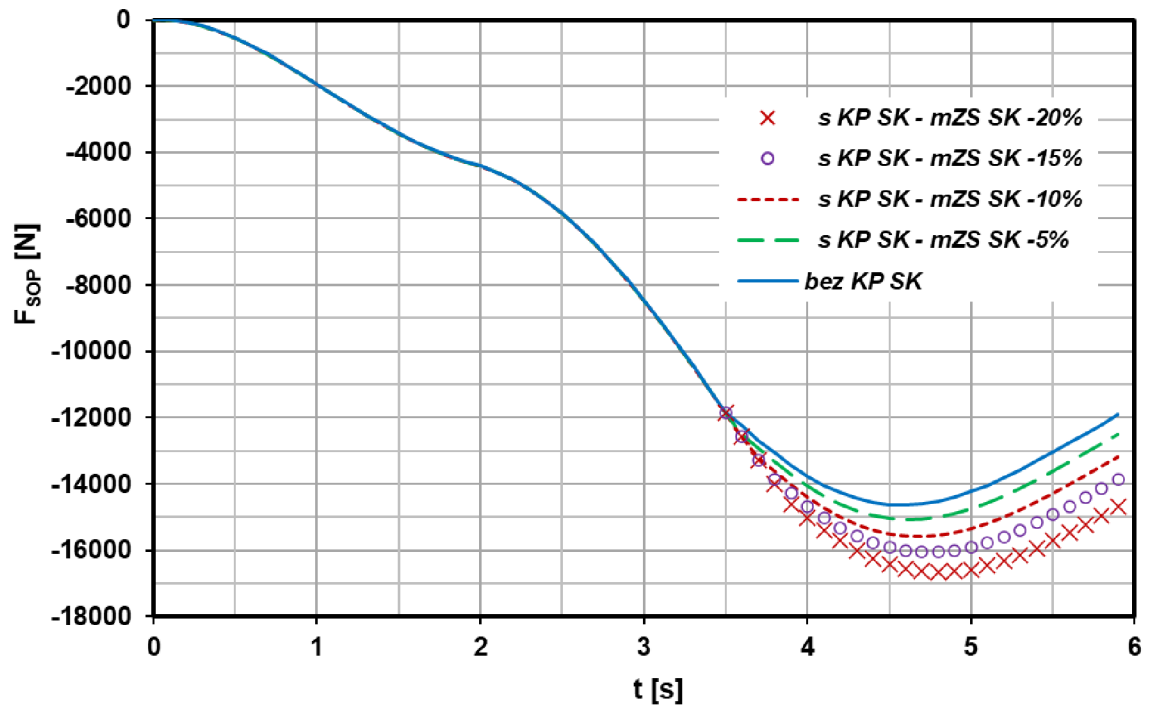
Snížení derivace závěsového momentu $m_{ZS-SK}^{\delta SK}$ vlivem KP SK [%]	0	5	10	15	20
Konfigurace	Výchylka kormidla dosažená při manévru [°]				
1	18.6	19.6	20.7	21.9	23.3
2	18.6	19.6	20.7	21.9	23.3
3	20.8	21.9	23.2	24.4	25.0
4	20.8	21.9	23.2	24.4	25.0

Tab. 22 Maximální síla na SOP dosažená při poruše PJ v závislosti na snížení $m_{ZS-SK}^{\delta_{SK}}$

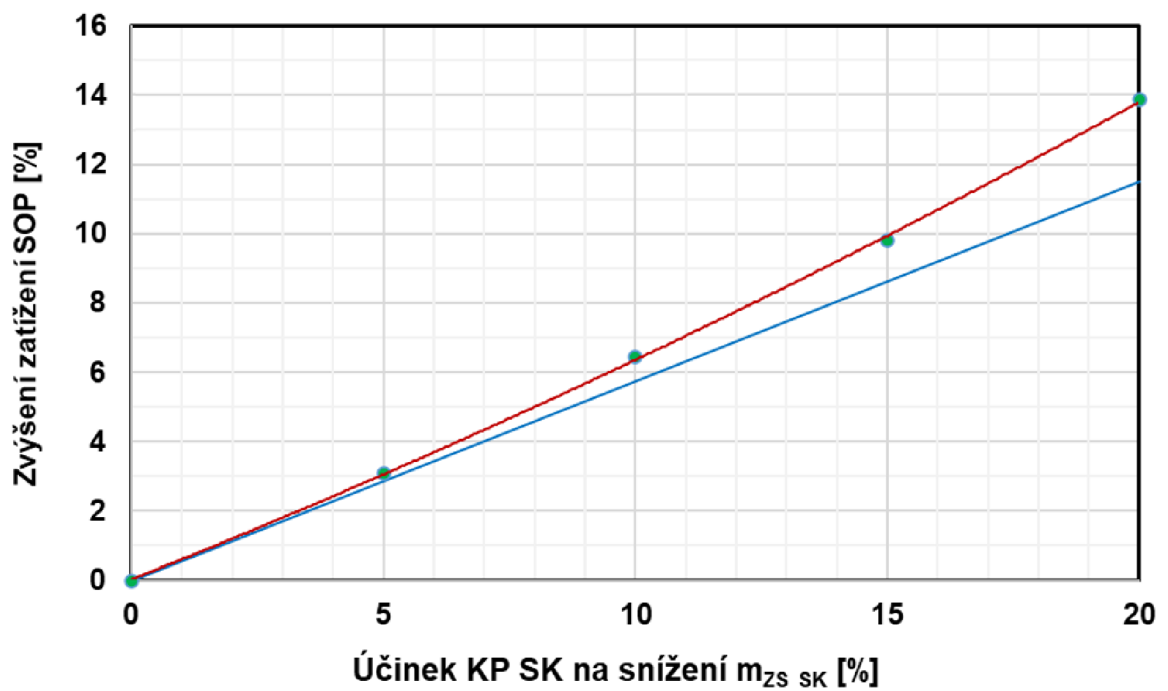
Snížení derivace závěsového momentu $m_{ZS-SK}^{\delta_{SK}}$ vlivem KP SK [%]	0	5	10	15	20
Konfigurace	Maximální síla na SOP dosažená při manévru [N]				
1	-14 630	-15 081	-15 575	-16 062	-16 658
2	-15 282	-15 736	-16 224	-16 714	-17 296
3	-16 015	-16 476	-16 985	-17 483	-17 706
4	-16 377	-16 844	-17 341	-17 839	-18 054

Tab. 23 Zvýšení zatížení na SOP [%] v závislosti na snížení $m_{ZS-SK}^{\delta_{SK}}$ [%]

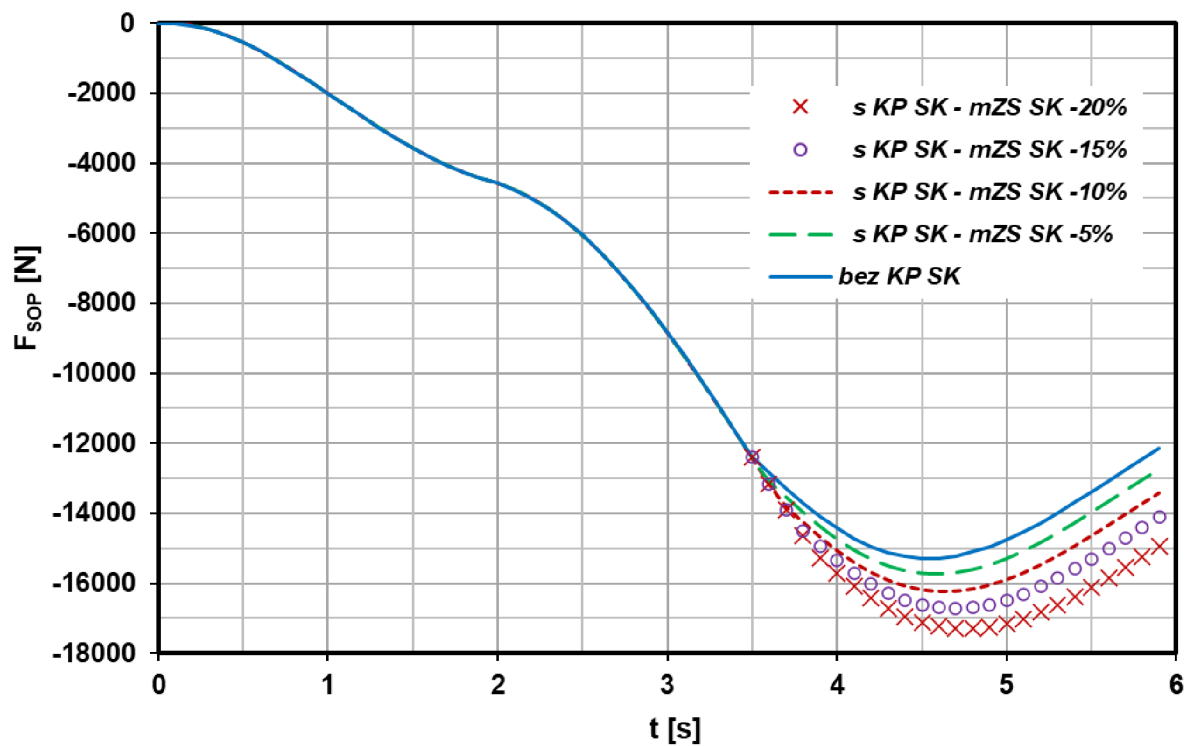
Snížení derivace závěsového momentu $m_{ZS-SK}^{\delta_{SK}}$ vlivem KP SK [%]	0	5	10	15	20
Konfigurace	Zvýšení zatížení SOP při manévru [%]				
1	--	3	6	10	14
2	--	3	6	9	13
3	--	3	6	9	11
4	--	3	6	9	10



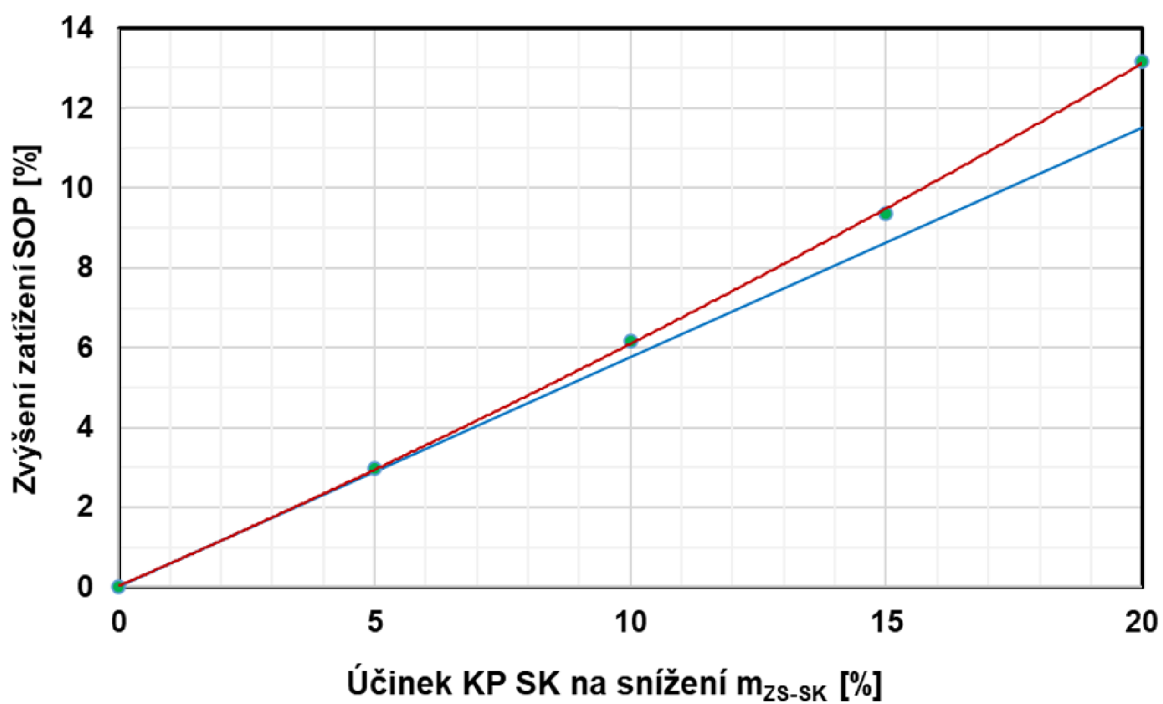
Obr. 50. Průběh síly zatěžující SOP v čase, konfigurace 1



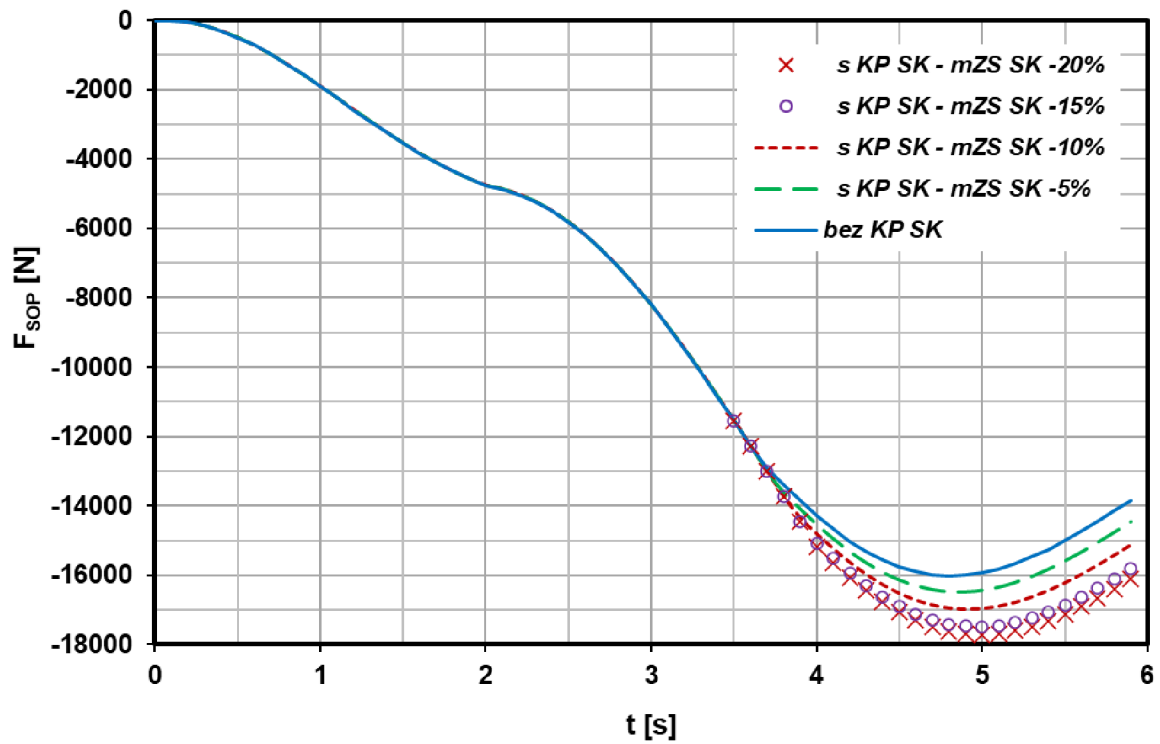
Obr. 51. Vliv kombinované plošky na zatížení SOP, konfigurace 1



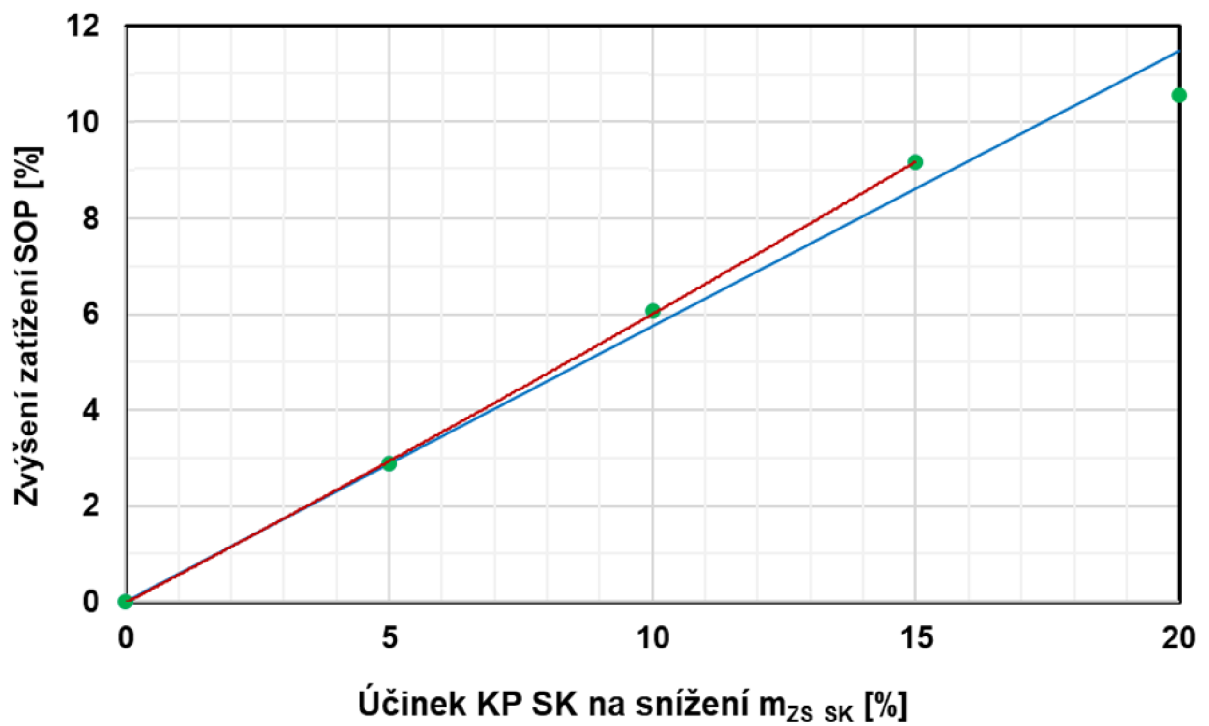
Obr. 52. Průběh síly zatěžující SOP v čase, konfigurace 2



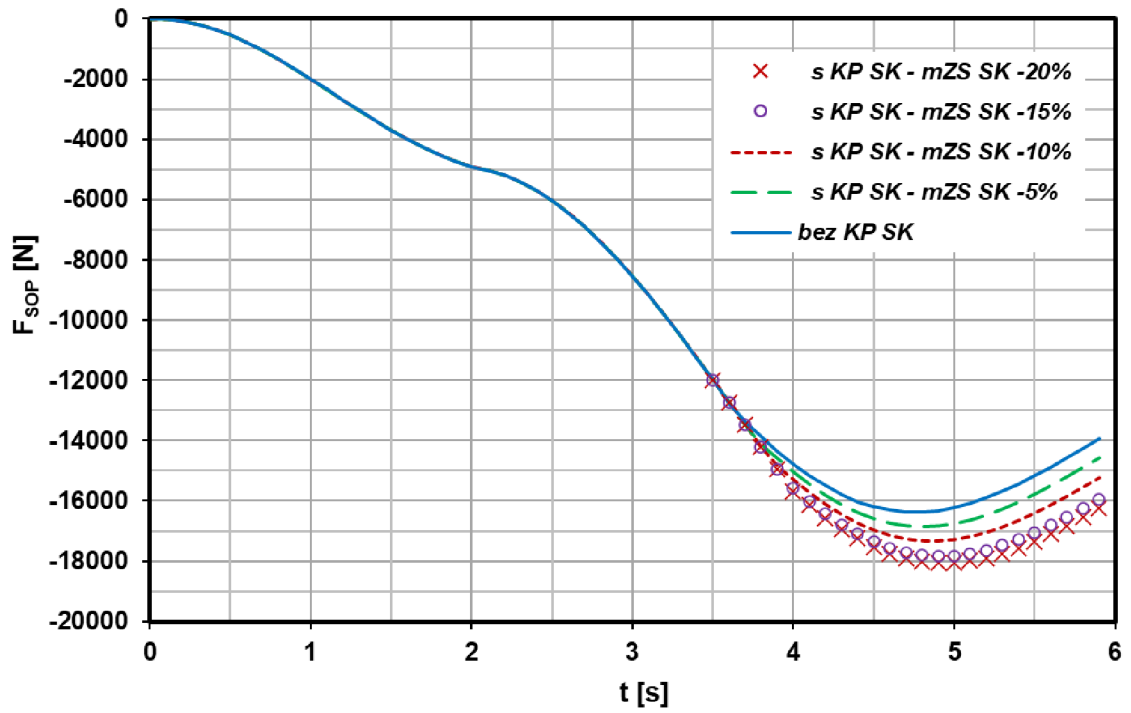
Obr. 53. Vliv kombinované plošky na zatížení SOP, konfigurace 2



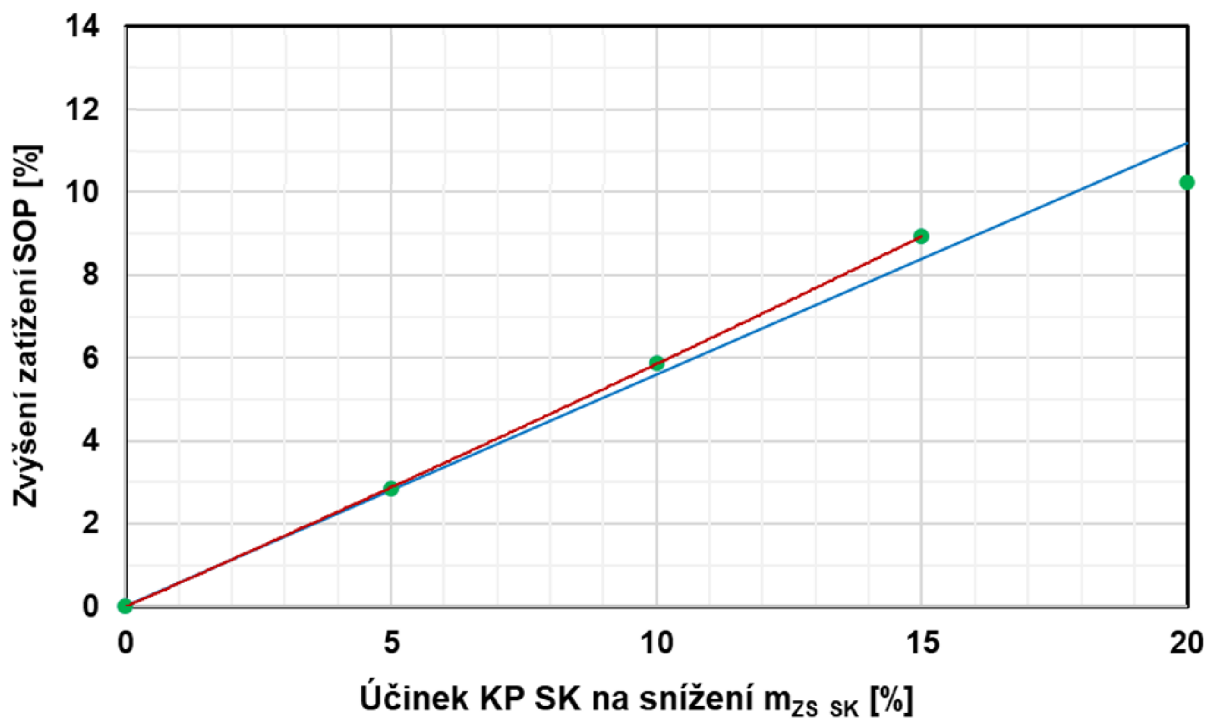
Obr. 54. Průběh síly zatěžující SOP v čase, konfigurace 3



Obr. 55. Vliv kombinované plošky na zatížení SOP, konfigurace 3



Obr. 56. Průběh síly zatěžující SOP v čase, konfigurace 4



Obr. 57. Vliv kombinované plošky na zatížení SOP, konfigurace 4

V případech na Obr. 55 a Obr. 57 si lze povšimnout, že bylo dosaženo takového odlehčení řídicí síly, které odpovídá konfiguraci, kdy je výchylnka směrového kormidla omezena dorazem (25 °).

6.2. VYHODNOCENÍ

Sledovanými veličinami byla výchylnka kormidla, maximální síla na SOP a zvýšení zatížení SOP dosahované při manévru.

Nejvyšších výchylek SK resp. maximální výchylky SK odpovídající dorazu (25 °), bylo dosaženo v případě zatížení při poruše pohonné jednotky v režimu, kdy byly klapky vychýleny na 18 ° (případ uvedený v kapitole 6.1.3). Maximálních výchylek v tomto případě bylo dosaženo při konfiguraci 3 a 4 pro 20 % snížení derivace závěsového momentu – viz Tab. 21. Analýza zatížení SOP pro nejnižší rychlost uvedenou předpisem (v_{MC}) byla provedena, avšak vzhledem k tomu, že již při 10% snížení derivace součinitele závěsového momentu dosahovala výchylnka kormidla dorazu, nebylo v dalších výpočtech při těchto podmínkách pokračováno a předmětem vyšetřování byla zvolena rychlost v_2 .

Maximální síly zatěžující SOP (-21 963 N) bylo dosaženo v případě poruchy pohonné jednotky v režimu, kdy byly klapky vychýleny na 0 °.

Největšího zvýšení zatížení SOP (o 30 %) bylo dosaženo v případě manévru SOP.

Tab. 24 Maxima sledovaných veličin

Maximální výchylka SK dosažená při snížení $m_{ZS-SK}^{\delta SK}$								
Případ Zatížení	Konfig.	Hmotnost	Pozice těžiště	Rychlost letu	Snížení $m_{ZS-SK}^{\delta SK}$	Výchylka SK	F_{SOP}	Zvýšení zatížení SOP při manévru
-	-	[kg]	[% SAT]	[km h ⁻¹]	[%]	[°]	[N]	[%]
PPJ KL 18	4	5 486	28	158	20	25	-18 054	10
PPJ KL 18	3	5 500	19.3	158	20	25	-17 706	11
Maximální dosažená síla na SOP při snížení $m_{ZS-SK}^{\delta SK}$								
PPJ KL 0	4	5 486	28	178	20	20.5	-21 963	12
Maximální zvýšení zatížení SOP při snížení $m_{ZS-SK}^{\delta SK}$								
Manévr SOP	1	7 000	27.2	284	20	8	-16 302	30
Manévr SOP	2	7 000	30	284	20	8	-16 311	30

Dle výsledků uvedených v Tab. 24 je patrné, že je dosaženo maximální možné výchylky SK – dorazu, který odpovídá 25 ° při snížení $m_{ZS-SK}^{\delta SK}$ o 20 %.

V kritickém případě, který odpovídal maximální síle zatěžující SOP (-21 963 N), činil procentuální nárůst této síly vzhledem k její původní hodnotě 12 %.

7. ZHODNOCENÍ Z HLEDISKA PEVNOSTNÍ REZERVY SOP A TRUPU

Pro kritický případ (porucha pohonné jednotky s klapkami vychýlenými na 0 ° - uvedeno v kapitole 6.1.2), kdy síla zatěžující SOP dosahovala nejvyšších absolutních hodnot, byl zjištěn tento procentuální nárůst zatížení odpovídající uvedené hodnotě snížení derivace závěsového momentu $m_{ZS-SK}^{\delta SK}$ vlivem KP SK [%]:

Tab. 25 Zvýšení zatížení na SOP [%] v závislosti na snížení $m_{ZS-SK}^{\delta SK}$ [%]

Snížení derivace závěsového momentu $m_{ZS-SK}^{\delta SK}$ vlivem KP SK [%]	0	5	10	15	20
Konfigurace	Zvýšení zatížení SOP při manévru [%]				
1	--	3	6	9	13
2	--	3	6	9	12
3	--	3	6	9	12
4	--	3	6	9	12

Na základě pevnostních rezerv konstrukce trupu a SOP letounu L 410 NG, bylo následně zvoleno vhodné snížení derivace součinitele závěsového momentu takové, aby snížení zatížení mělo smysl a zároveň nutná úprava konstrukce nevedla k přílišnému zvýšení hmotnosti, případně nebylo třeba navrhnout zcela nový koncept SOP.

Na základě informací, uvedených v reportech [11] a [12], bylo zjištěno, že se v konstrukci SOP vyskytují prvky, které mají pevnostní rezervu přibližně (4 – 5) %.

Z informací uvedených v tabulce 25 vyplývá, že pokud by se nezajistilo posílení kritických součástí konstrukce, bylo by možné volit snížení $m_{ZS-SZ}^{\delta SK}$ pouze do 5 %, což s ohledem na náročnost konstrukční úpravy SOP, nutné pro nahrazení vyvažovací plošky ploškou kombinovanou, postrádá smysl. S ohledem na skutečnost, že počet součástí s nižší únosností je v řádu jednotek, se jeví vhodným posílit kritické prvky a využít potenciálu zbývajících konstrukcí, u které je rezerva únosnosti v řádu desítek procent.

Na základě tohoto předpokladu bylo zvoleno snížit derivaci součinitele závěsového momentu o 20 %. Zatížení SOP se v tomto případě sice zvýší o 12 %, avšak toto snížení derivace závěsového momentu lze v rámci redukce řídicí síly považovat za významné.

8. NÁVRH KOMBINOVANÉ PLOŠKY SMĚROVÉHO KORMIDLA

Na základě výsledků z předchozí kapitoly, kde byl prošetřen vliv snížení $m_{ZS-SK}^{\delta_{SK}}$ na nárůst zatížení SOP a trupu letounu, bylo zvoleno snížit $m_{ZS-SK}^{\delta_{SK}}$ o 20 %. Tento předpoklad byl stěžejní pro návrh kombinované plošky SK a celý návrh z něho vycházel.

8.1. ZÁVISLOST m_{ZS-SK} A $m_{ZS-SK}^{\delta_{SK}}$

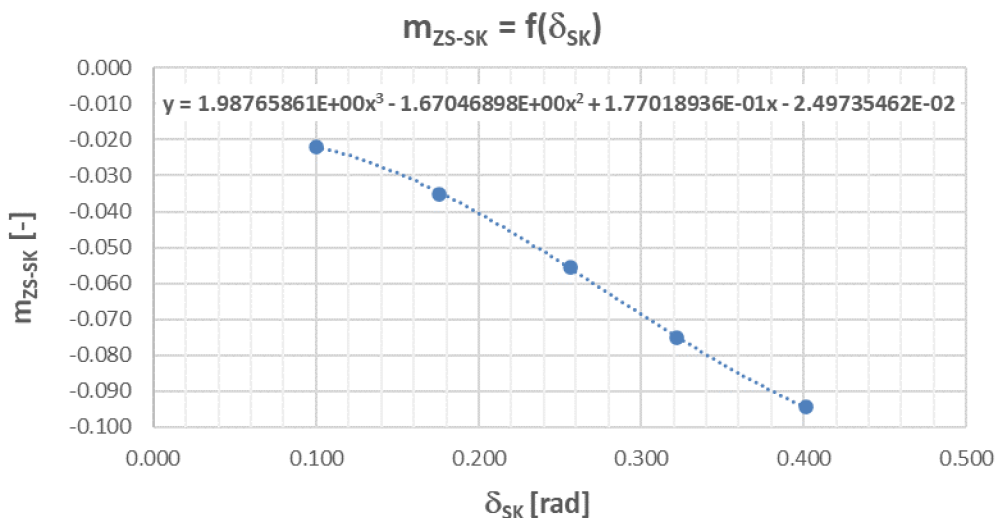
Ve výpočtech pomocí programu PMOT v kapitole 6 vystupovala derivace součinitele závěsového momentu dle výchylky směrového kormidla – tuto veličinu bylo zvoleno snížit o 20 %. Vzhledem k tomu, že derivace součinitele závěsového momentu není přímo závislá na řídicí síle, bylo třeba zjistit vztah mezi m_{ZS-SK} a $m_{ZS-SK}^{\delta_{SK}}$.

Předmětem této kapitoly bylo stanovit procentuální snížení součinitele závěsového momentu m_{ZS-SK} odpovídající 20% snížení derivace závěsového momentu dle výchylky směrového kormidla $m_{ZS-SK}^{\delta_{SK}}$. Toto procentuální snížení m_{ZS-SK} odpovídá procentuálnímu snížení řídicí síly F_{SK} .

Derivace závěsového momentu dle výchylky směrového kormidla při výchylce SK 23° nabývá hodnoty $m_{ZS-SK}^{\delta_{SK}} = -0.21 \text{ rad}^{-1}$. Tato hodnota snížená o 20 % odpovídá $m_{ZS-SK}^{\delta_{SK}} = -0.17 \text{ rad}^{-1}$.

Odpovídající procentuální snížení součinitele závěsového momentu bylo stanoveno iteračně, kdy byl postupně součinitel závěsového momentu m_{ZS-SK} pro úhel 23° snižován tak, aby jeho derivace odpovídala hodnotě - 0.17.

Tímto způsobem bylo zjištěno, že snížení derivace součinitele závěsového momentu dle výchylky SK pro úhel 23° odpovídá snížení součinitele závěsového momentu SK o 25 %. Závislost součinitele závěsového momentu sníženého o 25 % na výchylce směrového kormidla je znázorněna na Obr. 58.



Obr. 58. Závislost součinitele závěsového momentu na výchylce SK

Uvedená závislost je dána rovnicí 38:

$$m_{ZS-SK}(\delta_{SK}) = 1.98765861 \delta_{SK}^3 - 1.67046898 \delta_{SK}^2 + 1.77018936 \cdot 10^{-1} \cdot \delta_{SK} - 2.49735462 \cdot 10^{-2} \quad (38)$$

Z této závislosti lze odvodit rovnici derivace závěsového momentu dle výchylky SK

$$m_{ZS-SK}^{\delta_{SK}}(\delta_{SK}) = 1.98765861 \delta_{SK}^2 - 1.67046898 \delta_{SK} + 1.77018936 \cdot 10^{-1} \quad (39)$$

Při dosažení výchylky SK = 23 ° (resp. 0.40 rad), nabývá $m_{ZS-SK}^{\delta_{SK}}$ hodnoty:

$$\begin{aligned} m_{ZS-SK}^{\delta_{SK}} &= 1.98765861 \cdot 0.401^2 - 1.67046898 \cdot 0.401 + 1.77018936 \cdot 10^{-1} \\ &= -0.17 \text{ rad}^{-1} \end{aligned}$$

Jak je patrné, tato hodnota se shoduje s hodnotou stanovenou v kapitole 5, což potvrzuje, že snížení derivace závěsového momentu o 20 % odpovídá snížení součinitele závěsového momentu o 25 %.

8.2. STANOVENÍ POTŘEBNÉ VÝCHYLKY ODLEHČOVACÍ PLOŠKY SK

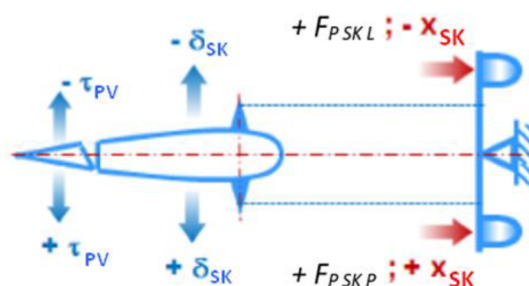
Při výpočtu součinitele závěsového momentu dle vztahů uvedených v kapitole 5.2, se vycházelo z veličin vyhodnocených z měření. Přehled těchto veličin je uveden v Tab. 26. Vypočítaný součinitel závěsového momentu odpovídá případu, kdy byla naměřena maximální síla v řízení F_{SKmax} , při které bylo dosaženo výchylky SK $\delta_{SK} = 23^\circ$.

Tab. 26 Přehled veličin, stanovených z měření, použitých pro výpočet součinitele závěsového momentu

Veličiny stanovené z měření odpovídající případu, kdy byla dosažena F_{SKmax}	
Označení	Popis
δ_{SK}	Výchylka směrového kormidla
β	Úhel vybočení letounu
γ	Úhel náklonu letounu
τ_{PV}	Výchylka původní vyvažovací plošky
VIAS	Indikovaná rychlost
OAT	Teplota okolního prostředí
H	Výška letu
TRQ _P	Kroutící moment na výstupní hřídeli motoru [%]
n _P	Otáčky vrtule
m	Hmotnost letounu

Primárně zvoleným cílem pro návrh kombinované plošky bylo dosáhnout snížení součinitele závěsového momentu o 25 %. Jelikož je řídicí síla přímo úměrná součiniteli závěsového momentu, byla původní hodnota řídicí síly snížena také o 25 % tj. na hodnotu 525 N.

Maximální součinitel závěsového momentu odpovídající maximální síle v řízení byl snížen o 25 % (pro dosažení síly v řízení $F_{SK} = 525$ N) na hodnotu $m_{ZS-SK-25\%} = -0.087$, při výchylce směrového kormidla ve směru řídicí síly F_{SKP} (viz vyznačení výchylek na Obr. 59). Jednotlivé hodnoty jsou pro přehlednost uvedeny v Tab. 27.



Obr. 59. Kladné a záporné směry výchylek SK [7]

Tab. 27 Hodnoty síly a součinitele závěsového momentu bez příspěvku původní vyvažovací plošky SK a vlivu β

	BEZ VLIVU VÝCHYLKY PŮVODNÍ VYVAŽOVACÍ PLOŠKY a β	HODNOTY PŘI SNÍŽENÍ O 25 %
Síla	700 N	525 N
Součinitel závěsového momentu m_{ZS-SK}	- 0.116	- 0.087

Z výše uvedené tabulky je příspěvek součinitele závěsového momentu od nově navržené plošky dán jakožto rozdíl součinitele závěsového momentu a jeho hodnoty snižené o 25 %.

$$m_{ZS-SK P} = -0.029 \quad (40)$$

Z této hodnoty byla vypočítána maximální potřebná výchylka $\tau_{P max}$ plošky SK, která byla klíčová pro návrh této plošky.

$$\tau_{P max} = \frac{m_{ZS-SK P}}{m_{ZS-PV}^{\tau_{PV}}} \frac{180}{\pi} = 8^\circ \quad (41)$$

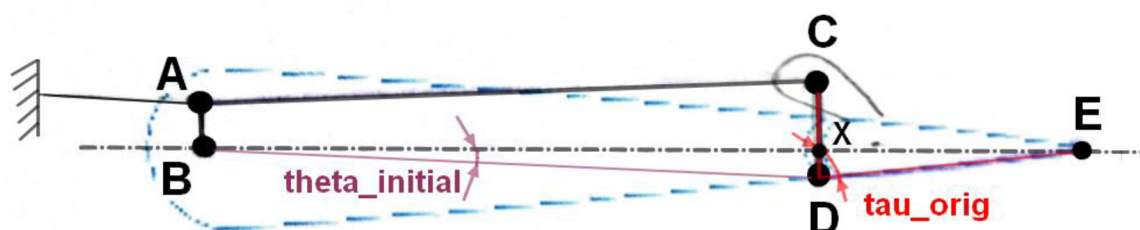
Maximální potřebná výchylka plošky vzhledem k výchylce směrového kormidla pro snížení síly ze 700 N o 25 % na 525 N je 8 °.

8.3. KINEMATICKÉ ŘEŠENÍ ODLEHČOVACÍ PLOŠKY SK

Kinematické řešení plošky SK primárně vychází z maximální potřebné výchylky plošky SK ($\tau_{Pmax} = 8^\circ$), vypočítané v kapitole 8.2, které je třeba dosáhnout pro kritický případ odpovídající $\delta_{SK} = 23^\circ$. Návrh řešení byl proveden ve výpočtovém prostředí MATLAB (zdrojový kód je součástí této práce a je uveden v Příloze 12.1).

Výstupem programu je závislost výchylky SK na výchylce plošky SK, čímž je dán poměr ramen AB a CD (viz Obr. 60),

Mechanismus byl pro potřeby tohoto výpočtu řešen zjednodušeně - jakožto samostatná odlehčovací ploška, kde je rameno AB fixní - což je v tomto případě dostačující pro stanovení potřebných parametrů.



Obr. 60. Schéma kinematického mechanismu s vyznačenými úhly a body

Tab. 28 Vstupní veličiny programu, zadané veličiny se vztahují k SK v neutrální poloze

Souřadnice jednotkového symetrického profilu, definovaného v samostatném dokumentu .xls		
Parametry odvozené od velikosti směrového kormidla letounu:		
Délka těivy profilu	[mm]	multiplikátor jednotkového profilu
Vzdálenost BE	[mm]	vzdálenost od bodu závěsu směrového kormidla (B) ke koncovému bodu profilu (E)
Kolmá vzdálenost DE	[mm]	kolmá vzdálenost od bodu závěsu plošky směrového kormidla (D) ke koncovému bodu profilu.
Parametry definující pohyb kinematického mechanismu:		
Maximální výchylka SK	[rad]	doporučeno volit maximálně 30 ° (odpovídá 0.53 rad)
Smysl pohybu SK	[-]	hodnota 1 odpovídá kladné výchylce SK, jakákoliv jiná hodnota odpovídá záporné výchylce SK
Parametry dané konstrukčním řešením SK:		
Vzdálenost CD	[mm]	velikost ramena CD
Návrhové parametry:		
Vzdálenost AB	[mm]	velikost ramena AB

Program nejprve vypočte tloušťku profilu v řezu, kde se nachází závěs směrového kormidla (bod B). Tato tloušťka je omezujícím parametrem pro volbu velikosti ramena AB tak, aby velikost tohoto ramena nebyla větší, než je tloušťka profilu v daném místě.

V rámci základní geometrie směrového kormidla nacházejícího se v neutrální poloze je dále vypočítána tloušťka profilu ve vertikálním řezu, který prochází bodem závěsu plošky směrového kormidla (bod D).

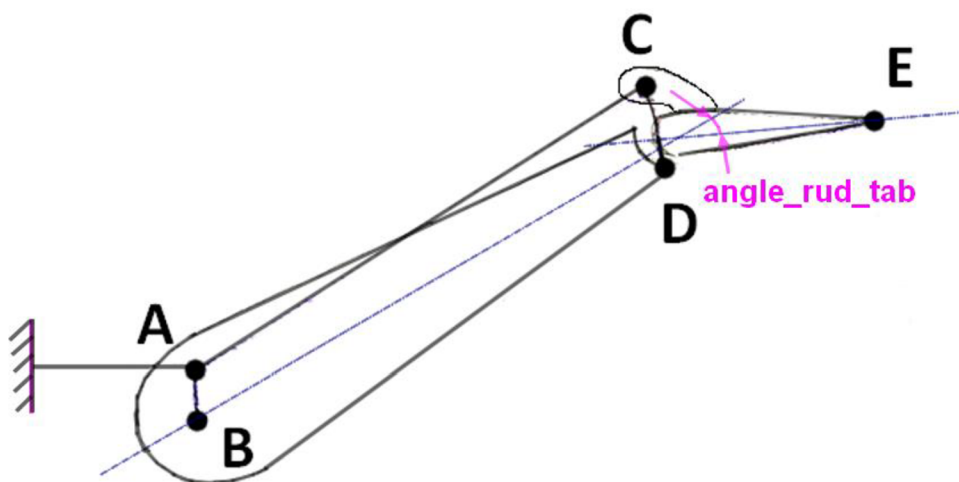
Veškerý pohyb kinematického mechanismu je spojen s úhlem „theta_initial“, jehož okamžitá hodnota se mění v rozsahu hodnot 0 až zadaného maxima.

V dalších krocích program počítá okamžité souřadnice jednotlivých bodů (A až E).

Poloha bodů A a B je fixní. Bod D se pohybuje po kružnici o průměru odpovídající vzdálenosti BD. Bod C je dán průnikem kružnice se středem v bodě A o průměru odpovídajícímu vzdálenosti AC a kružnice se středem v bodě D o průměru odpovídajícímu vzdálenosti DC. Bod E je dán průsečíkem kružnice se středem v bodě C o průměru odpovídajícímu vzdálenosti CE a kružnice se středem v bodě D o průměru odpovídajícímu vzdálenosti DE.

V dalším kroku jsou stanoveny osy směrového kormidla a plošky směrového kormidla. Úhel, který tyto osy svírají odpovídá úhlu mezi směrovým kormidlem a ploškou SK.

Výstupem tohoto programu je dokument ve formátu .xls obsahující okamžité polohy všech bodů (A až E) pro celý rozsah hodnot úhlu „theta_initial“ (0 až zadaného maxima) pro případ kladné resp. záporné výchylky SK. Výstupem je také okamžitý úhel mezi SK a ploškou SK (angle_rud_tab), odpovídající okamžitému úhlu „theta_initial“. Tento úhel je vyznačen na Obr. 60.



Obr. 61. Schéma mechanismu plošky a směrového kormidla

Vzhledem k požadavku minimálního zásahu do původního konstrukčního řešení směrového kormidla byla vzdálenost CD již dána a volila se pouze vzdálenost AB tak, aby jejich poměr vedl k dosažení potřebné výchylky SK.

Požadované hodnoty výchylky $\tau_{P\ max} = 8^\circ$ bylo dosaženo pro poměr ramen $\frac{CD}{AB} \approx 2.8$. Vybrané rozměry SK jsou pro přehlednost shrnuty v Tab. 29. Tyto rozměry odpovídají SK nacházejícímu se v neutrální poloze. Profilem SK je NACA 0012.

Tab. 29 Rozměry vybraných parametrů SK pro SK v neutrální poloze

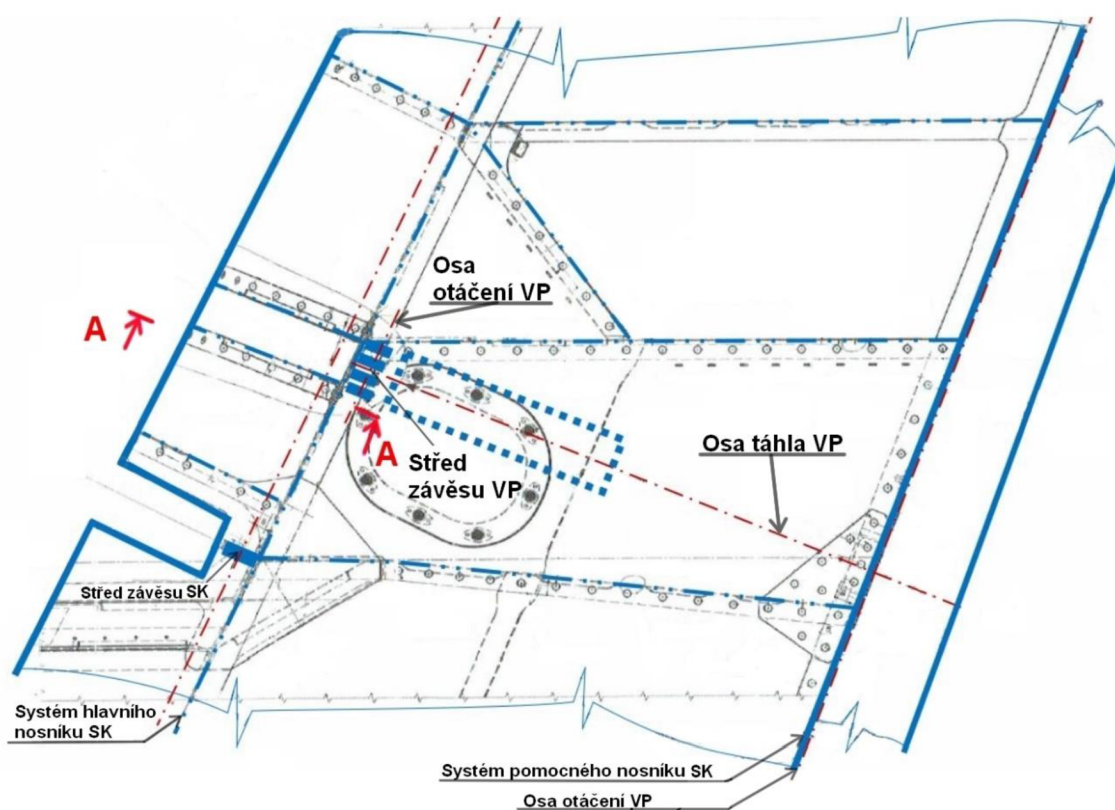
<i>Parametr</i>	<i>Rozměry [mm]</i>
Celková délka tětiny SK	760
Délka tětiny mezi body B-E	660
Délka tětiny mezi body D-E	110
Velikost ramena DC	60
Velikost ramena AB	22

Vzhledem k původním rozměrům SK a podmínce $\tau_{Pmax} = 8^\circ$, bylo stanoveno rameno AB = 22 mm.

9. KONSTRUKČNÍ ŘEŠENÍ

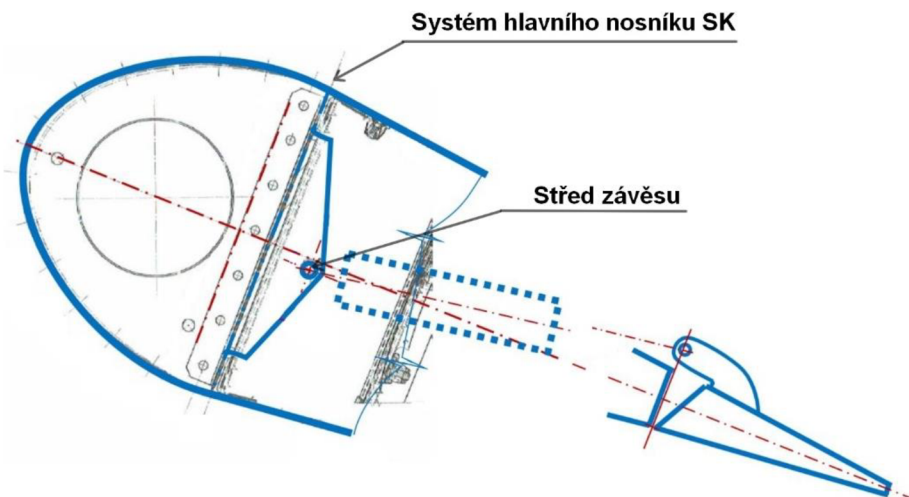
Tato kapitola je věnována návrhu konstrukčního řešení mechanismu plošky SK. Řešení vychází z původní konstrukce SK. Cílem bylo navrhnout plošku tak, aby nutný zásah do původní konstrukce SK byl co nejmenší. Tento předpoklad vedl k volbě kombinované plošky, která zastává jak funkci původní vyvažovací plošky, tak nově i funkci odlehčovací plošky.

Vyvažovací funkce plošky je zprostředkována pomocí táhla o proměnné délce, které se nachází uvnitř konstrukce SK. Na Obr. 62 je znázorněna konstrukce SK, jedná se o pohled zleva. Jsou zde vyznačeny systémy hlavního a pomocného nosníku SK, středy a osy závěsu SK a plošky SK. Táhlo plošky je vyznačeno tečkovaně.



Obr. 62. Současný stav konstrukce směrového kormidla a vyznačení táhla vyvažovací plošky, pohled zleva

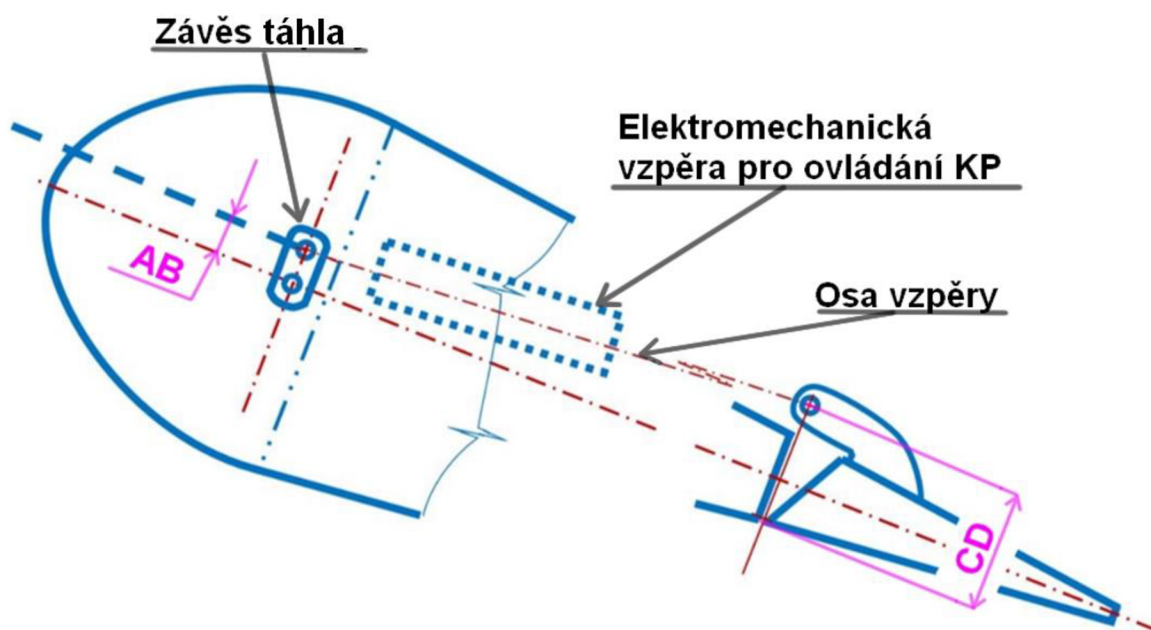
Řez žebrem, označený písmenem A, je uveden na obrázku Obr. 63. Zde je znázorněno původní řešení uchycení vyvažovací plošky SK.



Obr. 63. Původní řešení uchycení vyvažovací plošky SK L 410 NG

Nové řešení, kdy byla vyvažovací ploška nahrazena ploškou kombinovanou, je na Obr. 64. Jak je patrné, uchycení závěsu plošky je navrženo tak, aby nová ploška plnila také funkci odlehčovací plošky. Pohyb odlehčovací plošky je řešen kinematickou vazbou plošky ke kýlové ploše. Dosažení potřebné výchylky je dáno poměrem ramen AB a CD kinematické vazby.

Funkce vyvažovací plošky je zajištěna vřazením elektromechanické vzpěry pro pohon vyvažovací plošky do táhla náhonu odlehčovací plošky.



Obr. 64. Schématický návrh nového konstrukčního řešení – systém kombinované plošky SK

10. ZÁVĚR

Cílem této práce bylo provést zhodnocení současného stavu systému řízení směrového kormidla letounu L 410 NG a následně navrhnout úpravu řešení, vedoucí ke snížení sil v řízení.

Rešeršní část práce obsahuje přehled prvků, využívaných v současné době pro úpravu řídicích sil letounů, s popisem jejich funkce. Na základě této kapitoly byl s ohledem na požadavek minimální změny původní konstrukce zvolen vhodný koncept nového řešení – kombinovaná ploška směrového kormidla, která zastává funkci jak původní vyvažovací plošky, tak nově i funkci plošky odlehčovací.

Při návrhu kombinované plošky se vycházelo z měření pro jednomotorový let L 410 NG (za podmínky selhání kritické pohonné jednotky), na základě kterého byla stanovena maximální síla v řízení. S touto silou se dále pracovalo nepřímo – prostřednictvím odpovídajícího součinitele závěsového momentu SK, jehož hodnota bez příspěvku součinitele závěsového momentu původní vyvažovací plošky a vlivu úhlu vybočení β byla výstupem statického řešení, současně s hodnotou derivace součinitele závěsového momentu.

V souladu s požadavky předpisu CS 23 bylo pomocí programu PMOT provedeno dynamické řešení pro kritické podmínky letu. Výstupem tohoto řešení byl procentuální nárůst zatížení SOP a zadní části trupu letounu, odpovídající procentuálnímu snížení derivace součinitele závěsového momentu podle výchylky SK.

Následně byly ověřeny pevnostní rezervy SOP a trupu letounu L 410 NG a zvoleno vhodné snížení řídicí síly (resp. derivace součinitele závěsového momentu dle výchylky SK) takové, aby redukce měla smysl a zároveň nevyžadovala přílišný zásah do původního konstrukčního řešení SOP a zadní části trupu. Derivaci součinitele závěsového momentu bylo zvoleno snížit o 20 %, přičemž odpovídající nárůst zatížení SOP činil 12 %. Vzhledem k tomuto nárůstu zatížení bude třeba posílit některé prvky původní konstrukce SOP a zadní části trupu. Jedná se však o prvky, jejichž výměna by měla být poměrně snadno proveditelná.

V rámci konstrukčního návrhu kombinované plošky bylo třeba dále pracovat s hodnotou součinitele závěsového momentu, což vyžadovalo stanovení závislosti mezi tímto součinitelem a jeho derivací, používané při výpočtech prostřednictvím PMOT. Iteračním způsobem bylo stanoveno, že snížení derivace součinitele závěsového momentu o 20 % odpovídá snížení součinitele závěsového momentu o 25 % – což odpovídá snížení maximální síly v řízení o 25 % (tj. na 525 N, z původní hodnoty 700 N).

Pro dosažení tohoto procentuálního snížení řídicí síly, bylo třeba stanovit vhodnou výchylku kombinované plošky $\tau_{p \max}$ vzhledem k výchylce směrového kormidla. Hodnota výchylky směrového kormidla δ_{sk} pro kritické podmínky letu odpovídala 23 °. Na základě výpočtů bylo stanoveno, že pro dosažení 25 % snížení řídicí síly bylo třeba $\tau_{p \max} = 8^\circ$.

Na základě potřebné výchylky kombinované plošky bylo dále navrženo konstrukční řešení kombinované plošky, kdy pohyb odlehčovací plošky je řešen kinematickou vazbou plošky ke kýlové ploše. Dosažení potřebné výchylky je dáno rameny kinematické vazby. Funkce vyvažovací plošky je zajištěna vřazením elektromechanické vzpěry pro pohon vyvažovací plošky do táhla náhonu odlehčovací plošky.

Součástí práce byl také ideový návrh případné úpravy konstrukce směrového kormidla a návrh náhonu kombinované plošky.

Zadaný problém bylo možné řešit i jiným způsobem – například samostatnou odlehčovací a vyvažovací ploškou SK. Lze však konstatovat, že řešení obsažené v této práci, kdy je ploška řešena jako kombinovaná, se jeví z hlediska nutné úpravy původní konstrukce směrového kormidla jako nejvýhodnější.

11. ZDROJE

- [1] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu II: Letové vlastnosti*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2011. ISBN 9788072047611.
- [2] ŠULŽENKO, M. N. *Konstrukce letadel*. Praha: Státní nakladatelství technické literatury, 1953.
- [3] HERZOG, Julian. LET Aircraft Industries operated Let L-410NG (reg. OK-NGA, cn 152820/2820) at ILA Berlin Air Show 2016. In: *Photography by Julian Herzog* [online]. [cit. 2020-06-26]. Dostupné z: <http://julianherzog.com/pages/imprint/>
- [4] Dornier Do.228 Tail. In: *Aeroprints.com* [online]. 2012 [cit. 2020-06-26]. Dostupné z: <http://www.aeroprints.com/>
- [5] CLELFORD, David James. Skybus de Havilland Canada DHC-6 Twin Otter G-CEWM. In: *Airplane pictures* [online]. 2008 [cit. 2020-06-26]. Dostupné z: <https://www.airplane-pictures.net/image15801.html>
- [6] CS-23 Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Aeroplanes, Certification Specification, European Union Safety Agency.
- [7] JAROCKÁ, Ivana, František PELIKÁN, Zdeněk ANČÍK, Yannick SCHNEIDER a Peter MAZÚCH. AIRCRAFT INDUSTRIES, A.S. *Certification Report: Flight characteristics of the L 410 NG airplane*. Kunovice, 2017. L410NG.Z031.VZ01/17.
- [8] PELIKÁN, František. AIRCRAFT INDUSTRIES, A.S. *ZGAP UVP-E20: Základní aerodynamické a geometrické podklady*. Kunovice, 2011. A-L410-E20-CR-2011-2.
- [9] FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. *Airplane Flying Handbook* [online]. 2016 [cit. 2020-06-26]. FAA-H-8083-38. Dostupné z: https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook/
- [10] PEŠÁK, Miroslav. AIRCRAFT INDUSTRIES, A.S. *Manévrovací zatížení SOP a zatížení SOP v případě vysazení jedné pohonné jednotky (zpřesněné řešení)*. Kunovice. A.2/78.P.
- [11] ZVĚŘINA, Ondřej, Vít POLÁCH a Jiří VLÁČIL. AIRCRAFT INDUSTRIES, A.S. *Structural analysis of the fin of the L410 NG airplane*. Kunovice, 2012. MOSTA.0334.A.S.TR.
- [12] ZVĚŘINA, Ondřej, Martina KADLECOVÁ a Jiří VLÁČIL. AIRCRAFT INDUSTRIES, A.S. *Strength check of the aft part of fuselage of the airplane L 410 NG with program STAUNO*. Kunovice, 2012. MOSTA.0320.A.S.TR.

12. PŘÍLOHY

V této kapitole jsou uvedeny příslušné přílohy, které byly vypracovány v rámci této práce.

12.1. PŘÍLOHA 1

Zdrojový kód vytvořený v prostředí MATLAB pro výpočet výchylky SK a odlehčovací plošky SK.

```
clc;
clear all;
%PART WHICH NEEDS TO BE FILLED IN MANUALLY:
filename = 'NACA0012.xlsx' %data import from Excel file (CONDITION: program is working correctly
for symmetric airfoils as NACA0012 etc.)
multiplier=760 %multiplier of unit airfoil (i.e. total length of airfoil in x-dir) UNITS: [mm]
disBE=660 %distance from hinge point (B) to trailing edge point (E) [mm]
disDEperp=110 %PERPENDICULAR distance from hinge point of tab (D) to trailing edge point (E)
[mm]
distAB=22%distance AB [mm]
distCD=60 %distance CD [mm]
max_theta_rudder=0.53 % maximum deflection of rudder in rads, note: max.deflection recommended
up to 30 degrees (i.e. 0.53 rad)
position_of_rudder=1 %for possitive rudder deflection = 1, otherwise degative rudder deflection

%NOTE: output of this program is Excel file in format: A1=theta_rudder (in degrees),
% B1=xA, C1=yA, D1=xB, E1=yB..... K1=yE, L1=angle_r_tab_deg

%%%%%%%%%%%%%%
%%

%calculating of airfoil thickness in AB area

Airfoil_matrix = xlsread(filename); %where first row (A1:A134) are x-coordinates of airfoil and second
are y-coordinates
Airfoil_real_size=(Airfoil_matrix)*multiplier;
OB=multiplier-disBE;
d=length(Airfoil_real_size);
for o=1:d
    if Airfoil_real_size(o,1)>OB
        half_of_thickness_OB=Airfoil_real_size(o,2);
        break
    else
        end
end

maxdistAB=half_of_thickness_OB; %maximum possible length AB
maxABallowed=maxdistAB-maxdistAB/5; %correction in case of: if user inserts distAB>maxdistAB
if distAB>maxdistAB
    distAB=maxABallowed
else distAB=distAB
end

%%%%%%%%%%%%%%
%%calculations for initial (neutral) position%%%%%%%%%%%%%%
%%calculation of thickness of airfoil in area of hinge D
tot_0D_perp=multiplier-disDEperp;
```

```

n=length(Airfoil_real_size);
for s=1:n
    if Airfoil_real_size(s,1)>tot_OD_perp
        half_of_thickness=Airfoil_real_size(s,2)
        break
    else
        end
end

tau_orig=atan(disDEperp/half_of_thickness); %initial angle XDE [rad]
DE=(disDEperp^2+half_of_thickness^2)^(1/2); %distance DE [mm]
CE=((distCD-half_of_thickness)^2+disDEperp^2)^(1/2); %distance CE [mm]
%calculations of AC length
h=distCD-half_of_thickness-distAB;
BD_perp=disBE-disDEperp;
AC=(h^2+BD_perp^2)^(1/2) %distance AC [mm]

%calculation of angle theta_initial (angle for neutral position of rudder)
theta_initial=atan(half_of_thickness/BD_perp); %initial angle DBX [rad]
BD=(half_of_thickness^2+BD_perp^2)^(1/2); %distance BD [mm]

%Definition of position of points of interest (ABCDE) NOTE: for fixed arm AB
xB=0; yB=0;
xA=0; yA=distAB;
step=0.01; %step for calculating deflections below
number_of_rows=max_theta_rudder/step+1; %number of rows of storing matrix
storing_matrix=zeros((max_theta_rudder/step+1),12); %initial matrix for storing all positions of points
ABCDE
n=0; %initial number for storing matrix

if position_of_rudder==1
    for theta_rudder=0:step:max_theta_rudder
        n=n+1;
        theta_instant=theta_rudder-theta_initial
        xD=(BD*(cos(theta_instant)));
        yD=(BD*(sin(theta_instant)));

        %%POSITION OF POINT C IS AN INTERSECTION OF CIRCLES WITH CENTRES IN POINTS A,
        D.
        syms x y
        eq_A_circ=(x-xA)^2+(y-yA)^2==(AC)^2;
        eq_D_circ=(x-xD)^2+(y-yD)^2==(distCD)^2;
        [x,y]=solve(eq_A_circ,eq_D_circ)
        if x(1,1)<xD
            xC=x(1,1);
            yC=y(1,1);
        else
            xC=x(2,1);
            yC=y(2,1);
        end

        %%POSITION OF POINT "E" IS AN INTERSECTION OF CIRCLES WITH CENTRES IN POINTS
        C, D.
        syms w z
        eq_C_circ=(w-xC)^2+(z-yC)^2==(CE)^2;
        eq_D_circ_UP=(w-xD)^2+(z-yD)^2==(DE)^2;
        [w,z]=solve(eq_C_circ,eq_D_circ_UP)
        if w(1,1)>xD
            xE=w(1,1);

```

```

    yE=z(1,1);
else
    xE=w(2,1);
    yE=z(2,1);
end

```

%POSITION OF POINT Xtab - for both - rudder deflection positive and negative - PART FOR CALCULATING AXES OF RUDDER AND TAB

```

xXtab=disDEperp/3; %
CXtab_perp=distCD-half_of_thickness;
DXtab_perp=half_of_thickness;
CXtab=(xXtab^2+CXtab_perp^2)^(1/2); %radius of circle CX
DXtab=(xXtab^2+DXtab_perp^2)^(1/2); %radius of circle DX
%calculation for case written above
syms Xw Xz
eq_CX_circ=(Xw-xC)^2+(Xz-yC)^2==(CXtab)^2;
eq_DX_circ=(Xw-xD)^2+(Xz-yD)^2==(DXtab)^2;
[Xw,Xz]=solve(eq_CX_circ,eq_DX_circ)
if Xw(1,1)>xD
    xXtab=Xw(1,1);
    yXtab=Xz(1,1);
else
    xXtab=Xw(2,1);
    yXtab=Xz(2,1);
end

```

%POSITION OF POINT Xrud - for both cases - motion of point Xrud is purely rotational around point B

```

xXtabrud=(BD_perp*(cos(theta_rudder)));
yXrud=(BD_perp*(sin(theta_rudder)));

```

%VECTOR OF LINE BXrud rudder down

```

vec_x_BXrud=xXtabrud-xB; %vector u1
vec_y_BXrud=yXrud-yB; %vector u2
vec_BXrud=[vec_x_BXrud,vec_y_BXrud]; % u(u1,u2)
s_vec_BXrud=(vec_x_BXrud^2+vec_y_BXrud^2)^(1/2); %vector magnitude 1

```

%VECTOR OF LINE XtabE rudder down

```

vec_x_XtabE=xE-xXtab; %vector u1
vec_y_XtabE=yE-yXtab; %vector u2
vec_XtabE=[vec_x_XtabE,vec_y_XtabE]; % u(u1,u2)
s_vec_XtabE=(vec_x_XtabE^2+vec_y_XtabE^2)^(1/2); %vector magnitude 2

```

```

dpv=dot(vec_BXrud,vec_XtabE); %dot(scalar) product of vectors
pvm=s_vec_BXrud.*s_vec_XtabE;%product of vector magnitudes

```

```

angle_rud_tab_rad=acos(dpv/pvm);
angle_rud_tab_deg=radtodeg(angle_rud_tab_rad);

```

%%%%%%%%PLOTING PART FOR RUDDER positive deflection%%%%%%%%%

```

subplot(1,2,1);
title('Motion of mechanism for rudder deflection +');
plot([xB xA],[yB yA],'bo-');hold on; %% arm BA
plot([xB xD],[yB yD],'bo-');hold on; %% arm BD
plot([xA xC],[yA yC],'bo-');hold on; %% arm AC
plot([xC xD],[yC yD],'bo-');hold on; %% arm CD
plot([xD xE],[yD yE],'bo-');hold on; %% arm DE
plot([xXtab xE],[yXtab yE],'mo-');hold on; %% axis of tab XtabE
plot([xB xXtabrud],[yB yXrud],'ro-');hold off; %% axis of rudder BXel

```



```

axis([-100 700 -400 400]); %%% NOTE: format: [-x +x -y +y]
grid on;
pbaspect([1 1 1]);
pause(0.1);
subplot(1,2,2);plot(radtodeg(theta_rudder),angle_rud_tab_deg,'bo');
xlabel('Angle of rudder [deg]');ylabel('Angle of tab [deg]');
axis([0 35 -35 35]);hold on;
grid on;
title('Angle between rudder and tab for rudder deflection +');

%%%%%STORING MATRIX DEFINITION
storing_matrix(n,1)=radtodeg(theta_rudder);
storing_matrix(n,2)=xA;
storing_matrix(n,3)=yA;
storing_matrix(n,4)=xB;
storing_matrix(n,5)=yB;
storing_matrix(n,6)=xC;
storing_matrix(n,7)=yC;
storing_matrix(n,8)=xD;
storing_matrix(n,9)=yD;
storing_matrix(n,10)=xE;
storing_matrix(n,11)=yE;
storing_matrix(n,12)=angle_rud_tab_deg;
end

else
for theta_rudder=0:step:max_theta_rudder
n=n+1;
theta_instant=-theta_rudder-theta_initial
xD=(BD*(cos(theta_instant)));
yD=(BD*(sin(theta_instant)));

%%POSITION OF POINT C IS AN INTERSECTION OF CIRCLES WITH CENTRES IN POINTS A, D.
syms x y
eq_A_circ=(x-xA)^2+(y-yA)^2==(AC)^2;
eq_D_circ=(x-xD)^2+(y-yD)^2==(distCD)^2;
[x,y]=solve(eq_A_circ,eq_D_circ)
if x(1,1)>xD
xC=x(1,1);
yC=y(1,1);
else
xC=x(2,1);
yC=y(2,1);
end

%%POSITION OF POINT E IS AN INTERSECTION OF CIRCLES WITH CENTRES IN POINTS
C, D.
syms w z
eq_C_circ=(w-xC)^2+(z-yC)^2==(CE)^2;
eq_D_circ_UP=(w-xD)^2+(z-yD)^2==(DE)^2;
[w,z]=solve(eq_C_circ,eq_D_circ_UP)
if w(1,1)>xD
xE=w(1,1);
yE=z(1,1);
else
xE=w(2,1);
yE=z(2,1);
end
end

```

%POSITION OF POINT Xtab - PART FOR CALCULATING AXES OF RUDDER AND TAB

```
xXtab=disDEperp/3; %
CXtab_perp=distCD-half_of_thickness;
DXtab_perp=half_of_thickness;
CXtab=(xXtab^2+CXtab_perp^2)^(1/2); %radius of circle CX
DXtab=(xXtab^2+DXtab_perp^2)^(1/2); %radius of circle DX
syms Xw Xz
eq_CX_circ=(Xw-xC)^2+(Xz-yC)^2==(CXtab)^2;
eq_DX_circ=(Xw-xD)^2+(Xz-yD)^2==(DXtab)^2;
[Xw,Xz]=solve(eq_CX_circ,eq_DX_circ)
if Xw(1,1)>xD
    xXtab=Xw(1,1);
    yXtab=Xz(1,1);
else
    xXtab=Xw(2,1);
    yXtab=Xz(2,1);
end
```

%POSITION OF POINT Xrud - motion of point Xrud is purely rotational around point B

```
xXtabrud=(BD_perp*(cos(-theta_rudder)));
yXrud=(BD_perp*(sin(-theta_rudder)));
```

%VECTOR OF LINE BXrud rudder up

```
vec_x_BXrud=xXtabrud-xB; %vector u1
vec_y_BXrud=yXrud-yB; %vector u2
vec_BXrud=[vec_x_BXrud,vec_y_BXrud]; % u(u1,u2)
s_vec_BXrud=(vec_x_BXrud^2+vec_y_BXrud^2)^(1/2); %vector magnitude 1
```

%VECTOR OF LINE XtabE rudder down

```
vec_x_XtabE=xE-xXtab; %vector u1
vec_y_XtabE=yE-yXtab; %vector u2
vec_XtabE=[vec_x_XtabE,vec_y_XtabE]; % u(u1,u2)
s_vec_XtabE=(vec_x_XtabE^2+vec_y_XtabE^2)^(1/2); %vector magnitude 2
```

```
dpv=dot(vec_BXrud,vec_XtabE); %dot(scalar) product of vectors
pvm=s_vec_BXrud.*s_vec_XtabE;%product of vector magnitudes
```

```
angle_rud_tab_rad=acos(dpv/pvm);
angle_rud_tab_deg=radtodeg(angle_rud_tab_rad);
```

%%%%%%%%PLOTING PART FOR RUDDER deflection negative%%%%%%%%%

```
subplot(1,2,1);
title('Motion of mechanism for rudder deflection -');
plot([xB xA],[yB yA],'bo-');hold on; %% arm BA
plot([xB xD],[yB yD],'bo-');hold on; %% arm BD
plot([xA xC],[yA yC],'bo-');hold on; %% arm AC
plot([xD xC],[yD yC],'bo-');hold on; %% arm CD
plot([xD xE],[yD yE],'bo-');hold on; %% arm DE
plot([xXtab xE],[yXtab yE],'mo-');hold on; %% axis of tab XtabE
plot([xB xXtabrud],[yB yXrud],'ro-');hold off; %% axis of rudder BXel
    axis([-100 700 -400 400]);
    grid on;
    pbaspect([1 1 1]);
    pause(0.1);
subplot(1,2,2);plot(radtodeg(theta_rudder),angle_rud_tab_deg,'bo');
xlabel('Angle of rudder [deg]');ylabel('Angle of tab [deg]');
axis([0 35 -35 35]);hold on;
grid on;
```



```
title('Angle between rudder and tab for rudder deflection -');
```

```
    %%%creating STORING MATRIX  
storing_matrix(n,1)=radtodeg(theta_rudder);  
storing_matrix(n,2)=xA;  
storing_matrix(n,3)=yA;  
storing_matrix(n,4)=xB;  
storing_matrix(n,5)=yB;  
storing_matrix(n,6)=xC;  
storing_matrix(n,7)=yC;  
storing_matrix(n,8)=xD;  
storing_matrix(n,9)=yD;  
storing_matrix(n,10)=xE;  
storing_matrix(n,11)=yE;  
storing_matrix(n,12)=angle_rud_tab_deg;  
    end  
end
```

```
storing_matrix  
xlswrite('Matrix_export.xlsx',storing_matrix)
```