

Vyšší odborná škola a Střední průmyslová škola dopravní, Praha 1, Masná 18  
Masná 18, 110 00 Praha 1

OBOR VZDĚLÁNÍ

**37-41-M/01 Provoz a ekonomika dopravy**

ZAMĚŘENÍ

**Letecká doprava**

# **MATURITNÍ PRÁCE**

**Problematika delta křídla a jeho využití v letectví**

TŘÍDA: **DL4**

ŠKOLNÍ ROK: **2025/2026**

**Rostislav Tvaroch**

## Shrnutí

Tuto maturitní práci jsem se rozhodl zpracovat do pěti hlavních bodů, rozdělené do více kapitol. v první kapitole popisují zejména vývoj delta křídla od svých úplných začátků a prvních zmínek o delta křídle. Zároveň v této kapitole popisují důležité pokusy, výtvořiny a pokrok ve vývoji delta křídla jak v předválečném a zejména v po válečném období 20. století. Dále navazují na novodobější pokusy o využití této koncepce, zejména v civilním letectví, a to přesněji s unikátním letadlem Concorde

V druhé kapitole se zaměřuji na aerodynamické vlastnosti delta křídla, jeho základní princip fungování, které následuje hned třetí kapitola popisující kladné a negativní fyzikální a aerodynamické vlastnosti s porovnáním s běžnou konstrukcí křídel.

V kapitole čtvrté se zaměřuji, jak už název napovídá na „praktické aplikace delta křídla“ a to zejména v dnešní době. Hlavním uživatelem této koncepce jsou vojenská letadla a jako příklad jsem zde uvedl Saab JAS 39, mimo toho ve čtvrté kapitole jsou popsány i různé modifikace a variace delta křídla, které se snaží eliminovat negativní vlastnosti klasického delta křídla.

Poslední pátá kapitola je zaměřena na nahlédnutí do budoucnosti delta křídla, a jeho moderních trendů, respektive moderních modifikací. Jako velkou kuriozitu jsem zde zmínil projekt Boom Overture, který se snaží o návrat nadzvukové rychlosti do civilního letectví, a delta křídlo je součástí tohoto projektu.

# Obsah

Úvod .....	1
1 Historický vývoj.....	2
1.1 Počátky koncepce.....	2
1.2 První teoretické návrhy Alexandra Lippsicha .....	5
1.2.1 Messerschmitt Me 163 „Komet“ .....	7
1.2.2 Technické údaje Messerschmittu Me 163 .....	8
1.3 Poválečné experimenty.....	8
1.3.1 XF-92/A .....	9
1.3.2 Technické údaje XF-92/A.....	11
1.3.3 Convair F-102 „Delta Dagger“ .....	11
1.3.4 Technické údaje F-102/A „Delta Dart“ .....	12
1.3.5 Concorde.....	13
1.3.6 Problémy a konec Concorde .....	15
1.3.7 Technické údaje Concorde .....	17
2 Aerodynamika .....	18
2.1 Vírové proudění/ Vortex lift .....	18
2.1.1 Vznik vztlaku .....	20
2.2 Význam šípovitosti .....	21
2.2.1 Úhel šípu křídla .....	22
3 Výhody a nevýhody .....	23
3.1 Režim letu ve transsonických a supersonických režimech letu.....	23
3.2 Konstrukce křídla.....	24
3.3 Vysoké úhly náběhu .....	25
3.4 Potíže s různými konfiguracemi delta křidel .....	26
4 Použití v civilním a vojenském letectví .....	27
4.1 Vojenské letouny .....	27
4.1.1 Saab JAS 39 Gripen .....	28
4.1.2 Technické údaje Saab JAS 39 Gripen.....	29
4.2 Variace delta křidel a modifikace .....	30
4.2.1 Bezocasá delta .....	30
4.2.2 Delta s ocasní plochou .....	31
4.2.3 Zkrácené delta křídlo .....	32

4.2.4	Dvojitá delta.....	33
4.2.5	Ogivální delta .....	34
5	Budoucnost delta křídla v letectví .....	35
5.1	Přední vodorovná řídicí plocha- „typ kachna“ .....	36
5.2	ACTE – Adaptive Compliant Trailing Edge .....	37
5.3	Boom Overture .....	38
5.3.1	Sonický třesk.....	39
5.3.2	Machův „cutoff“ .....	40
5.3.3	Symphony engine .....	40
5.3.4	Technické údaje Overture .....	41
	Závěr .....	42

Seznam použité literatury

Zdroje obrázků

## Seznam obrázků

Obrázek 1: Velké umění dělostřelectva .....	2
Obrázek 2: J.W. Dunne .....	3
Obrázek 3: První let D.1 .....	4
Obrázek 4: Kluzák Espenglaub E2 .....	5
Obrázek 5: Alexander Lippsich s kluzákem Storch .....	6
Obrázek 6: Me 163 B na základně Stargard .....	7
Obrázek 7: NACA .....	9
Obrázek 8: Charles Yeager s XF-92.....	10
Obrázek 9: XF-92 po předání letectvu .....	10
Obrázek 10: YF-102.....	12
Obrázek 11: Nákresy F-102.....	13
Obrázek 12: Havárie letu 4590 .....	16
Obrázek 13: Teploty Concorde při Mach 2 .....	17
Obrázek 14: Concorde v Praze 22.10. 1986.....	17
Obrázek 15: Příklad proudění u křídla s ostrou hranou 70°úhlem šípovitosti.....	18
Obrázek 16: Složená delta u Saab J35 Draken .....	19
Obrázek 17: Bernoulliho rovnice .....	20
Obrázek 18: Příklady křídel s různými úhlem šípovitosti.....	21
Obrázek 19: Různé úhly šípovitosti, v rámci různých druhů delta křídel.....	21
Obrázek 20: Model vlastnosti vzduchu v supersonické rychlosti na X-59 .....	23
Obrázek 21: Dassault Rafaele v porovnání s E/F-18 Super Hornet.....	24
Obrázek 22: Turecký Eurofighter Typhoon při vysokém AOA.....	25
Obrázek 23: Gloster Javelin .....	26
Obrázek 24: JAS 39 Gripen, ve službách brazilského letectva .....	29
Obrázek 25: JAS 39 Gripen, ve službách českého letectva .....	29
Obrázek 26: Variace a úpravy delta křídel .....	30
Obrázek 27: Bezocasá delta .....	30
Obrázek 28: Mirage III .....	31
Obrázek 29: Delta s ocasní plochou.....	31
Obrázek 30: Mig 21.....	31
Obrázek 31: Zkrácené delta křídlo.....	32
Obrázek 32: Eurofighter Typhoon.....	32

Obrázek 33: Dvojitá/ Složená delta.....	33
Obrázek 34: Saab J35 Draken .....	33
Obrázek 35: Ogivální delta.....	34
Obrázek 36: Concorde .....	34
Obrázek 37: Pilot Eurofighter Typhoon provádí zkoušku VOP.....	36
Obrázek 38: Model ohýbající se klapky .....	37
Obrázek 39: Prototyp Gulfstream III.....	38
Obrázek 40: F-18 Hornet, překonávající rychlost vzduchu .....	39
Obrázek 41: Model jevu od firmy Boom.....	40
Obrázek 42: Model motoru Symphony .....	41
Obrázek 43: Model finálního letoun Overture .....	41

## Seznam tabulek

Tabulka 1: Technické údaje Me 163.....	8
Tabulka 2: Technické údaje XF-92/A .....	11
Tabulka 3: Technické údaje F-102/A .....	12
Tabulka 4: Technické údaje Concorde.....	17
Tabulka 5: Technické údaje Saab JAS 39 .....	29
Tabulka 6: Technické údaje Overture.....	41

## Seznam zkratek

ACTE – Adaptive Compliant Trailing Edge

DLH – Deutscher *Luftsportverband* – nacistická plachtařská asociace

FAA – Federal Aviation Administration – Federální dozor nad letectvím v USA

ICAO – International Civil Aviation Organization – Mezinárodní organizace pro civilní letectví

JAS – *Jakt, Attak och Spaning* – stíhací, útočný a průzkumný

K/D – Kill to deaths ratio

NACA – Národní úřad pro podporu leteckého rozvoje – dnešní NASA

NATO – North Atlantic Treaty Organization – Severoatlantická aliance

RRG- *Rhön-Rossitten Gesellschaft*- plachtařská organizace

VOP – Vodorovná ocasní plocha



## Úvod

Téma Problematika delta křídla a jeho využití v letectví jsem si zvolil na základě dlouhodobého zájmu o konstrukční řešení letadel a jejich aerodynamické vlastnosti při vysokých rychlostech letu. Delta křídlo představuje specifickou koncepci nosné plochy, která se výrazně liší od klasických křidel s přímou či šípovou geometrií, a to jak z hlediska tvaru, tak z hlediska aerodynamického chování v různých letových režimech.

Z odborného hlediska je delta křídlo úzce spojeno s problematikou nadzvukového létání. Jeho geometrické uspořádání umožňuje příznivé rozložení tlaků, vysokou konstrukční tuhost a schopnost udržet stabilní proudění i při velkých úhlech náběhu. Klíčovou roli zde hraje vznik vírového proudění nad horní plochou křídla, které oddaluje odtržení proudu a umožňuje generování vzlaku i v letových režimech, kde by u konvenčních křidel již docházelo ke ztrátě vzlaku.

Volba tohoto tématu je dále motivována mým zájmem o problematiku dosažení extrémních letových rychlostí a o konstrukční kompromisy, které je nutné při návrhu vysokorychlostních letounů řešit. Delta křídlo se v tomto kontextu ukázalo jako jeden z klíčových konstrukčních prvků, jenž umožnil posouvání hranic maximální rychlosti, stability a ovladatelnosti v nadzvukové oblasti letu.

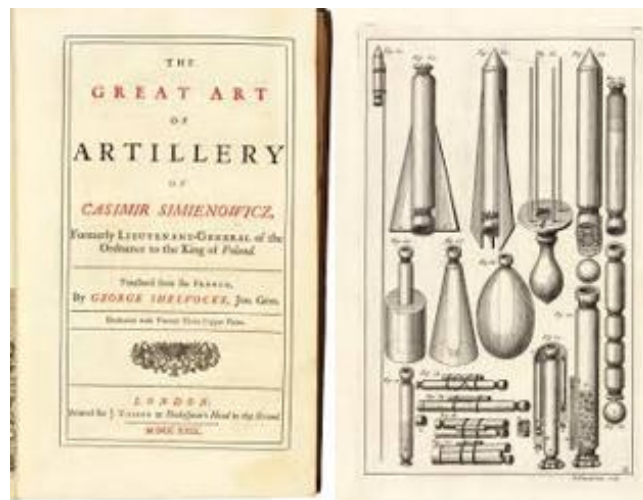
Cílem této maturitní práce je analyzovat principy fungování delta křídla z hlediska aerodynamiky a konstrukce, popsat jeho hlavní výhody a nevýhody a zhodnotit jeho praktické využití v letectví, se zaměřením na letouny určené pro vysokorychlostní a nadzvukový let.

# 1 Historický vývoj

## 1.1 Počátky koncepce

První zmínky o pokusech využití křidélek ve tvaru řeckého písmena delta ( $\Delta$ ), nám přicházejí již v 16. století. Přesněji v letech 1529-1556, kdy rakouský vojenský inženýr Conrad Haas popsal, ve svých pojednáních o raketových technologiích, teorii pohybu, vícestupňové raketě, míchání různých směsí paliv a představil návrh stabilizační plochy ve tvaru řeckého písmene delta ( $\Delta$ ). Ovšem na tehdejší dobu se jednalo pouze o experimenty s raketami, které jsou dnes známé jako zábavní pyrotechnika.

O necelých 200 let později, tyto plochy a jejich použití odborněji popsal Kazimierz Siemienowicz, Polsko-Litevský generál dělostřelectva, který publikoval „manuál“ *Artis Magnae Artilleriae pars prima* (Velké umění dělostřelectva). Ve kterém popisuje standardní design pro tvorbu raket, zápalných bomb a jiných pyrotechnických zařízení, přičemž velká část knihy popisuje právě užití stabilizačních ploch, připomínající tvar řeckého písmena  $\Delta$ , namísto vodících tyčí.



Obrázek 1: Velké umění dělostřelectva

Mezi první letadla, či zařízení schopné vyvozovat síly, nesoucí je v atmosféře z reakcí vzduchu, patřily kluzáky. První kluzáky se objevují koncem 19. a počátkem 20. století. Jeden z nejdůležitějších průkopníků je Angličan John William Dunne, který jako první použil tvar šípového křídla, pro konstrukci svého prvního kluzáku, který mohl být i poháněný motorovou jednotkou, D.1. zvolil šípovou konstrukci, což je hlavní kategorie delta křídla.

J. W. Dunne zvolil z velmi prostého hlediska. Jako mnozí jiní pionýři blízce pozoroval let ptáků, kterých křídla mají šípovitý tvar. Ovšem domníval se, že pro let musí mít letadlo vlastnost, dnes známou jako aerodynamická stabilita. Což je vlastně schopnost letadla udržet stabilní směr letu i přes změnu vnějších aerodynamických sil, jako například zapříčiněnou změnou směru a síly větru



Obrázek 2: J.W. Dunne

Materiál byl naprosto typický pro tehdejší dobu. Drak byl vyroben s dřevěných latí, které byly pokryté hedvábím. Podvozek tvořily dvě ližiny namontované pod spodním křídlem. Vzlet zajišťovala platforma s pomocnými kolečky, která se po vzletu odpojila a zůstala na zemi.

Plukovník John Capper byl Dunново blízký přítel a zároveň testovací pilot, který podnikl první testovací D.1 v červenci roku 1917, v Blair Athol blízko Skotské vysočiny. J. W. Dunne snažil dokázat výhody monoplánu, který by následně mohl dodávat Britské armádě, ovšem ta v této době projevila zájem o dvouplošníky, proto byl D.1 zkonstruován ve finále jako dvouplošník. Zároveň tehdy nebyl kladen tak velký důraz na důležitost vojenského letectví. Tento let byl první s pohonnou jednotkou, která byla provizorně namontována.

První let na první pohled vypadal výborně až na přistání, které bylo poněkud tvrdší, přesněji skončilo ve stěně kamenného plotu.

I přes tento zkažený pokus a odmítnutí od armády se však Dunne rozhodl pokračovat ve vývoji dalších kluzáků a letadel až do roku 1913, kdy mu jeho zdraví nedovolovalo nadále pokračovat v létání.

Obrázek 3: První let D.1

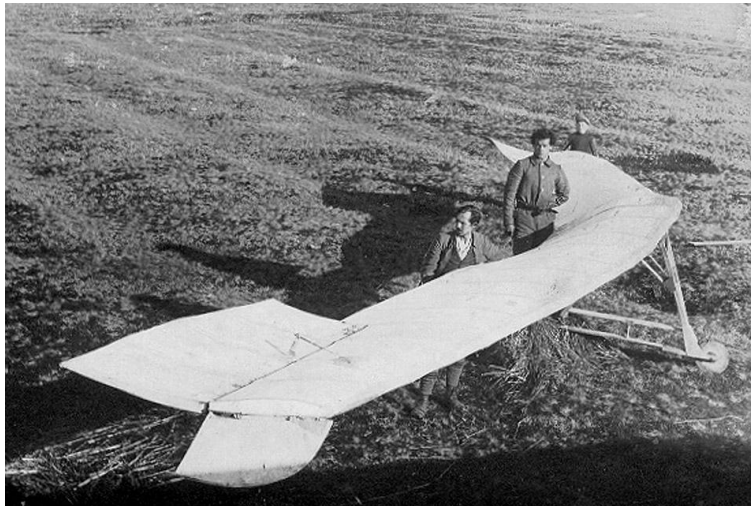


První koncepty vytvořených bezocasých letadel, které by měla praktické použití, byly vytvořeny německým, aeronautickým konstruktérem Alexandrem Lippichem. Které používaly tlustou trupovou konzoli s křídlem, bez jakýchkoliv ocasních ploch klasického uspořádání (tedy na konci trupu). Byl také první, který použil  $\Delta$  jako označení pro své konstrukce.

## 1.2 První teoretické návrhy Alexandra Lippischa

Alexander Lippisch, narozen 2. listopadu v Mnichově, započal své působení v aeronautice po návratu z 1. světové války, ve které působil jako letecký fotograf, ve firmě Zeppelin, která jako jedna z mála mohla pokračovat ve vývoji letecké techniky. Touto dobou objevil svůj zájem v bezocasých konstrukcích.

V roce 1921 tak tedy spolu s jeho přítelem Gottlobem Espenlaubem zkonstruovali první kluzák Espenglaub E-2, toto byl počátek rostoucí popularity Lippischovy konstrukcí, a proto byl navrhnut jako ředitel plachtařské organizace RRG (*Rhön-Rossitten Gesellschaft*), která zároveň měla zázemí pro další vývoj Lippischovy ideálů. Důkazem může být jeho kluzák Wien (Vídeň z německého překladu), který udělal rekord v přeletěné vzdálenosti a to 161 km, mezi horou Wasserkuppe a vesnicí Marktredwitz. Další úspěšný následovník byl Fafnir, pojmenován po mýtickém germánském draku, překonal rekord Wien o dalších 59 km, dohromady tedy kolem 220 km. Některým známým kluzákem je raketami poháněný kluzák Ente, který byl typický tím, že měl ocasní plochy usazené ve předu.



Obrázek 4: Kluzák Espenglaub E2

Velmi podstatným přínosem je také řada kluzáků/letadel Storch I – Storch IX (Čáp z německého překladu). Tyto kluzáky byly konstruovány od roku 1927. Mezi jejich nejčastějšími uživateli byla v tehdejší nacistická plachtařská asociace DLH (*Deutscher Luftsportverband*). Zejména díky své notorické šípovité konstrukci, blízce připomínající konstrukci  $\Delta$  křídel, která umožňovala delší setrvání ve vzduchu, obecně tedy delší dolet. Některé z nich umožňovaly namontování pohonné jednotky pro zvýšení doletu, popřípadě samostatného vzletu, pokud nebylo v aeroklubu jiné tažné letadlo.

Zkušenosti načerpané ze série Storch, vedli Alexandra Lippicha k vytvoření plně funkčního motorového letadla s delta křídly. Rozhodl se tedy tuto novou sérii letadel nazvat Delta. Ovšem z počátku tato série letadel byla opět kluzáková. Letadla Delta I – III byly čisté kluzáky, bez jakékoliv montáže pohonné jednotky. Čistě nekluzákové letadlo byla až Delta IV, kterou při úpravě třetí úpravě (nebo také úpravě C – Charlie), pojmenoval DFS 39. a následovala také Delta V, nebo také DFS 40.

Po těchto velmi zajímavých pokusech se Říšské ministerstvo letectví (*Reichsluftfahrtministerium*) rozhodlo Lippicha a jeho tým transferovat do továrny Messerschmitt v Augsburgu. Kde dostali za úkol vytvořit rychlý, agilní, a hlavně raketově poháněný stroj. Do roku 1940 Lippichův tým vytvořil prototyp DSF 194, který v též roce poprvé vzletěl a vytvořil tak základní stavební kámen pro Messerschmitt Me 163 „Komet“.



Obrázek 5: Alexander Lippich s kluzákem Storch

### 1.2.1 Messerschmitt Me 163 „Komet“

Toto známé, německé stíhací letadlo nasazované během 2. světové války. Bylo jediným a prvním, operačně nasazeným bezocasým letounem poháněným raketovým motorem, překračující rychlost 1000 km/h. Na druhou stranu pohonná jednotka byla schopná udržet plný výkon přibližně 10 minut, následně došlo palivo. Bylo vyrobeno přibližně 300, ovšem jeho K/D (Kill to deaths ratio) bylo přibližně 1/1. Ve výsledku můžeme říct, že moc bojově efektivní nebyl.



Obrázek 6: Me 163 B na základně Stargard

### 1.2.2 Technické údaje Messerschmittu Me 163

Osádka	1 pilot
Rozpětí-Délka-Výška	9,33 m – 5,70 m – 2,75 m
Nosná plocha	18,5 m <sup>2</sup>
DOW	1905 kg
MTOW	4310 kg
Pohonná jednotka:	1× raketový motor Walter HWK 109-509 A-2
Max. rychlost	960 km/h ve výšce 3000 m
Dostup	12 100 m
Dolet	8–12 minut
Vnitřní výzbroj	2× 30mm kanón MK108 (60 nábojů/zbraň) v kořenech křídla

Tabulka 1: Technické údaje Me 163

### 1.3 Poválečné experimenty

Když spojenecké armády na jaře 1945 postupovaly do Německa, byly zabaveny zprávy o výzkumu delta křídla. Lippisch i jeho kluzák padli do rukou Spojenců na konci války. Po válce vyhlásilo USAAF (Letectvo armády spojených států) soutěž o nový supersonický letoun. Schopný dosáhnou výšky 15 km a rychlostí překračující hranici rychlosti zvuku. Delta křídlo se ukázalo jako dobré řešení.

Výzkum v aerodynamickém tunelu NACA (Národní úřad pro podporu leteckého rozvoje – dnešní NASA) nezávisle potvrdil potenciál delta křídla při vysokých rychlostech. Inženýři ve společnosti Consolidated-Vultee (Tehdejší název pro Convair), kteří navrhovali stíhací letoun XF-92, se o delta křídlo zajímali. Konference s Lippischem je přesvědčily, že delta křídlo by fungovalo.

Letadlo Consolidated-Vultee Model 7002 bylo postaveno jako létající maketa pro zkoumání chování delta křídla při nízkých a vysokých podzvukových rychlostech pro navrhovaný stíhací letoun XF-92 s delta křídlem. Poháněno náporovým motorem s malými raketami uvnitř spalovací komory by se jednalo o pilotovanou střelu země-vzduch s krátkým doletem, maximální rychlostí 1,65 Macha a dobou letu 5,4 minuty ve vysoké nadmořské výšce. Motor XF-92 byl brzy shledán nepraktickým a projekt byl v roce 1948 zrušen. Konstrukteři se tedy rozhodly Model 7002 vybavit radiálním proudovým motorem Allison J33, který měl tento problém s výdrží a doletem vyřešit.



Obrázek 7: NACA

### 1.3.1 XF-92/A

Přestože program XF-92 skončil, model 7002 byl stále používán k testování. Letoun byl dodán na leteckou základnu Muroc v Kalifornii. Zkušebním pilot, společnosti Consolidated-Vultee, Sam Shann, provedl první let 18. září 1948 a první testovací fáze započala. Po posledním letu 26. srpna 1949 byl letoun předán letectvu k testování druhé fáze s notorickým pilotem, majorem Charlesem E. „Chuckem“ Yeagerem. Letadlu bylo přiděleno označení XF-92/A sériové číslo 49-692.

Lety druhé testovací fáze byly prováděny piloty letectva, aby se zjistilo, zda letadlo splňuje smluvní specifikace. První let druhé fáze provedl Yeager 13. října 1949. Testy byly dokončeny posledním letem 28. prosince 1949, který provedl major Frank Everest. Testy XF-92A fáze I a II byly u konce, ale v následujících třech letech byl letoun příležitostně používán. Jednalo se především o testy výkonu letounu a jeho motoru J33, které zkoušely Yeager a Everest. Letadlo bylo také používáno k seznamovacím letům dalšími piloty letectva. Letectvo dokončilo testy s XF-92/A v únoru 1953 a předalo letadlo NACA.

NACA požívala letadlo pouze k dalšímu testování chování letadla jak v subsonických, tak supersonických rychlostech. Scott Crossfield byl vybrán jako testovací pilot NACA a dle jeho slov „s tím nikdo nechtěl létat“. XF-92 označil jako „ubohou létající nestvůru“. Crossfield absolvoval v období od 9. dubna 1953 do 14. října 1953 s letounem XF-92/A celkem 25 letů. Prvních 13 letů bylo věnováno datům o statické podélné stabilitě, dynamické stabilitě, směrovému řízení, podélné a příčné stabilitě a řízení při nízkých rychlostech. Po nich následovalo 10 letů k testování různých konfigurací přepážek křídel. Plotové přepážky křídel byly navrženy tak, aby omezovaly tendenci letadel se šípovým křídlem ke klopení při nízkých rychlostech a v zatáčkách. Prvních šest letů bylo provedeno rychlostmi pod Mach 1.

Crossfield také podnikl dva nízko rychlostní kloněné lety bez plotových přepážek křídel. Oba se uskutečnily 14. října 1953. Když XF-92/A po druhém letu přistál na dně vyschlého jezera, které bylo používáno jako testovací runway, se při zatáčení z dráhy se příďový podvozek zhroutil. Crossfield nebyl zraněn, ale XF-92/A už nikdy nelétal. Letectvo následně darovalo XF-92/A Univerzitě Jihu v Sewanee v Tennessee. Letadlo bylo v roce 1969 převezeno do Muzea letectva, kde je dodnes vystaveno.



Obrázek 8: Charles Yeager s XF-92



Obrázek 9: XF-92 po předání letectvu

### 1.3.2 Technické údaje XF-92/A

Osádka	1 pilot
Rozpětí-Délka-Výška	9,53 m – 12,93 m – 5,38 m
Nosná plocha	21,37 m <sup>2</sup>
DOW	4125 kg
MTOW	6810 kg
Pohonná jednotka:	1 × proudový motor Allison J33
Max. rychlost	1054 km/h ve výšce 10 700 m
Dostup	15 470 m
Dolet	45 minut

Tabulka 2: Technické údaje XF-92/A

### 1.3.3 Convair F-102 „Delta Dagger“

V roce 1954, nyní už samostatně fungující USAF (letectvo spojených států), vyhlásilo další soutěž pojmenovanou „1954 Ultimate Interceptor“, nebo také WS-201. Zadání bylo tentokrát výrazně jednodušší. Letadlo by mělo být schopné fungovat jako záchytný stíhač, schopný nasazení v jakémkoliv počasí, se výkonným radarem a schopnost používat rakety vzduch-vzduch.

Díky předchozí zkušenosti s XF-92/A, se odpověď od konstruktérů z Convairu dostavila velice rychle. Byl to YF-102, který měl očekávání jako jistý adept na splnění požadavků. První let byl proveden 23. října 1953, po devíti dnech testování vysadil při vzletu motor a letoun krátce po rotaci havaroval. Druhý prototyp dostal povolení k dalšímu testování až po třech měsících. Druhý prototyp se setkal již od začátku s problémy. Jedním z těch významných byla neschopnost dosáhnout rychlosti zvuku a udržení supersonického letu, kvůli designu, který nepočítal s Whitcombovo pravidlem ploch.

V roce 1951, popsal Richard T. Whitcomb chování supersonického vzduchu na trupu letadla. Vzduch se začne v nadzvukové rychlosti chovat jako nestlačitelná kapalina, což znamená, že pokud těleso má velkou příčnou a podélnou plochu, působí na něj větší vlnový odpor. To znamená že, spoj mezi křídlem a trupem musí být plynule navazující, aby nedošlo ke „skokovým“ zvětšení plochy, a následného zesílení rázových vln, které vedou k zvýšení odporu, většímu tepelnému ohřevu a zpomalení letadla.

Souběžně s tímto úsilím bylo křídlo také přepracováno tak, aby bylo tenčí a zároveň širší. Náběžná hrana byla přetvarována do kuželovitého „sklonění“ (droopu) s vrcholem u kořene křídla, což zlepšilo ovladatelnost při nízkých rychlostech. Protože toto sklonění zůstávalo uvnitř rázového kužele náběžné hrany, byl nárůst odporu při nadzvukových rychlostech minimální.

Jako řešení konstruktéři provedli zúžení a zešíření křídel, trup byl tvarován dle Whitcombova pravidla do tvaru „láhve od Coca-Cola“. Tato řešení dodala dostatečné zlepšení výkonů na to, aby USAF udělilo povolení k produkci, která vedla k produkční smlouvě, podepsané v Březnu roku 1954. Od této chvíle bylo YF-102 zbaveno stavu prototypu (zbaveno písmena Y) a začalo být označované jako F-102.

Operačně nasazované do leteckých perutí bylo nasazováno až od roku 1956. Convair vyrobil na 1000 kusů, z toho 889 bylo označeno jako F-102/A a zbylých 111 byly trénovací verze TF-102.

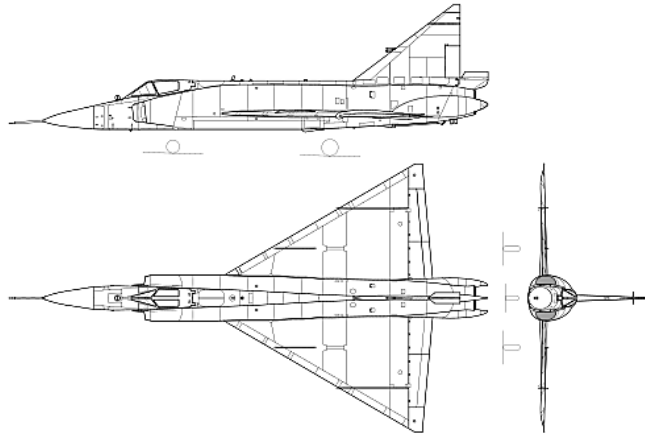
#### 1.3.4 Technické údaje F-102/A „Delta Dart“

Osádka	1 pilot
Rozpětí-Délka-Výška	11,61 m – 20,83 m – 6,46 m
Nosná plocha	64,6 m <sup>2</sup>
DOW	8777 kg
MTOW	14280 kg
Pohonná jednotka:	1× proudový motor Pratt & Whitney J57
Max. rychlost	1304 km/h ve výšce 12 190 m
Dostup	16 275 m
Dolet	2175 km
Výzbroj	AIM-4, AIM-26, MK4-FFAR

Tabulka 3: Technické údaje F-102/A



Obrázek 10: YF-102



Obrázek 11: Nákresy F-102

### 1.3.5 Concorde

Po několika úspěšných pokusech o vytvoření použitelného letadla s delta křídlem, schopné letět nad hranicí rychlosti zvuk, ve vojenském letectví, by bylo zásadní chybou nezmínit jediné civilní supersonické letadlo, které také využívalo delta křídla, přesněji ogivální delta křídlo.

Concorde byl anglo-francouzský nadzvukový dopravní letoun, společně vyvinutý a vyráběný firmami Sud Aviation a British Aircraft Corporation. Výzkum civilní nadzvukové dopravy začal již v první polovině 50. let, kdy se ukázalo, že klasické koncepce křidel nejsou schopny nabídnout přijatelný kompromis mezi podzvukovými a nadzvukovými letovými režimy. v roce 1962 byl mezi Spojeným královstvím a Francií podepsán mezivládní traktát, který formálně zahájil společný program Concorde. Původně odhadované náklady ve výši 70 milionů liber byly v průběhu vývoje výrazně překročeny.

Stavba šesti prototypů byla zahájena v roce 1965 a první let se uskutečnil 2. března 1969 z Toulouse. Certifikaci letové způsobilosti získal Concorde ve Francii v říjnu 1975 a ve Spojeném království v prosinci téhož roku. Do pravidelného provozu vstoupil 21. ledna 1976 u společností Air France a British Airways.

Z konstrukčního hlediska šlo o mimořádně pokročilý letoun. Concorde měl úzký trup se sezením čtyři vedle sebe pro 92 až 128 cestujících, sklopný nos pro zajištění výhledu při vzletu a přistání, a především ogivální delta křídlo, které bylo klíčovým prvkem celého návrhu. Pohon zajišťovaly čtyři proudové motory Rolls-Royce/Snecma Olympus 593 s přídavným spalováním a proměnnou geometrií vstupů vzduchu, nezbytnou pro stabilní chod motorů v nadzvukovém letu. Letoun byl vyroben převážně z hliníkových slitin a stal se prvním dopravním letadlem s analogovým systémem fly-by-wire.

Ogivální delta křídlo představovalo zásadní odklon od klasického rovného delta tvaru. Jeho plynule zakřivená náběžná hrana umožňovala stabilnější chování letounu v širokém rozsahu rychlostí. Při nízkých rychlostech a vysokých úhlech náběhu vytvářelo křídlo silné a zároveň stabilní víry na horní ploše, které zvyšovaly vztlak bez náhlého přetažení. Tyto víry se u ogiválního tvaru tvořily postupně od kořene ke koncům křídla, což vedlo k plynulejšímu nárůstu vztlaku, lepší ovladatelnosti a nižším přistávacím rychlostem než u klasických delta křídel.

Další zásadní výhodou ogiválního křídla byla stabilnější poloha centra tlaku. U běžných delta křídel se centrum tlaku výrazně posouvá s rychlostí a úhlem náběhu, což vyžaduje velké vyvažovací momenty a zvyšuje odpor. Zakřivený půdorys ogivální delty tento posun výrazně omezoval, takže vztlaková síla zůstávala blíže těžišti letounu v podzvukovém i nadzvukovém letu. To bylo zvláště důležité u Concorde, kde se poloha těžiště během letu měnila aktivním přečerpáváním paliva.

V nadzvukovém režimu přinášelo ogivální křídlo také nižší vlnový odpor. Jeho tvar lépe odpovídal pravidlu ploch (area rule) a vedl k plynulejšímu vytvoření rázových vln, což minimalizovalo nárůst odporu v oblasti kolem Mach 2. Concorde tak mohl dlouhodobě letět nadzvukovou rychlostí s relativně přijatelnou spotřebou paliva a absolvovat přibližně 75 % transatlantické trasy v režimu supercruise.

Díky této kombinaci aerodynamických vlastností dokázal Concorde zkrátit dobu letu mezi Evropou a Severní Amerikou zhruba na polovinu oproti podzvukovým letounům. Rázové vlny však omezovaly nadzvukový let nad pevninou, takže jeho provoz byl soustředěn především na trasy nad oceány.

### 1.3.6 Problémy a konec Concorde

Vývoj Concorde byl provázen značnými technickými i ekonomickými problémy a celkové náklady do poloviny 70. let přesáhly 1,5 miliardy liber. Přestože se původně očekávaly stovky objednávek, jedinými provozovateli zůstaly Air France a British Airways a celková produkce dosáhla pouze 20 kusů včetně prototypů. Provoz byl definitivně ukončen v roce 2003. Provoz Concorde však narážel na řadu omezení a problémů, které výrazně ovlivnily jeho ekonomickou i praktickou využitelnost. Kromě vysoké spotřeby paliva a citlivosti na cenu ropy šlo především o hlukovou zátěž při vzletu a přistání, způsobenou použitím přídavného spalování, a o sonické třesky, které prakticky znemožňovaly nadzvukový let nad pevninou. To omezilo provoz téměř výhradně na transoceánské trasy a znemožnilo vytvoření hustší sítě linek.

Dalším provozním problémem byly vysoké nároky na údržbu. Letoun pracoval v extrémních teplotních podmínkách – při letu rychlostí Mach 2 se povrch draku zahříval až na přibližně 120 °C, což vedlo k teplotní roztažnosti konstrukce, únavě materiálu a nutnosti častých kontrol. Motory Olympus 593, původně odvozené z vojenských aplikací, vyžadovaly intenzivní servis a jejich hlučnost i emise postupně přestávaly vyhovovat zpřísňujícím se předpisům.

Specifickým omezením byla také malá kapacita cestujících v kombinaci s vysokými provozními náklady. Ekonomika provozu byla udržitelná pouze díky vysokým cenám letenek a silné státní podpoře, přičemž letoun nebyl schopen flexibilně reagovat na výkyvy poptávky. Concorde byl rovněž citlivý na počasí a vyžadoval dlouhé a kvalitní vzletové a přistávací dráhy, což dále zužovalo počet vhodných letišť.

Konečný útlum provozu urychlila havárie letu Air France 4590 v roce 2000, po níž došlo k dlouhodobému uzemnění flotily a k nákladným konstrukčním úpravám. v kombinaci se stárnutím letounů, rostoucími náklady na údržbu a zpřísňujícími se bezpečnostními a ekologickými požadavky byl provoz Concorde definitivně ukončen v roce 2003. Přesto Concorde zůstává jedním z nejvýznamnějších technických úspěchů civilního letectví a jeho ogivální delta křídlo je dodnes považováno za klíčový prvek, který umožnil praktickou realizaci nadzvukového dopravního letounu.

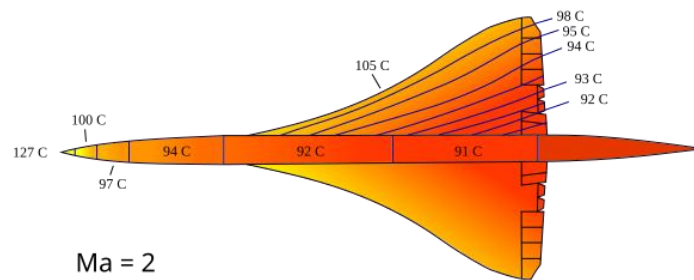


*Obrázek 12: Havárie letu 4590*

### 1.3.7 Technické údaje Concorde

Osádka	2 piloti, 1 palubní mechanik + Cabin crew
Rozpětí-Délka-Výška	25,6 m – 61,66 m – 12,2 m
Nosná plocha	358,25 m <sup>2</sup>
DOW	78 700 kg
MTOW	185 070 kg
Pohonná jednotka:	4× proudový motor Olympus 593
Max. rychlost	2 179 km/h ve výšce 17 500 m
Dostup	18 300 m
Dolet	7220 km
Kapacita	92-120 cestujících

Tabulka 4: Technické údaje Concorde



Obrázek 13: Teploty Concorde při Mach 2

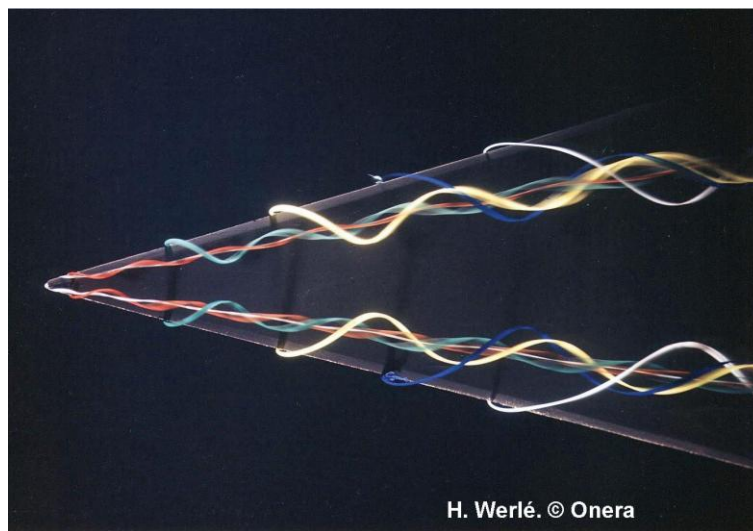


Obrázek 14: Concorde v Praze 22.10. 1986

## 2 Aerodynamika

### 2.1 Vírové proudění/ Vortex lift

Vírové proudění, také známé jako vortex lift, je specifický aerodynamický jev, který se běžně vyskytuje u křídel s vysokou šípovitostí a ostrou náběžnou hranou, typicky u delta křídel. Jak již bylo zmíněno, základním principem vírového proudění je odtržení proudu vzduchu na náběžné hraně. Proudnice nejsou schopny kopírovat ostrou hranu a okamžitě se oddělují, přičemž šípovitost způsobuje rotaci víru směrem k povrchu křídla. Tyto víry se táhnou podél horní plochy až k odtokové hraně.



Obrázek 15: Příklad proudění u křídla s ostrou hranou 70°úhlem šípovitosti

Vznikající vír má kuželovitý tvar, přičemž osa je orientovaná zhruba rovnoběžně s náběžnou hranou. Směrem k odtokové hraně křídla se průměr zvětšuje a jeho jádro se vzdaluje od povrchu křídla. Dvnitř víru jsou nasávány rovnice vzduchu, které jsou následně urychlovány, což popisuje Bernoulliho rovnice. Uvnitř víru, tedy v jádře, proudí vzduch vysokou obvodovou rychlostí, což vede k snížení statického tlaku, což vede nepřímou úměrou k zvýšení dynamického tlaku a ten vede k vytvoření podtlaku v jádře. Vytvoření podtlaku, tedy vztlaku, tak způsobuje že se letoun „nasává“ k jádru vortexu.

Je důležité zmínit že tyto vortexy jsou stabilní. Tato stabilita vyplívá z rovnováhy mezi odstředivými silami rotujícího proudu a tlakem okolního proudění. Díky tomu můžou vortexy přetrvávat a poskytovat tak vztlak i pod vysokými úhly náběhu. Stabilitu také zajišťuje postupné rozšiřování vortexu.

Vír se zvětšuje proto, že při postupu víru po křídle ztrácí vortex rotační energii a není do něj přidáván nový rotační moment. Vír také přitahuje okolní vzduch, čímž dochází k turbulentnímu míchání, a tak k pozvolnému úbytku energie. Tím je způsobena snížená rotační rychlost, což vede k „zvětšování“ kuželu. Tento jev se anglicky nazývá *entrainment*.

K rozpadu víru dochází v moment, kdy je úhel náběhu moc velký, nebo kdy rotační rychlost poklesne natolik, že vír není schopný udržet svojí vlastní strukturu. Vír se následně zhroutí do chaotického víření, které je vysoce nestabilní a dochází tak ke ztrátě vztlaku a říditelnosti. v bodě, kde k tomuto jevu dojde, říkáme místo rozpadu. Jeho posun je přímo závislý na rychlosti rotačního proudění. Respektive, čím menší rychlost, tím více se místo rozpadu posune k náběžné hraně, tím méně vztlaku vír na křídle vytvoří.

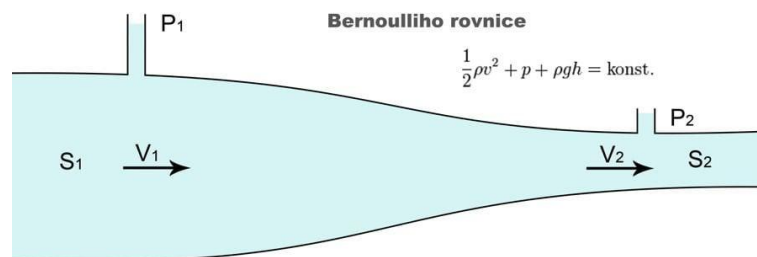
Tomu to jevu se dá zabránit například zvětšením šípovitosti, jako například u složené delty, kdy využíváme většího i menšího úhlu šípovitosti. Přičemž menší úhel vytváří více menších a stabilnějších vírů. Jako například u letadla SAAB J35 Draken.



Obrázek 16: Složená delta u Saab J35 Draken

### 2.1.1 Vznik vztlaku

Vznik vztlaku se může zdát jako velmi jednoduché téma, ovšem u delta křídla tomu tak není. Jak již bylo zmíněno, dochází zde k obvykle nežádoucímu efektu, který není běžně žádoucí, a tím je oddělení proudu od náběžné hrany což pod vyšším úhlem náběhu vytváří vírové proudění, také známe jako vortex-lift. Tento efekt je u běžných křídla nežádoucí, z principu víme, že běžný profil křídla využívá stabilního lineárního proudění na horní straně křídla, nebo také „sací“ straně, pro tvorbu vztlaku na základě cirkulace vzduchu a Bernoulliho rovnice tak, jak je obecně známo. Nicméně tyto dva principy nám do tvorby vztlaku u delta křídla vstupují v platnost odlišným způsobem.

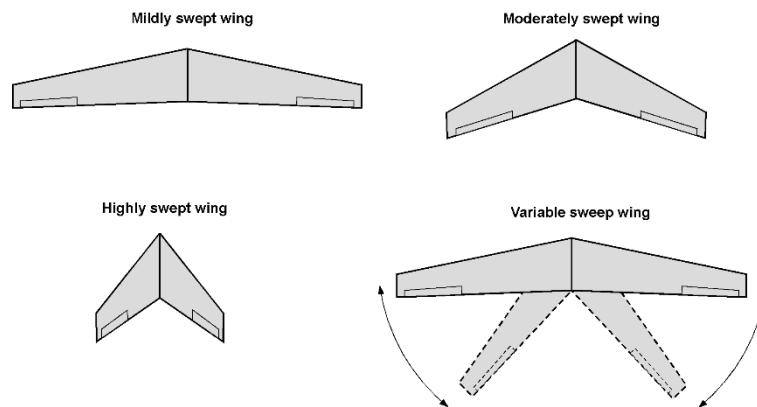


Obrázek 17: Bernoulliho rovnice

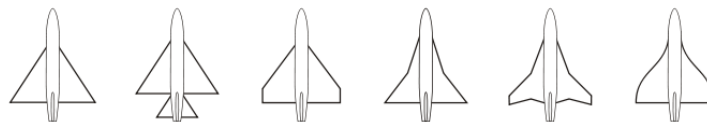
## 2.2 Význam šípovitosti

Šípovitost představuje jeden ze nejdůležitějších geometrických parametrů ovlivňující aerodynamické vlastnosti letounu, a to zejména v konfiguraci delta křídel. U tohoto typu křídla slouží jako prostředek ke snížení vlnového odporu při vysokých rychlostech, určuje charakter vzniku vírového proudění a celkového rozložení vztlaku při různých letových režimech.

Při proudění kolem křídla s ostrou náběžnou hranou dochází k řízenému odtržení proudů, což u není běžně žádoucí efekt. Toto odtržení přispívá k vytváření vírového proudění, a právě velikost šípovitosti rozhoduje o stabilitě a intenzitě těchto vírů, a o poloze centra vzniku vztlaku, a tím i o celkovému aerodynamickému chování letounu.



Obrázek 18: Příklady křídel s různými úhly šípovitosti



Obrázek 19: Různé úhly šípovitosti, v rámci různých druhů delta křídel

### 2.2.1 Úhel šípů křídla

Při vysoké šípovitosti, typicky větší  $60^\circ$ , má proudění výraznou rovnoběžnou složku k náběžné hraně křídla. Díky tomu se vírové proudění po délce křídla stabilizuje a zůstává tak více „přísátý“ k povrchu a k odtržení dochází až v zadních částech křídla. Vysoká šípovitost také oddaluje vznik rázových vln, což umožňuje snížení vlnového odporu, vznikajícího při transsonických a supersonických rychlostech.

Současně však má i své nevýhody. Nejzásadnější nevýhodou je nízký účinek křídla při nižších rychlostech, například u vzletu a přistání, kdy vírové proudění není tak silné a dochází k dřívějšímu odtržení a následnému rozpuštění / rozpadu víru. Proto letouny s vysokým úhlem šípovitosti potřebují vyšší rychlosti pro vzlet, nebo vyšší úhly náběhu. Vysoká šípovitost také zvyšuje konstrukční složitost křídla a může tak vést k většímu ohybovému namáhání nosné struktury.

Při šípovitosti nulové či nižší, se nevýhoda vysokého úhlu stává výhodou. Proudění má, při nižších rychlostech, menší tendenci k výraznému oddělování, vírové struktury jsou slabší, ale proudění je celkově stabilnější a rovnoměrnější. To vede k příznivějším vlastnostem při vzletu a přistání, nižším pádovým rychlostem a lepší ovladatelnosti při malých rychlostech. Nižší šípovitost rovněž zjednodušuje konstrukci křídla a snižuje nároky na pevnostní dimenzování.

Nevýhodou menší šípovitosti je však omezená schopnost vytvářet stabilní vírové proudění při vyšších úhlech náběhu. Při větším zatížení se víry snadno rozpadají a dochází k dřívějšímu přechodu do přetažení. To omezuje použitelnost takového křídla v režimech vyžadujících vysokou manévrovatelnost nebo let při velkých úhlech náběhu.

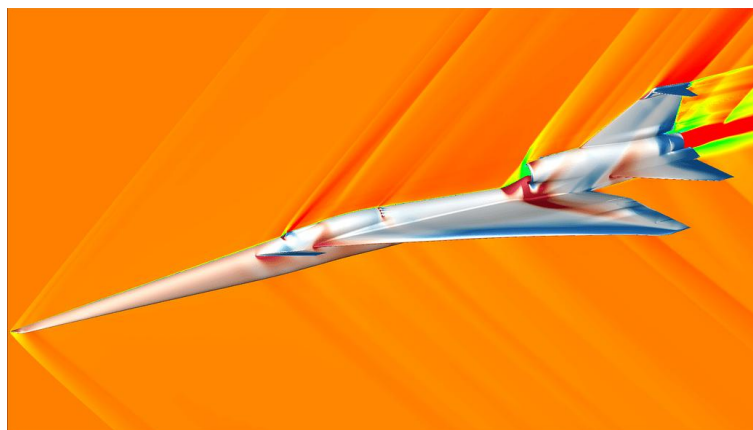
### 3 Výhody a nevýhody

#### 3.1 Režim letu ve transsonických a supersonických režimech letu

Jednou z nejzásadnějších výhod delta křidel, je usnadnění letu v nadzvukové rychlosti, tedy v poměru rychlosti šířením zvuku hodnoty Machova čísla. Při transsonickém a supersonickém jevu se vlastnosti vzduchu mění oproti běžnému supersonickému.

Molekuly vzduchu se při supersonickém letu nestíhají oddělovat, a tak nestihnou obtéct profil křídla. Proto se začnou shromažďovat před náběžnou hranou a začnou vytvářet vlnu, tak vzniká známý vlnový odpor. z počátku se první vlna vytvoří na horní straně křídla, kde běžně vzduch proudí rychleji z principu Bernoulliho rovnice. Pokud se letoun přiblíží k rychlosti zvuku, na horní straně se vytvoří supersonická vlna. Tato vlna je však posunuta za odtokovou hranu v moment, kdy vzduch proudící před náběžnou hranou dosáhne supersonických rychlostí a vlna se začne formovat před náběžnou hranou.

V tento moment vzniká zmiňovaný vlnový odpor, který na to, aby ho letoun překonal, musí vyvinout větší tah. Kromě vlnového odporu, se také v supersonických rychlostech zvedá i statický tlak, který vede ke zvyšování statické teploty. Tlak se navýší díky zvýšenému tření vzduchu o profil křídla. Vlastnosti vzduchu v supersonické rychlosti, díky „shromáždění molekul“ a zvýšené rychlosti proudění, připomínají vlastnosti vody.



Obrázek 20: Model vlastnosti vzduchu v supersonické rychlosti na X-59

### 3.2 Konstrukce křídla

Delta tvar křídla poskytuje největší celkovou plochu křídla (generující užitečný vztlak) s velmi nízkým zatížením křídla na jednotku plochy, což umožňuje vysokou manévrovatelnost a výdrž draku letadla. Protože delta platforma nese celou délku letadla, musí konstruována mnohem pevněji než šípové křídlo, kde se nosník setkává s trupem daleko před těžištěm. Delta křídlo bude obecně pevnější než podobné šípové křídlo a také bude mít mnohem větší vnitřní objem pro palivo a další úložné prostory.

Nicméně nevýhodou je velká komplikovanost řídicích ocasních ploch, vyjma delty s ocasní plochou. Tím že delta křídlo je prakticky samo-křídlo, není tak důvodu proč vytvářet ocasní plochy. To znamená že je potřeba sloučit říditelnost klopení, tedy výškové kormidlo, a klonění (křídélka) do jedné ovládací plochy. Což může vést k zakomponování více komplikovaných a citlivých řídicích a ovládacích jednotek, které musí zvládnout převést pilotův input na ovládací plochy a které se samozřejmě můžou pokazit například poškozením z boje.



Obrázek 21: Dassault Rafale v porovnání s E/F-18 Super Hornet

### 3.3 Vysoké úhly náběhu

Další výhodou je, že s rostoucím úhlem náběhu generuje náběžná hrana křídla vír neboli vortex, který dodává proudění rotační energii a dává deltě velmi vysoký úhel pádu. Normální křídlo postavené pro použití při vysokých rychlostech je obvykle nebezpečné při nízkých rychlostech, ale v tomto režimu se delta mění do režimu vztlaku na základě víru, který generuje.

Nevýhodami, zejména výraznými u starších konstrukcí bezocasých delta křídel, je ztráta celkového dostupného vztlaku způsobená zvednutím odtokové hrany křídla nebo kormidelních ploch (což je požadováno pro dosažení dostatečné stability) a vysoký indukovaný odpor tohoto typu křídla s nízkým poměrem stran.

To způsobuje, že letadla s delta křídly v zatáčkách velmi rychle „ztrácejí“ energii, což je nevýhoda ve vzdušném manévrovém boji. Způsobuje to také snížení vztlaku při vzletu a přistání, dokud není dosaženo správného úhlu náběhu, což znamená, že hlavní podvozek musí být pevnější než u konvenčního křídla.



Obrázek 22: Turecký Eurofighter Typhoon při vysokém AOA

### 3.4 Potíže s různými konfiguracemi delta křídel

Konfigurace typu „canard-delta“, tedy letouny s vodorovnými ocasními plochami typu kachna, trpí menším posunem středu vztlaku s rostoucím Machovým číslem než konfigurace typu delty s ocasní plochou. Proto vyžaduje silnější křídlo, aby poskytovala řídicí vstupy, které „canard“ poskytuje méně účinně než ocas.

Při použití ocasních ploch do tvaru písmene T, jako u Gloster Javelinu, by velké delta křídlo mohlo vést ke katastrofálním jevům, kdy při vysokých úhlech náběhu křídlo blokovalo proudění vzduchu nad ocasem a letadlo by se stalo neovladatelným, jelikož ocasní plochy byly nepoužitelné v rozvířeném proudu.



Obrázek 23: Gloster Javelin

## 4 Použití v civilním a vojenském letectví

### 4.1 Vojenské letouny

Praktické využití delta křidel v dnešní době je velmi značné zejména u vojenských letadel, a to hned z několika důvodů. Jedním z nich je nadzvuková rychlost. Schopnost nadzvukového letu je naprosto nezbytnou součástí, jelikož zkracuje čas cesty k cíli, popřípadě v leteckých soubojích je to výhoda pokud „jsem rychlejší než nepřítel“. Pilot je tak schopný vytvářet lepší a výhodnější podmínky pro následující střet s nepřítelem.

Velkým plusem je schopnost pracovat s vysokými úhly náběhu. Většina leteckých soubojů se bez zatáček nestane, proto je značnou výhodou mít letoun schopný zatáčet velmi ostré zatáčky a mít tak menší poloměr otáčení než nepřítel. Samozřejmě že zde platí zmíněná negativa, jako například rychlá ztráta energie.

Další výhodou může být velikost, díky většímu objemu a ploše, mohou být letouny celkově menší, ale jejich letová výdrž může být stejná jako větší letouny bez delta křidel, díky využití prostor v křídlech pro umístění palivových nádrží.

Nicméně ve finále rozhodnutí o tom, zdali mít ve výzbroji letoun s koncepcí delta křídla či nemít je na posouzení jednotlivých zemí a jejich ministerstev, které sami vyhodnotí a zváží všechny klady a zápory jednotlivých letounů a jejich konstrukčních vlastností. Velká většina Evropy se však shoduje na kladech delta křidel a pro to ve většině zemí Evropské Unie, NATO a některých zemí po celém světě, se ve výzbrojích armád vyskytují letouny jako Dassault Rafale, Eurofighter Typhoon a Saab JAS 39 Gripen.

#### 4.1.1 Saab JAS 39 Gripen

JAS 39 Gripen vznikl jako projekt, pro švédské letectvo, pro náhradu stárnoucích J35 Draken a J37 Viggen. Projekt začal během 90. let 20. století společností Saab, stejně jako u předešlých typů. Přičemž zkratka JAS znamená *Jakt, Attak och Spaning*, což v překladu znamená stíhací, útočný a průzkumný. Byl vyvinut tak aby jeho obsluha potřebovala minimum personálu a aby byl schopný operovat i ze silničních cest, což se ve finále podařilo.

Víceúčelový bojový letoun JAS 39 Gripen, je jednomístný, jednomotorový středoplošník s jednoduchým delta křídlem a plně stavitelným plovoucím křídlem (přední vodorovnou ocasní plochou – aerodynamické uspořádání typu "kachna"), se šípovou směrovou řídicí plochou a tříkolovým hydraulicky zatahováním podvozkem. Podvozek je přizpůsoben pro start a přistání na zkrácených VPD včetně úseků dálnic a upravených travnatých ploch záložních letišť. Letoun je charakteristický přirozenou (úmyslnou) nestabilitou, která ve spojení s trojnásobně zálohovaným elektroimpulzním řídicím systémem (Fly-by-Wire), elektronickým ovládáním řídicích ploch a hydraulickými aktuátory v prvním řídicím obvodu s možností analogového nouzového řízení, celkovou aerodynamickou koncepcí, malými rozměry a nízkou hmotností zaručuje vynikající obratnost a snadnou ovladatelnost ve všech režimech letu v celém rozsahu rychlostí v různých výškách.

V České republice slouží Gripen od roku 2004 a to v reakci na nutnost modernizace stavu letectva AČR a její stárnoucí Mig 21 a Mig 29, od té doby má Česká republika v pronájmu 14 kusů od švédského letectva. Mezi další uživatele patří již zmíněné Švédsko, ale také Maďarsko, Brazílie, Thajsko a také Jihoafrická republika.

#### 4.1.2 Technické údaje Saab JAS 39 Gripen

Osádka	1-2 pilot (v závislosti na konfiguraci)
Rozpětí-Délka-Výška	8,4 m – 14,1 m – 4,5 m
Nosná plocha	30,0 m <sup>2</sup>
DOW	6 800 kg
MTOW	14 000 kg
Pohonná jednotka:	1× proudový motor Volvo Aero RM 12
Max. rychlost	1400 km/h u hladiny moře, 2 204 km/h
Dostup	16 500 m
Dolet	3200 km, včetně přídavných nádrží

Tabulka 5: Technické údaje Saab JAS 39



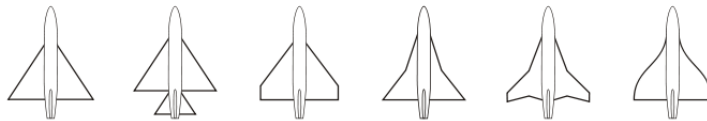
Obrázek 24: JAS 39 Gripen, ve službách brazilského letectva



Obrázek 25: JAS 39 Gripen, ve službách českého letectva

## 4.2 Variace delta křídel a modifikace

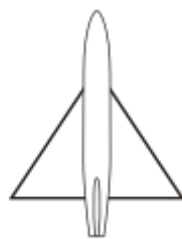
Variace delta křídel vznikly z velmi prostého důvodu. Jako každý jiný letoun, mají i letouny s delta křídly své problémy. Mimo problémů to mohou být i jiné výkonnostní požadavky. Nicméně od doby prvního letounu s delta křídly se do dnešní doby objevilo mnoho variant delta křídla a úprav delta křídla, které se řeší výkonnostní požadavky, nebo problémy spojené s aerodynamickými vlastnostmi, kterými trpí konvenční delta křídlo.



Obrázek 26: Variace a úpravy delta křídel

### 4.2.1 Bezocasá delta

Bezocasé delta křídlo je jednou z neklasičtějších forem deltového uspořádání a typicky se používá u letadel určených pro vysoké a nadzvukové rychlosti. Díky absenci samostatné vodorovné ocasní plochy má letoun menší aerodynamický odpor, což přispívá k lepším výkonům při vysokých Machových číslech. Konstrukce je relativně jednoduchá a pevná, protože celé zatížení nese jedno velké křídlo, což umožňuje efektivní rozložení sil a vysokou strukturální pevnost. Nevýhodou je horší stabilita a ovladatelnost při nízkých rychlostech, zejména při vzletu a přistání, protože chybí klasická ocasní plocha, která by pomáhala s vyvážením letounu. Jedním z hlavních představitelů této variace je Mirage III.



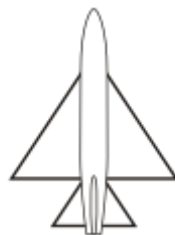
Obrázek 27: Bezocasá delta



Obrázek 28: Mirage III

#### 4.2.2 Delta s ocasní plochou

Tento typ kombinuje výhody delta křídla s výhodami klasického ocasního uspořádání. Přidání vodorovné ocasní plochy výrazně zlepšuje podélnou stabilitu a řízení letounu při nízkých rychlostech, což usnadňuje vzlet, přistání i manévrování. Díky tomu může být letoun bezpečnější a lépe ovladatelný v širším rozsahu letových režimů. I když přítomnost ocasních ploch mírně zvyšuje odpor a konstrukční složitost, přínos v podobě lepší kontroly letu často převáží, zejména u víceúčelových nebo cvičných letounů. Jedním z hlavních představitelů této variace je Mikojan Gurevič 21 (Mig 21).



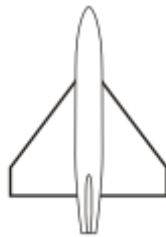
Obrázek 29: Delta s ocasní plochou



Obrázek 30: Mig 21

### 4.2.3 Zkrácené delta křídlo

Tento typ kombinuje výhody delta křídla s výhodami klasického ocasního uspořádání. Přidání vodorovné ocasní plochy výrazně zlepšuje podélnou stabilitu a řízení letounu při nízkých rychlostech, což usnadňuje vzlet, přistání i manévrování. Díky tomu může být letoun bezpečnější a lépe ovladatelný v širším rozsahu letových režimů. I když přítomnost ocasních ploch mírně zvyšuje odpor a konstrukční složitost, přínos v podobě lepší kontroly letu často převáží, zejména u víceúčelových nebo cvičných letounů. Jedním z nejznámějších představitelů je například Eurofighter Typhoon.



Obrázek 31: Zkrácené delta křídlo



Obrázek 32: Eurofighter Typhoon

#### 4.2.4 Dvojitá delta

Dvojitá delta, nebo také složená delta, se vyznačuje tím, že vnitřní část křídla má větší šípovitost než část vnější. Toto řešení výrazně zlepšuje aerodynamické vlastnosti při vysokých úhlech náběhu, protože umožňuje vznik stabilních vírových proudů nad křídlem, které zvyšují vztlak. Díky tomu je letoun lépe ovladatelný při nízkých rychlostech a při manévrech s vysokým přetížením. Zároveň si zachovává dobré vlastnosti při vysokých rychlostech, což z této konfigurace činí velmi univerzální řešení používané například u moderních stíhacích letounů. Jedním z hlavních představitelů této variace je již zmiňovaný Saab J35 Draken.



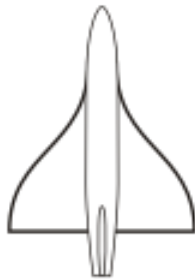
Obrázek 33: Dvojitá/ Složená delta



Obrázek 34: Saab J35 Draken

#### 4.2.5 Ogivální delta

Dvojitá delta se vyznačuje tím, že vnitřní část křídla má větší šípovitost než část vnější. Toto řešení výrazně zlepšuje aerodynamické vlastnosti při vysokých úhlech náběhu, protože umožňuje vznik stabilních vírových proudů nad křídlem, které zvyšují vztlak. Díky tomu je letoun lépe ovladatelný při nízkých rychlostech a při manévrech s vysokým přetížením. Zároveň si zachovává dobré vlastnosti při vysokých rychlostech, což z této konfigurace činí velmi univerzální řešení používané například u moderních stíhacích letounů. Jedním z hlavních představitelů této variace je také již zmiňovaný Concorde.



Obrázek 35: Ogivální delta



Obrázek 36: Concorde

## 5 Budoucnost delta křídla v letectví

Vývoj delta křídla v letectví se v posledních desetiletích zaměřoval na to, jak vytvořit letoun dosahující co největších výkonů a rychlostí, dnešní výzkum se ale stále víc a víc zaměřuje snížení spotřeby, dopadu na životní prostředí a zejména na optimalizaci aerodynamiky.

V tomto kontextu zůstává delta křídlo i nadále důležitým konstrukčním prvkem i přes to, že se jeho podoba a využití postupně mění. Moderní výpočetní metody, pokročilé materiály a nové výrobní technologie umožňují navrhovat tvary, které překonávají omezení klasických konstrukcí.

Delta křídlo se tak nejen u vojenských letounů, ale i bezpilotních prostředků, experimentálních zdrojů a koncepcí budoucích supersonických letadel.

## 5.1 Přední vodorovná řídicí plocha- „typ kachna“

Mezi modifikace letounů s delta křídlem patří přidání přední vodorovné ocasní plochy, a to z velmi prostého důvodu. z počátků letectví se používal tento typ jako hlavní zdroj stability a říditelnosti, jelikož bylo jednodušší umístit tyto plochy před sebe, než je zakomponovat do hlavního křídla, přičemž by se posunulo centrum těžiště a centr vztlaku. Můžeme to zpozorovat u prvního letu bratří Wrightů a jejich prvního letu 17. prosince 1903.

Posunem času se ukázalo delta křídlo i jeho nedostatky. VOP „typu kachna“, také známé jako Canards, řeší problematiku posunu centra působení vztlaku dozadu. Jelikož delta se v zadní části rozšiřuje, je tak větší prostor pro proudění a tvorbu vztlaku. Tudíž se letounům „zvedá“ zadní část více než přední. Canardy tento problém řeší svojí vlastní plochou která taktéž slouží jako plocha pro tvorbu vztlaku a také slouží jako orgán říditelnosti a stability. Říditelnost poskytuje pouze pokud je Canard pohyblivý jako u Eurofighter Typhoon. Nevýhodou je vzniklý rozvířený vzduch, který dále proudí na hlavní křídlo, které s tímto rozvířeným vzduchem není schopno plnit 100 % svojí funkci.



Obrázek 37: Pilot Eurofighter Typhoon provádí zkoušku VOP

## 5.2 ACTE – Adaptive Compliant Trailing Edge

Experimentální letecký výzkumný projekt ACTE (Adaptive Compliant Trailing Edge) byl společným úsilím NASA a Výzkumné laboratoře amerického letectva, jehož cílem bylo zjistit, zda pokročilé flexibilní vztlakové klapky na odtokové hraně křídla mohou zlepšit aerodynamickou účinnost letadla a zároveň snížit hluk v oblasti letiště generovaný během vzletů a přistání.

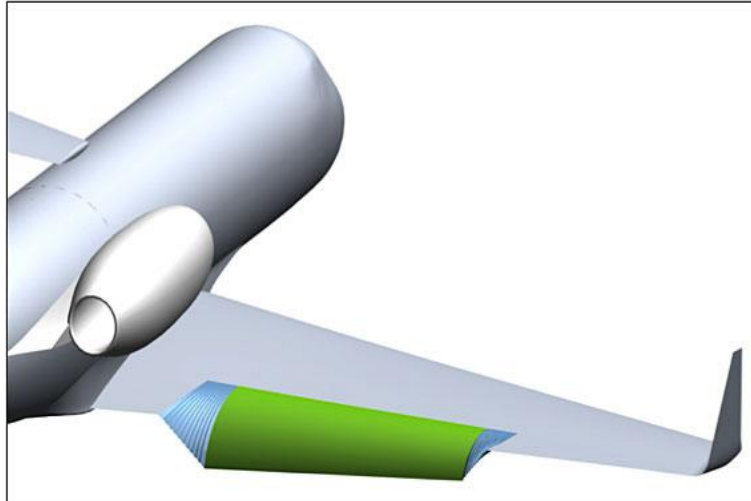
Experiment byl proveden na upraveném business letadle Gulfstream III G-III, které bylo přestavěno na testovací laboratoř pro aerodynamický výzkum v Armstrongově výzkumném středisku NASA v Edwardsu v Kalifornii.

Projekt ACTE nahradil obě konvenční 5,6 metru dlouhé hliníkové klapky letounu G-III pokročilými klapkami, které mění tvar a tvoří souvislé, ohybatelné povrchy. Flexibilní klapky jsou vyrobeny z kompozitních materiálů patentovaných společností FlexSys Inc.

Když jsou konvenční klapky spuštěny, mezi přední hranou a boky klapky a povrchem křídla vznikají mezery. Klapky ACTE byly bez mezer díky bezešvému a flexibilnímu těsnění mezer. Vylepšená klapka eliminovala hlavní zdroj hluku v draku letadla. Takové bezmezerové klapky jsou při vysunutí tišší než konvenční klapky: během vzletu, přiblížení a přistání. Projekt ACTE byl v souladu s cíli projektu Environmentally Responsible Aviation (ERA) v rámci programu Integrated Systems Research Program ředitelství pro výzkum letectví NASA. Toto úsilí společně financovalo ředitelství a Výzkumná laboratoř letectva.



Obrázek 38: Model ohýbající se klapky



Obrázek 39: Prototyp Gulfstream III

### 5.3 Boom Overture

Boom Overture je supersonický letoun vyvíjený společností Boom Technology, který údajně má být schopný udržovat režim konstantní rychlosti kolem Mach 1.7. První koncept tohoto letadla firma vydala v roce 2016, kdy po několika náčrtcích a dřevěných modelech, představila design schopný nést 50 cestujících.

Firma se původně snažila dosáhnout Machu 2.2, ovšem to by znamenalo potřebu silnějších motorů, které by nemusely splňovat zvukové omezení 4. třídy, dle ICAO Annexu 16, ve kterém je v dnešní době velká většina konkurenčních letadel, jako např. Airbus A320 Family, či řada Boeingu 737.

V 7. října 2020 veřejně odhalila společnost Boom svůj, demonstrační letoun XB-1 „Baby Boom“, na Mohavském letišti v Kalifornii, kde provedli několik testů ve větrném tunelu. Po úspěšném testování bylo rozhodnuto o výstavbě „supertovárny“ v Greenboro, v Severní Karolíně. Místo bylo vybráno zejména díky příznivým vztahům mezi zakladatelem Blake Scholla a senátorem Royem Cooperem. Což umožní vytvořit pro obyvatele nových 2400 pracovních pozic.

V květnu 2024 XB-1 provedla svůj první let a jelikož Overture měl být původně trijet (podobně jako např. MD-11) ukázalo se, že horní motor a pře designovaná ocasní plocha by vytvářela velké množství škodlivého odporu. Proto bylo rozhodnuto o přepracování na čtyřmotorový letoun, který zároveň usnadňuje údržbu. Na rozdíl od Concorde však budou motory rozmístěné samostatně, než jako „box“ o dvou motorech. Tento design byl naposledy použit u B-58 Hustler, který byl schopný zvládnout i Mach 2.

Další problém přišel již v roce 2017 kdy FAA a ICAO pracovalo na povolení supersonických letů nad obydlenou zemí, jelikož supersonické lety generují tzv. sonické třesky. Na tyto třesky existuje však velmi jednoduché řešení ve formě tzv. Machova „cutoffu“.

### 5.3.1 Sonický třesk

Sonický třesk je zvukový jev, který vzniká při letu letadla rychlostí vyšší, než je rychlost zvuku. Když se letoun pohybuje podzvukovou rychlostí, zvukové vlny se šíří před ním a okolní vzduch se stihne „uhnout“. Jakmile ale letadlo dosáhne rychlosti zvuku a překročí ji, vzduch už nestačí změny tlaku předávat dopředu. Zvukové vlny se začnou hromadit a vytvoří se rázová vlna, která se šíří od letounu směrem k zemi. Toto šíření pak připomíná tvar kužele tzv. Machův kužel

Tato rázová vlna je vnímána jako hlasitý třesk nebo série dunivých úderů, kterým se říká sonický třesk. Nejde o jednorázový zvuk vznikající v určitém okamžiku, ale o nepřetržitý jev doprovázející celý let nadzvukového letadla. Pozorovatel na zemi slyší třesk ve chvíli, kdy rázová vlna projde jeho polohou.

Intenzita sonického třesku závisí na výšce letu, rychlosti letadla, jeho tvaru a hmotnosti. Čím je letoun větší a letí níže, tím silnější je tlaková vlna dopadající na zem. Právě kvůli tomuto jevu jsou nad pevninou nadzvukové lety běžně omezeny nebo zakázány, protože sonický třesk může způsobovat rušení obyvatel i drobné škody na budovách



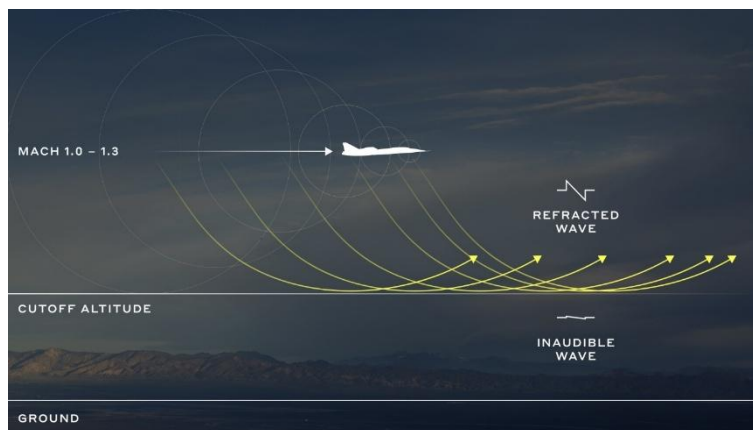
Obrázek 40: F-18 Hornet, překonávající rychlost vzduchu

### 5.3.2 Machův „cutoff“

Machův cutoff je jev, při kterém se rázová vlna sonického třesku nedostane až k zemi, i přes to že letadlo letí supersonickou rychlostí.

K tomuto jevu odhází při letech ve vysokých výškách, kdy hlavní příčinou je změna rychlosti šíření vzduchu, která je závislá na okolní teplotě a zmíněné výšce. Ve velkých výškách je totiž vzduch chladnější, a tak se šíří pomaleji. Pokud letadlo letí ve správně výšce, rázová vlna natolik „zpomalí“, až se ohne směrem vzhůru a rozptýlí se dříve, než by zasáhla povrch.

Proto je tento jev jeden z klíčových principů, které umožňují supersonické lety nad obydlenou pevninou.



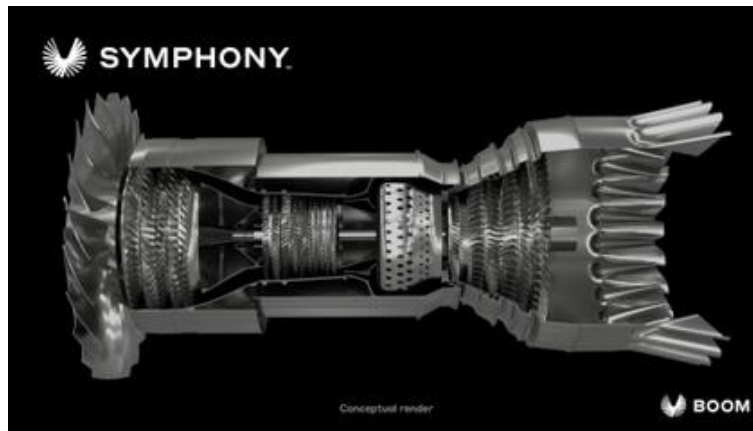
Obrázek 41: Model jevu od firmy Boom

### 5.3.3 Symphony engine

Již v roce 2016 projevil zájem aerolinky jako Japan Airlines, United Airlines a American Airlines, každý s individuálním počtem kolem 15 až 20 kusů, s možností další koupě. Nicméně od všech aerolinek přicházeli dotazy na náklady na palivo, které byly u Concorde jedny z důvodů, proč už dnes nelétá.

Poté co se firma rozhodla kontaktovat výrobce Rolls-Royce, Pratt-Whitney a General Electric, dostala od všech výrobců jasně najevo, že k vytvoření dvouproudových turbofanových motorů, schopných vytvářet dohromady přes 160 000 liber tahu bez použití přídavného spalování, by bylo potřeba ohromných kapitálových financí. Proto se firma rozhodla spojit s firmou Kratos, která jako jediná byla ochotná ve spojení s firmou Boom vyrábět motory Symphony.

V roce 2025 již začala výroba klíčových komponentů a testování samotných motorů by mělo začít probíhat na testovacím letišti v Coloradu, už v roce 2026.



Obrázek 42: Model motoru Symphony

### 5.3.4 Technické údaje Overture

Osádka	2 piloti + Cabin crew
Rozpětí-Délka	32 m-61 m
MTOW	181 241 kg
Pohonná jednotka:	4× turbofan Boom Symphony
Max. rychlost	1 805 km/h ve výšce 60 000 ft
Dostup	60 000 ft
Dolet	7 870 km
Kapacita	50-60 cestujících

Tabulka 6: Technické údaje Overture



Obrázek 43: Model finálního letoun Overture

## Závěr

Nutno říct, že hodnocení výsledné maturitní práce není mojí starostí. Nicméně pokud mi byla tato možnost udělena, zhodnotil bych jí jako velice zajímavou, leč dlouhou. Tvorba práce mi osobně přišla velmi přínosná, jelikož mi dala možnost zjištění hlubších informací ohledně problematiky, která se mě osobně velice líbí, jak bylo zmíněno v úvodu, již od mých mladých let.

Můj hlavní cíl, popsat problematiku delta křídla jeho využití v letectví se z mého úhlu pohledu, zdánlivě podařilo. Samozřejmě domnívám se, že má práce není dokonalá, nicméně množství práce, času a úsilí věnované této problematice, jistě přineslo alespoň nějaké výsledky.

Na závěr bych chtěl poděkovat všem, kteří mi byli ochotní pomoci s tvorbou a úpravou mé maturitní práci. Můj hlavní zdroj výpomoci zastupuje vedoucí mé práce Ing. Jan Říha, který svými znalostmi a poznatky dokázal zformulovat veškeré myšlenkové pochody a nejasně předané informace do více srozumitelné a jednoznačné struktury.



## Seznam použité literatury

### *Historie delta křídla*

#### Webové zdroje

- BROOKLANDS MUSEUM. *Concorde* [online]. Brooklands Museum [cit. 2026-01-25]. Dostupné z: <https://www.brooklandsmuseum.com/discover/concorde/>
- *Convair F-102 Delta Dagger* [online]. Wikipedia [cit. 2026-01-25]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Convair\\_F-102\\_Delta\\_Dagger](https://en.wikipedia.org/wiki/Convair_F-102_Delta_Dagger)
- *J.W. Dunne*. Online. 2026. Dostupné z: [https://grokipedia.com/page/J. W. Dunne](https://grokipedia.com/page/J._W._Dunne). [cit. 2026-01-25].
- LIPPISCH, Alexander. *Alexander Lippisch* [online]. Wikipedia [cit. 2026-01-25]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org>
- Messerschmitt Me 163B Komet – Fact Sheet *Messerschmitt Me 163B Komet* [online]. National Museum of the United States Air Force, 2026 [cit. 2026-01-25]. Dostupné z: <https://www.nationalmuseum.af.mil/Visit/Museum-Exhibits/Fact-Sheets/Display/Article/196267/messerschmitt-me-163b-komet/>
- NASA. *XF-92A and the Delta Wing* [online]. Washington, DC: NASA [cit. 2026-01-25]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/aeronautics/xf-92a-delta-wing/>
- NATIONAL MUSEUM OF THE UNITED STATES AIR FORCE. *Convair F-102A Delta Dagger* [online]. Dayton (OH): NMUSAF [cit. 2026-01-25]. Dostupné z: <https://www.nationalmuseum.af.mil/Visit/Museum-Exhibits/Fact-Sheets/Display/Article/198057/>
- NATIONAL MUSEUM OF THE UNITED STATES AIR FORCE. *Convair XF-92A* [online]. Dayton (OH): NMUSAF [cit. 2026-01-25]. Dostupné z: <https://www.nationalmuseum.af.mil/Visit/Museum-Exhibits/Fact-Sheets/Display/Article/195760/>
- NATIONAL MUSEUM OF THE UNITED STATES AIR FORCE. *F-102 Armament* [online]. Dayton (OH): NMUSAF [cit. 2026-01-25]. Dostupné z: <https://www.nationalmuseum.af.mil/Visit/Museum-Exhibits/Fact-Sheets/Display/Article/197477/>
- SIEMIENOWICZ, Kazimierz. *Artis Magnae Artilleriae* [online]. Science History Institute [cit. 2026-01-25]. Dostupné z: <https://sciencehistory.org>

- SKYbrary. *Concorde* [online]. SKYbrary Aviation Safety [cit. 2026-01-25]. Dostupné z: <https://skybrary.aero/aircraft/conc>
- SKYbrary. *Concorde accident near Paris, 2000* [online]. SKYbrary Aviation Safety [cit. 2026-01-25]. Dostupné z: <https://skybrary.aero/accidents-and-incidents/conc-vicinity-paris-charles-de-gaulle-france-2000>

#### PDF / knihy

- NASA. *Probing the Sky* [pdf]. Washington, DC: NASA, 2015.
- NASA. *Dryden Flight Research Center – Fact Sheet FS-080* [pdf]. NASA, 2021.
- NASA. *Historical Overview of Delta Wing Research* [pdf]. NASA NTRS, 1993. Dostupné z: [https://archive.org/details/NASA\\_NTRS\\_Archive\\_19930085777](https://archive.org/details/NASA_NTRS_Archive_19930085777)

#### **Aerodynamické principy delta křídla**

#### Webové zdroje

- DILL, Karel. *Konstrukční řešení letadel – díl 3* [online]. Czechairliners.net [cit. 2026-01-25]. Dostupné z: <https://www.czechairliners.net/index.php/archiv-clanku-1/1116-konstrukcni-reseni-letadel-dill-3.html>
- REICHL, Jaroslav. *Bernoulliho rovnice* [online]. Fyzika J. Reichl [cit. 2026-01-25]. Dostupné z: <http://fyzika.jreichl.com/main.article/view/125-bernoulliho-rovnice>
- *Vortex lift – delta wing* [online]. YouTube [cit. 2026-01-25]. Dostupné z: [https://www.youtube.com/watch?v=ybJD0Q\\_gpU4](https://www.youtube.com/watch?v=ybJD0Q_gpU4)

#### PDF / knihy

- NASA. *Low-Speed Characteristics of Delta Wings* [pdf]. NASA NTRS, 1966.
- NASA. *Vortex Flow over Slender Delta Wings* [pdf]. NASA NTRS, 1967.
- NASA. *Experimental Investigation of Slender Delta Wings* [pdf]. NASA NTRS, 1968.
- NASA. *High-Angle-of-Attack Aerodynamics of Delta Wings* [pdf]. NASA NTRS, 1969.
- NASA. *Aerodynamic Characteristics of Delta Wing Aircraft* [pdf]. NASA NTRS, 1974.
- NASA. *Computational Studies of Delta Wing Aerodynamics* [pdf]. NASA NTRS, 1989.
- NASA. *Delta Wing Aerodynamics – Summary Report* [pdf]. NASA NTRS, 1993.

## **Výhody a nevýhody koncepce delta křídla**

### **Webové zdroje**

- *Delta Wing Aircraft* [online]. ScienceDirect Topics [cit. 2026-01-25]. Dostupné z: <https://www.sciencedirect.com/topics/engineering/delta-wing-aircraft>
- *Gloster Javelin* [online]. Wikipedia [cit. 2026-01-25]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Gloster\\_Javelin](https://en.wikipedia.org/wiki/Gloster_Javelin)
- NASA. *Quesst Mission* [online]. NASA [cit. 2026-01-25]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/mission/quesst/>
- NASA. *Wing Geometry* [online]. NASA Glenn Research Center [cit. 2026-01-25]. Dostupné z: <https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/wing-geometry/>
- ROYAL AIR FORCE MUSEUM. *Gloster Javelin FAW.1* [online]. RAF Museum [cit. 2026-01-25]. Dostupné z: <https://www.rafmuseum.org.uk/research/collections/gloster-javelin-faw1/>

### **PDF / knihy**

- CORE. Aerodynamic Performance of Delta Wing Aircraft [pdf]. CORE Repository.
- NACA. Investigation of Delta Wing Configurations [pdf]. NACA RM-3282.
- ROYAL SOCIETY. Aerodynamics of Delta Wings [pdf]. Philosophical Transactions of the Royal Society, 1974.

## **Praktické aplikace delta křídla**

### **Webové zdroje**

- *Delta wing* [online]. Wikipedia [cit. 2026-01-25]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Delta\\_wing](https://en.wikipedia.org/wiki/Delta_wing)
- *Delta wing explained* [online]. YouTube [cit. 2026-01-25]. Dostupné z: <https://www.youtube.com/watch?v=yd9nafxltFw>
- MINISTERSTVO OBRANY ČR. *JAS-39 Gripen* [online]. MO ČR [cit. 2026-01-25]. Dostupné z: <https://acr.mo.gov.cz/technika-a-vyzbroj/letecka/-jas-39-gripen-89934/>
- SAAB. *Aircraft Products* [online]. Saab AB [cit. 2026-01-25]. Dostupné z: <https://www.saab.com/products>

### **PDF / knihy**

- NASA. *Low-Speed Aerodynamics of Delta Wings* [pdf]. NASA NTRS, 1966.
- DAVID PUBLISHING. *Aerodynamic Analysis of Delta Wing Aircraft* [pdf].

## **Budoucnost a moderní trendy**

### **Webové zdroje**

- *Boom Overture* [online]. Wikipedia [cit. 2026-01-25]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Boom\\_Overture](https://en.wikipedia.org/wiki/Boom_Overture)
- BOOM SUPERSONIC. *Overture* [online]. Boom Supersonic [cit. 2026-01-25]. Dostupné z: <https://boomsupersonic.com/overture>
- *Boom Symphony* [online]. Wikipedia [cit. 2026-01-25]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Boom\\_Symphony](https://en.wikipedia.org/wiki/Boom_Symphony)
- NASA. *ACTE – Adaptive Compliant Trailing Edge* [online]. NASA [cit. 2026-01-25]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/reference/acte/>
- REICHL, Jaroslav. *Rázová vlna* [online]. Fyzika J. Reichl [cit. 2026-01-25]. Dostupné z: <http://fyzika.jreichl.com/main.article/view/190-razova-vlna>
- SKYbrary. *Canard Configuration* [online]. SKYbrary [cit. 2026-01-25]. Dostupné z: <https://skybrary.aero/articles/canard>

## PDF / knihy

- NASA. *Advanced Supersonic Technology Program* [pdf]. NASA NTRS, 1987.
- NASA. *Low-Boom Flight Demonstrator Studies* [pdf]. NASA NTRS, 2016.
- NASA. *Supersonic Configuration Optimization* [pdf]. NASA NTRS, 2018.

## Zdroje obrázků

### *Historie delta křídla*

- **Obrázek 1:** Velké umění dělostřelectva (*Artis Magnae Artilleriae*).  
Zdroj: SIEMIENOWICZ, Kazimierz. *Artis Magnae Artilleriae* [online]. Dostupné z: <https://sciencehistory.org/stories/magazine/artis-magnae-artilleriae/>
- **Obrázek 2:** J. W. Dunne – průkopník bezocasých letadel.  
Zdroj: Wikipedia [online]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/J.\\_W.\\_Dunne](https://en.wikipedia.org/wiki/J._W._Dunne)
- **Obrázek 3:** Dunne D.1 –První let kluzáku D. 1..  
Zdroj: Wikipedia [online]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Dunne\\_D.1](https://en.wikipedia.org/wiki/Dunne_D.1)
- **Obrázek 4:** Espenlaub E2.  
Zdroj: Wikipedia [online]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Gottlob\\_Espenlaub](https://en.wikipedia.org/wiki/Gottlob_Espenlaub)
- **Obrázek 5:** Alexander Lippisch s kluzákem Storch.  
Zdroj: Wikipedia [online]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Alexander\\_Lippisch](https://en.wikipedia.org/wiki/Alexander_Lippisch)
- **Obrázek 6:** Messerschmitt Me 163B Komet.  
Zdroj: National Museum of the United States Air Force [online]. Dostupné z: <https://www.nationalmuseum.af.mil/Visit/Museum-Exhibits/Fact-Sheets/Display/Article/196267/messerschmitt-me-163b-komet/>
- **Obrázek 7:** Výzkumná činnost organizace NACA.  
Zdroj: NASA History Office [online]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/history/>
- **Obrázek 8:** Charles E. Yeager a experimentální letoun XF-92A.  
Zdroj: National Museum of the United States Air Force [online]. Dostupné z: <https://www.nationalmuseum.af.mil/Visit/Museum-Exhibits/Fact-Sheets/Display/Article/195760/convair-xf-92a/>
- **Obrázek 9:** Convair XF-92A po předání USAF.  
Zdroj: National Museum of the United States Air Force [online]. Dostupné z: <https://www.nationalmuseum.af.mil/Visit/Museum-Exhibits/Fact-Sheets/Display/Article/195760/convair-xf-92a/>

- **Obrázek 10:** Prototyp YF-102 Delta Dagger.  
Zdroj: National Museum of the United States Air Force [online]. Dostupné z:  
<https://www.nationalmuseum.af.mil/Visit/Museum-Exhibits/Fact-Sheets/Display/Article/198057/convair-f-102a-delta-dagger/>
- **Obrázek 11:** Technické nákresy letounu F-102.  
Zdroj: NASA NTRS [online]. Dostupné z:  
<https://ntrs.nasa.gov/citations/19930085777>
- **Obrázek 12:** Havárie letu Air France 4590 (Concorde).  
Zdroj: SKYbrary Aviation Safety [online]. Dostupné z:  
<https://skybrary.aero/accidents-and-incidents/conc-vicinity-paris-charles-de-gaulle-france-2000>
- **Obrázek 13:** Povrchové teploty Concorde při letu Mach 2.  
Zdroj: NASA. *Probing the Sky* [pdf]. Dostupné z:  
[https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2015/04/probing\\_the\\_sky.pdf](https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2015/04/probing_the_sky.pdf)
- **Obrázek 14:** Concorde v Praze (1986).  
Zdroj: Brooklands Museum [online]. Dostupné z:  
<https://www.brooklandsmuseum.com/discover/concorde/>

### ***Aerodynamické principy delta křídla***

- **Obrázek 15:** Proudění nad štíhlým delta křídlem.  
Zdroj: NASA NTRS [online]. Dostupné z:  
<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19670003842/downloads/19670003842.pdf>
- **Obrázek 16:** Dvojitá delta – Saab J 35 Draken.  
Zdroj: Saab AB [online]. Dostupné z:  
<https://www.saab.com/products/gripen-c-series>
- **Obrázek 17:** Grafické znázornění Bernoulliho rovnice.  
Zdroj: REICHL, Jaroslav [online]. Dostupné z:  
<http://fyzika.jreichl.com/main.article/view/125-bernoulliho-rovnice>
- **Obrázek 18:** Různé tvary a šípovitost křídel.  
Zdroj: NASA Glenn Research Center [online]. Dostupné z:  
<https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/wing-geometry/>

- **Obrázek 19:** Vliv úhlu šípovitosti na aerodynamiku.  
Zdroj: NASA NTRS [online]. Dostupné z:  
<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19660012989/downloads/19660012989.pdf>

#### ***Výhody a nevýhody koncepce delta křídla***

- **Obrázek 20:** Srovnání Dassault Rafale a F/A-18.  
Zdroj: Dassault Aviation [online]. Dostupné z:  
<https://www.dassault-aviation.com/en/defense/rafale/>
- **Obrázek 21:** Eurofighter Typhoon při vysokém AOA.  
Zdroj: Eurofighter GmbH [online]. Dostupné z:  
<https://www.eurofighter.com/the-aircraft>
- **Obrázek 22:** Gloster Javelin FAW.1.  
Zdroj: RAF Museum [online]. Dostupné z:  
<https://www.rafmuseum.org.uk/research/collections/gloster-javelin-faw1/>

#### ***Praktické aplikace delta křídla***

- **Obrázek 23:** Saab JAS 39 Gripen – Brazílie.  
Zdroj: Saab AB [online]. Dostupné z:  
<https://www.saab.com/products/gripen-e-series>
- **Obrázek 24:** Saab JAS 39 Gripen – AČR.  
Zdroj: Ministerstvo obrany ČR [online]. Dostupné z:  
<https://acr.mo.gov.cz/technika-a-vyzbroj/letecka/-jas-39-gripen-89934/>
- **Obrázek 27:** Mirage III – bezocasé delta křídlo.  
Zdroj: Dassault Aviation [online]. Dostupné z:  
<https://www.dassault-aviation.com/en/passion/aircraft/military-dassault-aircraft/mirage-iii/>
- **Obrázek 25:** Přehled variant delta křídel.  
Zdroj: Wikipedia [online]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Delta\\_wing](https://en.wikipedia.org/wiki/Delta_wing)
- **Obrázek 26:** Bezocasá delta – základní konfigurace.  
Zdroj: Wikipedia [online]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Delta\\_wing](https://en.wikipedia.org/wiki/Delta_wing)
- **Obrázek 28:** Delta křídlo s ocasní plochou.  
Zdroj: Wikipedia [online]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Delta\\_wing](https://en.wikipedia.org/wiki/Delta_wing)

- **Obrázek 29:** Mikojan-Gurevič MiG-21.  
Zdroj: Wikipedia [online]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Mikoyan-Gurevich\\_MiG-21](https://en.wikipedia.org/wiki/Mikoyan-Gurevich_MiG-21)
- **Obrázek 30:** Zkrácené delta křídlo.  
Zdroj: Wikipedia [online]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Delta\\_wing](https://en.wikipedia.org/wiki/Delta_wing)
- **Obrázek 31:** Eurofighter Typhoon.  
Zdroj: Eurofighter GmbH [online]. Dostupné z: <https://www.eurofighter.com/the-aircraft>
- **Obrázek 32:** Dvojitá (složená) delta.  
Zdroj: Wikipedia [online]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Delta\\_wing](https://en.wikipedia.org/wiki/Delta_wing)
- **Obrázek 33:** Saab J 35 Draken.  
Zdroj: Saab AB [online]. Dostupné z: <https://www.saab.com/products/draken>
- **Obrázek 34:** Ogivální delta – aerodynamický tvar.  
Zdroj: Wikipedia [online]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Delta\\_wing](https://en.wikipedia.org/wiki/Delta_wing)
- **Obrázek 35:** Concorde – ogivální delta křídlo.  
Zdroj: Brooklands Museum [online]. Dostupné z: <https://www.brooklandsmuseum.com/discover/concorde/>

### ***Budoucnost a moderní trendy***

- **Obrázek 36:** Zkoušky VOP u Eurofighter Typhoon.  
Zdroj: Eurofighter GmbH [online]. Dostupné z: <https://www.eurofighter.com>
- **Obrázek 37:** Adaptivní klapka ACTE.  
Zdroj: NASA [online]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/reference/acte/>
- **Obrázek 38:** Letoun Gulfstream III – projekt ACTE.  
Zdroj: NASA Armstrong [online]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/reference/acte/>
- **Obrázek 39:** Překonání rychlosti zvuku.  
Zdroj: U.S. Navy [online]. Dostupné z: <https://www.navy.mil>

— **Obrázek 40:** Aerodynamický model Boom Supersonic.

Zdroj: Boom Supersonic [online]. Dostupné z:

<https://boomsupersonic.com/overture>

— **Obrázek 41:** Koncept motoru Symphony.

Zdroj: Boom Supersonic [online]. Dostupné z:

<https://boomsupersonic.com/overture>

— **Obrázek 42:** Finální konfigurace letounu Boom Overture.

Zdroj: Boom Supersonic [online]. Dostupné z:

<https://boomsupersonic.com/overture>