



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

ODMÍTNUTÉ PROTOTYPY LETADEL

REJECTED AIRCRAFT PROTOTYPES

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Daniel Moštěk

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Lukáš Dubnický

BRNO 2021

Zadání bakalářské práce

Ústav:	Letecký ústav
Student:	Daniel Moštěk
Studijní program:	Strojírenství
Studijní obor:	Základy strojního inženýrství
Vedoucí práce:	Ing. Lukáš Dubnický
Akademický rok:	2020/21

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

ODMÍTNUTÉ PROTOTYPY LETADEL

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Řada letadel vznikla na základě zakázek a soutěží podle zadaných požadavků. Následně byly provedeny zkoušky a výběr, který upřednostnil jeden z představených prototypů a další odmítnul. Odmítnuté stroje pak zpravidla zůstaly ve stádiu prototypů v jednotkách kusů, bylo jim nalezeno jiné využití či jiný provozovatel, nebo byly sešrotovány. I jejich konstrukce a příprava však představovaly náročný proces, který stojí za pozornost.

Cíle bakalářské práce:

Provést rešerši letadel, která vznikla na základě požadavků vypsane soutěže a byla následně odmítnuta.

Vyhledat dostupné informace o parametrech a konstrukci těchto letadel a zdůvodnit odmítnutí. Porovnat odmítnuté typy s vybranými letadly.

Seznam doporučené literatury:

DONALD, D. The Complete Encyclopedia of World Aircraft. New York: Barnes & Noble Books, 1997.

ISBN 0-7607-0592-5.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2020/21

V Brně, dne

L. S.

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

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

ABSTRAKT

Bakalářská práce se věnuje rešerši sedmi odmítnutých prototypů letadel ze zemí západního bloku v období studené války účastnících se výběrových řízení. U každého z těchto letadel je provedeno shrnutí historie jejich vývoje, jsou uvedeny technické specifikace, je zdůvodněno jejich odmítnutí a jsou srovnány s upřednostněným letadlem. Následně je provedeno zhodnocení získaných informací, vedoucí k závěru, že i studium odmítnutých prototypů letadel může vést k cenným poznatkům.

Klíčová slova

letectví, prototypy, vojenská letadla, soutěže, stíhač

ABSTRACT

The bachelor thesis focuses on seven rejected prototype aircraft that took part in tendering processes in Western Bloc countries during the Cold War. The development history of each of these aircraft is summarized, their technical properties are specified, the reason of their rejection is explored, and a comparison is made between them and the preferred aircraft. An assessment of gathered information is then made resulting in the conclusion that studying these rejected prototype aircraft can lead to valuable insights.

Key words

aviation, prototypes, military aircraft, competitions, fighter

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

MOŠTĚK, Daniel. *Odmítnuté prototypy letadel*. Brno, 2021. Dostupné také z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/132362>. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Lukáš Dubnický.

PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci na téma **Odmítnuté prototypy letadel** vypracoval(a) samostatně s použitím odborné literatury a pramenů, uvedených na seznamu, který tvoří přílohu této práce.

Datum

Daniel Moštěk

PODĚKOVÁNÍ

Děkuji tímto Ing. Lukáši Dubnickému za cenné připomínky a rady při vypracování bakalářské práce. Dále děkuji své přítelkyni a rodině za podporu v průběhu celého studia.

OBSAH

ÚVOD.....	9
1. Lockheed XF-90	10
1.1. Historie.....	10
1.2. Technické specifikace	11
1.3. Odmítnutí.....	12
1.3.1. Důvody odmítnutí	12
1.3.2. Srovnání s vítězným letadlem.....	12
2. North American F-107A.....	14
2.1. Historie.....	14
2.2. Technické specifikace	14
2.3. Odmítnutí	15
2.3.1. Důvody odmítnutí	15
2.3.2. Srovnání s přijatým letadlem	16
3. Avro Canada CF-105 Arrow.....	18
3.1. Historie.....	18
3.2. Technické specifikace	19
3.3. Zrušení.....	20
3.3.1. Důvody zrušení	20
3.3.2. Srovnání s náhradou.....	21
4. Vought XF8U-3 Crusader III.....	22
4.1. Historie.....	22
4.2. Technické specifikace	22
4.3. Odmítnutí	24
4.3.1. Důvody odmítnutí	24
4.3.2. Srovnání s přijatým letadlem	24
5. BAC TSR-2.....	26
5.1. Historie.....	26
5.2. Technické specifikace	27
5.3. Zrušení projektu	28
5.3.1. Důvody zrušení	28
5.3.2. Srovnání s náhradou.....	28
6. Northrop YF-17	30
6.1. Historie.....	30
6.2. Technické specifikace	31
6.3. Odmítnutí	32

6.3.1.	Důvody odmítnutí	32
6.3.2.	Srovnání s přijatým letadlem.....	32
7.	Northrop YF-23	34
7.1.	Historie	34
7.2.	Technické specifikace.....	35
7.3.	Odmítnutí.....	37
7.3.1.	Důvody odmítnutí	37
7.3.2.	Srovnání s přijatým letadlem.....	37
8.	Zhodnocení.....	40
	ZÁVĚR.....	44
	SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ	45
	SEZNAM OBRÁZKŮ	49

ÚVOD

Letectví prošlo ve 20. století obrovským vývojem. Velký vliv na to měla užitečnost letadel ve vojenství a snaha získat co největší výhodu nad soupeřem v množství konfliktů, které se v tomto století odehrály. Pro nalezení vhodného letadla na určitou pozici v příslušných vzdušných silách byly často vypisovány soutěže, ve kterých výrobci letadel vytvářeli dle zadaných požadavků své návrhy. Ty poté spolu soupeřily a byl z nich zadavatelem soutěže vybrán vítěz, kterého tak zpravidla čekala lukrativní zakázka.

Tahle práce se zabývá prototypy letadel, které v takových soutěžích byly odmítnuty a v několika případech i prototypy vytvořeny na základě zadaných projektů. Ty sice nesoupeřily s jiným letadlem, ale byly nakonec odmítnuty a jejich příslušné projekty zrušeny. Sledovaným obdobím je éra studené války se zaměřením na země západního bloku, hlavně Spojené státy americké, které vzhledem k velikosti svého leteckého průmyslu měly velký prostor pro vypisování soutěží.

Hlavním požadavkem pro možnost zařazení letadla do této práce byla podmínka, že daný prototyp sám vzlétl. Dle data prvního vzlétnutí jsou letadla i řazena. Vzhledem k velkému množství letadel splňující podmínku pro možné zařazení, jsou letadla v téhle práci vybrána tak, aby průřezově pokryla celé období studené války.

1. LOCKHEED XF-90

1.1. Historie

Lockheed XF-90 byl prototyp stíhacího letounu účastníkem soutěže Penetration Fighter, tedy soutěže s cílem získat doprovodný stíhač, který by sloužil jako předvoj pro bombardéry letící hluboko do nepřátelského území. [1] Mezi původní požadavky soutěže patřila maximální rychlost 600 mil/h (965 km/h), bojový dolet o 900 mílech (cca 1450 kilometrů) a schopnost vystoupat do výšky 35000 stop (10668 metrů) během deseti minut. Velmi limitujícím požadavkem byla nutnost používat pouze proudové motory, jejichž funkčnost byla v té době ověřená, a tedy nebylo možné použít motory, které byly teprve ve vývoji. [2, 1]

Z přihlášených firem byly do finále soutěže nakonec vybrány *McDonnell* a *Convair*, nicméně *Convair* v té době měl již vícero zakázek a bylo rozhodnuto jej vyřadit. Místo něj byl do finále zvolen *Lockheed*, který byl instruován, aby upravil svůj letoun na výkonnější motory *Westinghouse-24C* (vojenské označení *J34*). [1, 2]

S postupem času došlo k úpravě požadavků na bojový dolet 1500 mil (2414 kilometrů), bylo požadováno dosáhnout maximální rychlosti 690 mil/h (1110 km/h) a byla požadována schopnost vystoupat do výšky 50000 stop (15240 metrů) za deset minut. [1]

První let *Lockheed XF-90* se konal 3.6.1949, přičemž první prototyp nedisponoval ještě motory s přídavným spalováním, které byly dodány až v září téhož roku. [2]



Obrázek 1 *Lockheed XF-90*

Vítězem soutěže byl nakonec vyhlášen *McDonnell XF-88 Voodoo*, nicméně s pokrokem času již došlo k přehodnocení strategie vedení vzdušného boje, prioritou se stala ochrana severoamerického vzdušného prostoru před moderními sovětskými bombardéry a koncept doprovodných stíhačů se stal mezitím i zastaralým.

XF-88 tedy nebyl nikdy uveden do služby, nicméně byl přepracován na *F-101 Voodoo* jako strategický stíhač s dlouhým doletem a později přepadový stíhač. [1]

Lockheed XF-90 byly vyrobeny celkem dva prototypy, první byl využit na strukturální testy, během nichž byl zničen a druhý byl využit při testech jaderných zbraní v Nevadské testovací střelnici. [3]

1.2. Technické specifikace

Lockheed XF-90 měl šípová křídla s úhlem šípů 35 stupňů a byl prvním americkým proudovým letadlem, jež bylo standardně vybaveno proudovým motorem s přídatným spalováním. [3, 4]. Rovněž bylo prvním letadlem s šípoými křídly, které mělo přídatné nádrže připevněné na konci křídla. [2] Pokrokovým prvkem bylo využívání Fowlerových klapek a pohyblivých slotů pro zlepšení proudění vzduchu kolem křídel. [3, 4] Bylo také jedním z prvních letadel, které disponovalo vystřelovacím sedadlem. [4] Zvláštností byl nastavitelný vertikální stabilizátor, který umožňoval změnit úhel náběhu horizontálních ocasních ploch až o osm stupňů. [2]

XF-90 disponoval dvěma motory *Westinghouse J34-WE-15*, přičemž jedním z hlavních kritérií pro jejich výběr byl fakt, že se vedle sebe vešly do trupu letounu. Přívody vzduchu byly umístěné v bocích trupu. [2] Základní technické specifikace viz Tabulka 1.

Tabulka 1 Základní technické specifikace *XF-90* (Zdroj dat: [1, 2])

Rozpětí křídel	40 stop (12,9 m) bez přídatných nádrží
Délka	56 stop 2 palce (17,12 m)
Výška	15 stop 8 palců (4,8 m)
Maximální vzletová hmotnost	31062 liber (14089 kg)
Pohonná jednotka	2x Westinghouse J34-WE-15 každý o tahu 4100 liber (18,2 kN) s přídatným spalováním
Cestovní rychlost	633 mil/h (1018 km/h)
Maximální rychlost	708 mil/h (1139 km/h) [1] / 1075 km/h ve výšce 330 m [2]
Maximální dostup	39000 stop (11887 m)
Dolet	1967 mil (3165,5 km) [1] / 1690 km [2]
Osádka	1
Výzbroj	6x 20 mm kanón, 2x 1000 liber (454 kg) bomb nebo 8x 5 palcová (127 mm) nenaváděná raketa HVAR
Poměr tahu ku max. vzletové hmotnosti	2,584 N/kg

Během vývoje panovala vzhledem k malým zkušenostem s účinky nadzvukového letu na letoun v době vývoje představa, že při překročení rychlosti zvuku by bylo letadlo pod velmi vysokým strukturálním zatížením. *XF-90* byl tedy navržen s vysokou pevností, mimo jiné bylo použito výrazně pevnějších hliníkových slitin, než bylo běžné. Důsledkem toho měl *XF-90* vysokou hmotnost. [3, 2]

Přednostní *XF-90* byla skvělá aerodynamika a pilotní kabina, která nabízela dobrý výhled. Vzhledem k malému prostoru v jeho špičatém nosu bylo nutné umístit výzbroj šesti 20 mm kanónů ze spodní strany trupu blízko náběžné hrany křídel. [2, 1]

XF-90 vyžadoval dlouhou vzletovou dráhu, obzvláště první prototyp bez přídavného spalování proto využíval v případě potřeby ke startu pomocné startovací rakety. Po vybavení motory s přídavným spalováním byl letoun schopný překročit zvukovou bariéru, nicméně pouze při strmém střemhlavém letu. [2, 1]

1.3. Odmítnutí

1.3.1. Důvody odmítnutí

Po srovnávacích letech došlo k vyhodnocení jednotlivých letadel a vítězem byl vyhlášen *McDonnell XF-88*, který se nejvíc přiblížil požadavkům soutěže. [2]

1.3.2. Srovnání s vítězným letadlem

Problémem při srovnávání *McDonnell XF-88* a *Lockheed XF-90* je rozdílnost a kolísavost technických údajů těchto letounů v závislosti na použitém zdroji. Na základě faktu, že *XF-88* byl vybrán vítězem soutěže lze usoudit, že skutečně šlo o výkonnější letoun, než jakým byl *XF-90*, obzvláště přihlédneme-li k již výše zmíněným problémům *XF-90*. Vzhledem k tomu, že *XF-88* nikdy nevyšel do výroby lze také předpokládat, že důvod jeho upřednostnění nebyl nikterak politický, jak se stalo u některých z dalších letounů, které jsou uvedené v této práci.



Obrázek 2 *McDonnell XF-88 Voodoo* za letu

XF-88 měl šípové křídlo a trojúhelníkové přírůdky vzduchu v kořenech křídel. Obdobně jako *XF-90* měl problém s výkonem motorů, a proto armáda

doporučila, aby druhý prototyp *XF-88* byl dovybaven motory s přídavným spalováním. [5, 1] Tento druhý prototyp byl schopný překročit zvukovou bariéru snadněji než *XF-90*, nicméně rovněž pouze při střemhlavém letu. [1] Vybrané technické údaje viz Tabulka 2.

Tabulka 2 Vybrané technické údaje *XF-88 Voodoo* (Zdroj dat: [1, 5, 6])

Maximální rychlost	693 mil/h (1115 km/h) ve výšce 15000 stop (4572 m) [1] / přes 700 mil/h (1126,5 km/h) ve výšce 20000 stop (6096 m) [5, 6]
Maximální dostup	41800 stop (12741 m) [1] / 39400 stop (12010 m) [5]
Maximální vzletová hmotnost	18500 liber (9616 kg)
Dolet	1737 mil (2795 km)
Pohonná jednotka	2x Westinghouse J34-WE-22 každý o tahu 3600 liber (16 kN) s přídavným spalováním [5, 6]
Výzbroj	6x 20 mm kanón, 2x 1000 liber (454 kg) bomb nebo 8x 5 palcová (127 mm) nenaváděná raketa HVAR
Poměr tahu ku max. vzletové hmotnosti	3,328 N/kg

Ze srovnání tabulek Tabulka 1 a Tabulka 2 lze vidět, že *XF-88 Voodoo* měl téměř poloviční hmotnost jak *XF-90*. Dále můžeme vidět, že měl větší maximální dostup.

XF-88 Voodoo během testů dosáhl rychlosti 1,18 Mach [1], zatímco nejvyšší naměřená rychlost *XF-90* během testů byla 1,12 Mach [2]. Ze srovnání tabulek 1 a 2 lze vidět, že *XF-88 Voodoo* měl o více než 25 % větší poměr tahu motorů ku maximální vzletové hmotnosti než *XF-90*. Lze z toho tedy předpokládat, že *XF-88* dosahoval vyšších letových rychlostí jak *XF-90*.

2. NORTH AMERICAN F-107A

2.1. Historie

North American F-107A byl americký prototyp stíhacího bombardéru, který poprvé vzlétl 10.9.1956. [7] Z důvodu zajištění financí vznikl formálně jako úprava *F-100 Super Sabre*. Z původního záchytného stíhače se projekt posunul na stíhací bombardér schopný shodit jadernou hlavici při rychlostech 2 Mach. [7,1] Původně byl označený jako *F-100B*, ale po značných úpravách, kdy byl například zvýšen násobek zatížení z 7,67 G na 8,67 G, byl přejmenován na *F-107A*. [8, 1]

Zajímavostí je, že na žádanou pozici v arzenálu amerického letectva nesoupeřil se svým konkurentem, letounem *Republic F-105 Thunderchief*, na základě formálně vyhlášené soutěže. Původně pro roli stíhacího bombardéru nesoucí jadernou hlavici vznikl projekt *F-105*. *F-107A* postupně získal roli náhrady *F-105* v případě neuspokojivých výsledků, až se nakonec dostal přímo do role alternativy. Velkou mírou do této soutěživosti zasáhlo soupeření různých organizací v rámci US Air Force. [1]

Nakonec byl upřednostněn *Republic F-105 Thunderchief*. [9] *F-107A* byly vyrobeny pouze tři prototypy, které byly v letech 1957-1959 využívány pro výzkumné účely. [10]



Obrázek 3 *F-107A* za letu

2.2. Technické specifikace

Hlavním specifickým znakem *F-107A* bylo umístění přívodu vzduchu proudového motoru nad trupem přímo za kokpitem. [9] Nebylo možné přívod vést skrze trup letounu z důvodu nutnosti poskytnout prostor pro radar a systém řízení palby, rovněž by překážel zbraňovému závěsu na trupu. [7, 9] Výhodou byl automatizovaný

komplexní přívod vzduchu schopný měnit svou geometrii dle potřebné rychlosti. [9] Skládal se z nehybného rozdvojeného vertikálního klínu následován dvěma stupni pohyblivých panelů. Nahoře pak byly odvody vzduchu sloužícího k řízení mezní vrstvy. [1] Výhodou umístění přívodu vzduchu nad trupem letadla bylo i zmenšení nebezpečí poškození způsobené nasátím cizího objektu na zemi. [1] *F-107A* měl šípové křídlo s automatizovanými sloty. Zvláštností bylo, že klonění letadla se neovládalo křídélky, nýbrž spoilery, klopení bylo dosaženo pomocí plovoucích horizontálních stabilizátorů a zatáčení rovněž pomocí plovoucí vertikální ocasní plochy. [9, 1] Vystřelovací sedadlo mělo pilota katapultovat svisle vzhůru a pro vyhnutí se přívodu vzduchu bylo vybaveno delšími vodícími lištami. [1] Základní technické specifikace viz Tabulka 3.

Tabulka 3 Základní technické specifikace *F-107A* (Zdroj dat: [1])

Rozpětí	36 stop a 6 palců (11,15 m)
Délka	60 stop a 10 palců (18,5 m)
Výška	19 stop 6 palců (5,9 m)
Maximální vzletová hmotnost	41537 liber (18841 kg)
Pohonná jednotka	Pratt & Whitney YJ75-P-11 turbojet o tahu 24500 liber (109 kN) (s přídatným spalováním)
Cestovní rychlost	600 mil/h (965,6 km/h)
Maximální rychlost	1520+ mil/h (2446 km/h) Mach 2+
Maximální dostup	48000 stop (14630 m)
Dolet	1570 mil (2527 km)
Osádka	1
Výzbroj	4x 20 mm kanón M-39E, až 8000 liber bomb (3628 kg)

2.3. Odmítnutí

2.3.1. Důvody odmítnutí

Zvolení *Republic F-105 Thunderchief* místo *North American F-107A* bylo způsobené preferencí letadla s vnitřní pumovnicí a dále silně ovlivněno již dříve zmíněnou soutěživostí organizací uvnitř administrativy US Air Force. Vliv měla i velká potřeba firmy *Republic* po nové zakázce, která byla kritická pro udržení jejich výrobních kapacit, zatímco *North American Aviation* mělo stále zakázek dostatek. Zvláštností je, že v době výběru *F-105* byl ve fázi testování pozadu za *F-107A*. [1]

2.3.2. Srovnání s přijatým letadlem

Republic F-105 Thunderchief měl oproti *F-107A* dva přívody vzduchu umístěné u kořene křídel a měl vnitřní pumovnici. Prototyp *YF-105B*, který byl verzí letounu v době výběru vítěze soutěže, dosahoval rychlostí 1,95 Mach ve výšce 35000 stop (2082 km/h), nicméně kvůli horší schopnosti akcelerace byl nevhodný let nad 1,8 Mach. Maximální provozní výška byla 46500 stop (14173 m). Vidíme tedy, že *F-107A* v těchto ohledech byl výkonnějším modelem. US Air Force spoléhalo na výrazné zlepšení letounu v dalším vývoji. [1]

Vybrané technické údaje následující verze letounu – *F-105B* viz Tabulka 4.

Tabulka 4 Vybrané technické údaje *Republic F-105B* (Zdroj dat: [11])

Maximální rychlost	1376 mil/h (2214 km/h)
Maximální dostup	48100 stop (14661 m)
Dolet	2228 mil (3586 km)
Pohonná jednotka	Pratt & Whitney J75-P-5 o tahu 23500 liber (104,53 kN) s přidavným spalováním
Výzbroj	1x 20 mm rotační kanón M61A1 Vulcan, až 16750 liber (7598 kg) bomb

Ze srovnání tabulek Tabulka 3 a Tabulka 4 lze vidět, že *F-107A* dosahoval větší rychlosti, zatímco *F-105B* měl zase větší dolet a kapacitu bomb, související mimo jiné s již dříve zmíněnou preferovanou vnitřní pumovnicí.

Shodou okolností se později při nasazení *F-105* ukázalo, že použití jeho vnitřní pumovnice je problematické vzhledem k vzdušnému proudění, které zhoršovalo schopnost letounu bomby shodit. Prostor pumovnice se pak v praxi používal na přidavnou nádrž. [1]



Obrázek 4 *Republic F-105B Thunderchief*

F-107A dosahoval dokonce o asi 200 km/h vyšší maximální rychlosti než vývojově konečná a nejrozšířenější verze *F-105D*, což byla vylepšená verze *F-105B* na letoun pro každé počasí, s výkonnějším motorem Pratt & Whitney J75-P-19W a dalšími úpravami. [1]

Během vietnamské války se u *F-105 Thunderchief* ukázalo jako nevýhoda umístění jeho dvou hydraulických systémů blízko u sebe na spodní straně trupu, jelikož tím byly zranitelné protiletěckou palbou. Pro srovnání *F-107A* měl tři hydraulické systémy umístěné v horní části trupu, dva samostatné určené pro ovládání horizontálních a vertikálních ocasních ploch, spoilerů a křidélek. Třetí samostatný systém sloužil k ovládání podvozku a jeho brzd, pohyblivých částí přívodu vzduchu, ovládání kanónů a systému pro tankování za letu. [1]

Rovněž se ukázala jako nevýhoda horší manévrovatelnost *F-105*, což je vlastnost, kterou měl ve srovnání *F-107A* lepší, nicméně pro vyhodnocení vítěze soutěže nebyla manévrovatelnost prioritou. [1]

3. AVRO CANADA CF-105 ARROW

3.1. Historie

Avro Canada CF-105 Arrow byl kanadský projekt na dvoumístný nadzvukový přepadový stíhací letoun pro každé počasí s cílem poskytnout ochranu proti hypotetickému útoku sovětských bombardérů. [12, 13] První let se uskutečnil 25.3.1958. [12] Ve vývoji byly dvě varianty, slabší *Mark 1* a výkonnější *Mark 2*, který ale kvůli zrušení projektu 20.2.1959 nikdy nevzlétl. [12] Důvodem pro zrušení byla z velké části politická snaha snížit státní výdaje, druhým důvodem byla představa, že *Avro Arrow* by v době uvedení do výzbroje byl již zastaralou technologií, jelikož tradiční bombardéry by nahradily balistické rakety, a taky představa, že na protivzdušnou obranu bude vhodnější nákup raket země-vzduch. [12, 14] Pro *Mark 2* byl navíc speciálně vyvíjen motor *PS.13 Iroquois* společností *Orenda*, jehož vývoj byl zrušen spolu s *Avro Arrow*. [13]

Po ukončení programu *Avro Arrow* byly jako náhrada pořízeny stíhací letouny *McDonnell F-101* a raketový systém *Bomarc*. [12, 13] Po zrušení projektu bylo rozhodnuto zničit všechny vyrobené letouny, jakožto i dokumentaci, modely a vybavení pro výrobu, zřejmě kvůli obavám z ukradení sovětskými špiony. Alternativní vysvětlení je, že vláda nechtěla, aby veřejnost věděla, jak výkonný letoun odmítli. [12, 14] Zrušení projektu vedlo brzy poté i k zániku firmy *Avro Canada* a k dočasnému propadu kanadského leteckého průmyslu a jeho celosvětového významu. [12]



Obrázek 5 *Avro Canada CF-107* při představení veřejnosti

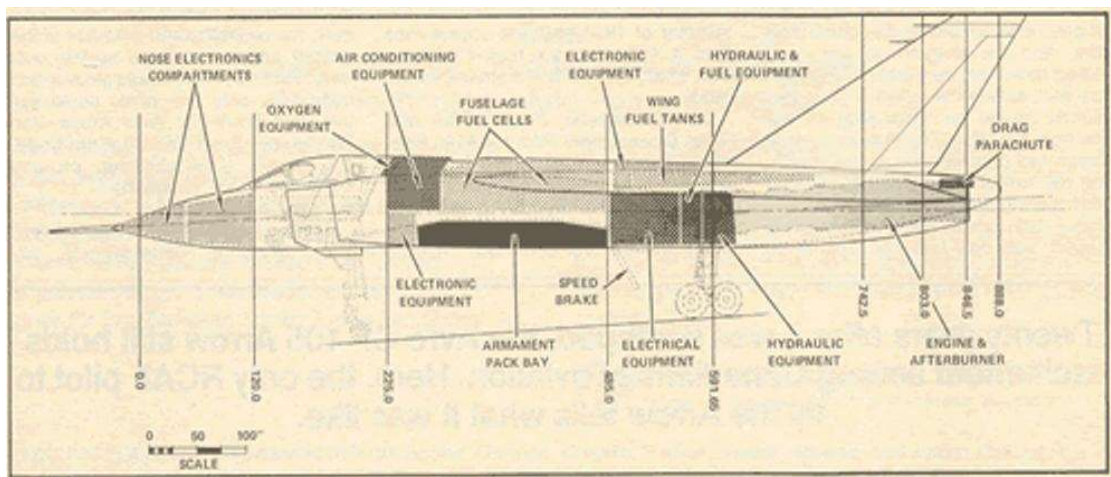
3.2. Technické specifikace

Avro Arrow zajisté na první pohled zaujme svým šípovitým delta křídlem se supersonickým profilem umístěným na vrchu trupu a absencí horizontálních ocasních ploch. [12, 15] Bylo vybaveno počítačovými systémy řízení letu a zbraní, což jej učinilo prvním letadlem s elektronickým řízením (Fly-by-wire systémem). [16] Vzhledem ke svému úkolu zachytávat nepřátelské bombardéry by letěl převážně po přímce. [13] Hlavní prioritou tedy bylo dosahovat co nejvyšších rychlostí a oproti běžným stíhacím letounům nebylo stěžejní dosahovat lepší manévrovatelnosti. [13]

Měl čtrnáct palivových nádrží, mezi kterými bylo palivo konstantně přečerpáváno, aby byla zachována letová stabilita. [16] Díky množství nádrží bylo možné použít dva proudové motory; u první varianty (*Mark 1*) se jednalo o dva motory *Pratt & Whitney J75* u druhé varianty (*Mark 2*) šlo o dva již dříve zmíněné motory *Orenda PS.13 Iroquois*, obě varianty disponovaly přídavným spalováním. [16, 13] *Mark 1* byl projektován na let rychlostí 1,5 Mach, při testovacích letech ale bylo dosaženo rychlostí až 1,98 Mach při letové hladině 50000 stop (15240 m) a z klidu na runwayi mohl dosáhnout letové rychlosti 0,92 Mach za 90 sekund. [16, 13] U *Mark 2* byl očekáván provoz při rychlostech přesahujících Mach 2, ačkoliv byl dokončen, nikdy nevzlétl, Kanadské letecko-kosmické muzeum například uvádí maximální rychlost jako 2453 km/h. [13, 14] *Mark 1* mělo stoupavost 38450 stop za minutu (11720 m/min) a u *Mark 2* byla očekávána stoupavost 44500 stop za minutu (13574 m/min). [16]

Avro Arrow disponoval podvozkem s příďovým kolem. Hlavní podvozek byl umístěn na křídlech a zatahoval se směrem ke středu trupu a vzhledem k tenkosti delta křídla to vyžadovalo komplikované konstrukční řešení zahrnující natočení podvozku před jeho dosednutím do finální zatažené polohy, což se během testování ukázalo jako zdroj problémů. [9] Příďové kolo bylo umístěno pod kokpitem a zatahovalo se dopředu. [13]

Měl dva rovnoběžníkové přívody vzduchu umístěné z vnější strany kokpitu a vedoucí podél trupu. [13] Radar byl umístěn v nosu letounu. Umístění některých dalších komponent viz Obrázek 6.



Obrázek 6 Nákres umístění komponent na *Avro Arrow*

V případě potřeby mohl ve svém hangáru být přezbrojen a natankován do šesti minut. [16] Shrnutí technických specifikací obou variant *Avro Arrow* viz Tabulka 5.

Tabulka 5 Základní technické specifikace *Avro Arrow* (Zdroj dat: [13,14,16,17])

	Mark 1	Mark 2
Rozpětí křídel	50 stop (15,2 m)	50 stop (15,2 m)
Délka	77 stop 10 palců (23,7 m)	85 stop 6 palců (26,1 m)
Výška	21 stop 3 palce (6,5 m)	21 stop 3 palce (6,5 m)
Hmotnost prázdného letadla	48923 liber (22211 kg)	43960 liber (19935 kg)
Vzletová hmotnost	57000 liber (25855 kg)	62431 liber (28319 kg)
Cestovní rychlost	Cca 600 mil/hod (966 km/h)	701 mil/hod (1128 km/hod)
Maximální rychlost	1,98 Mach ve výšce 50000 stop (2103 km/h)	1524 mil/hod (2453 km/h)
Stoupavost	38450 stop/min (11720 m/min)	44500 stop/min (13574 m/min)
Maximální dostup	58500 stop (17830 m)	58500 stop (17830 m)
Dolet	820 mil (1330 km)	820 mil (1330 km)
Osádka	2	2
Pohonná jednotka	2 x Pratt & Whitney J75-P-3 každý o tahu 23500 liber (104,533 kN) s přidavným spalováním	2 x Orenda PS.13 Iroquois každý o tahu 26000 liber (115,654 kN) s přidavným spalováním
Výzbroj	Až 8 rakety AIM-4 Falcon nebo 3 rakety Sparrow nebo 2 neřízené rakety AIR-2 Genie s jadernými hlavicemi	Až 8 rakety AIM-4 Falcon nebo 3 rakety Sparrow nebo 2 neřízené rakety AIR-2 Genie s jadernými hlavicemi

3.3. Zrušení

3.3.1. Důvody zrušení

Hlavními důvody zrušení projektu *Avro Arrow* byl nástup nové kanadské vlády, která usoudila, že projekt je příliš drahý a také vznikla představa, že jaderné útoky by se v budoucnu prováděly prakticky výhradně balistickými raketami, a ne konvenčními bombardéry. [12] Shodou okolností den, kdy byl *Avro Arrow* poprvé představen veřejnosti, byl i dnem prvního vynesení umělé družice raketou na oběžnou dráhu Sovětským svazem. Kanadské velení tedy došlo k závěru, že *Avro Arrow* by byl v době uvedení do výzbroje již zastaralý. [12, 16] Bylo rozhodnuto projekt zrušit a nahradit jej pořízením raketového systému

Bomarc. Toto rozhodnutí vzešlo i ze vzniku Severoamerického velitelství protivzdušné obrany (anglicky North American Air Defense Command – NORAD). Zároveň pro doplnění obrany došlo k rozhodnutí koupit 66 použitých letounů *McDonnell F-101 Voodoo* od Spojených států amerických. [12] Konkrétně šlo o 56 strojů varianty *F-101B* (v kanadském značení *CF-101B*), sloužící jako dvoumístný přepadový stíhač pro každé počasí a 10 *TF-101B* (*CF-101F*) sloužící pro výcvik. [18]

3.3.2. Srovnání s náhradou

Systém *IM-99B Bomarc*, kterým byl *Avro Arrow* z části nahrazen, byl protiletadlový raketový systém firmy *Boeing*. Jeho cílem, bylo stejně jako u *Avro Arrow* poskytovat obranu proti bombardérům. Systém *Bomarc* byl integrován v rámci NORAD do počítačového systému SAGE (Semi Automatic Ground Environment), který sloužil k monitorování vzdušných hrozeb v severní Americe koordinováním dat z radarů. Tento systém by sloužil k navádění rakety *Bomarc* na blížící se cíl, dokud by se na něj nechytilo vlastní navádění rakety. [19, 20]

Raketový systém *IM-99B Bomarc* měl reakční čas na hrozbu do 30 sekund a dosah 440 mil (710 km), což je srovnatelný dosah s *Avro Arrow* (musíme mít na paměti, že operační dosah letounu je polovina jeho doletu). Rakety byly poháněny motorem na tuhé palivo a cestovaly rychlostí 2,5 Mach, byly ale testovány i s rychlostmi dosahující 4 Mach. Byly efektivní až do výšky 100000 stop (30480 m), vyšší než maximální dostup *Avro Arrow*. [19] Rakety *IM-99B Bomarc* standardně byly vybaveny jadernou hlavicí. [19]

McDonnell F-101B Voodoo byl dvoumístný nadzvukový přepadový stíhací letoun pro každé počasí s dlouhým doletem. Byl variantou letounu původně určený pro doprovod bombardérů. [18, 21] Vybrané technické údaje viz Tabulka 6.

Tabulka 6 Vybrané technické údaje McDonnell F-101B Voodoo (Zdroj dat: [18])

Maximální rychlost	1965 km/h
Maximální dostup	16705 m
Dolet	2494 km
Pohonná jednotka	2 x Pratt & Whitney J57-P-55 každý o tahu 66,19 kN s přídavným spalováním
Výzbroj	2 rakety MB-1 Genie s jadernými hlavicemi a 4 rakety AIM-4 Falcon nebo 6 raket AIM-4 Falcon

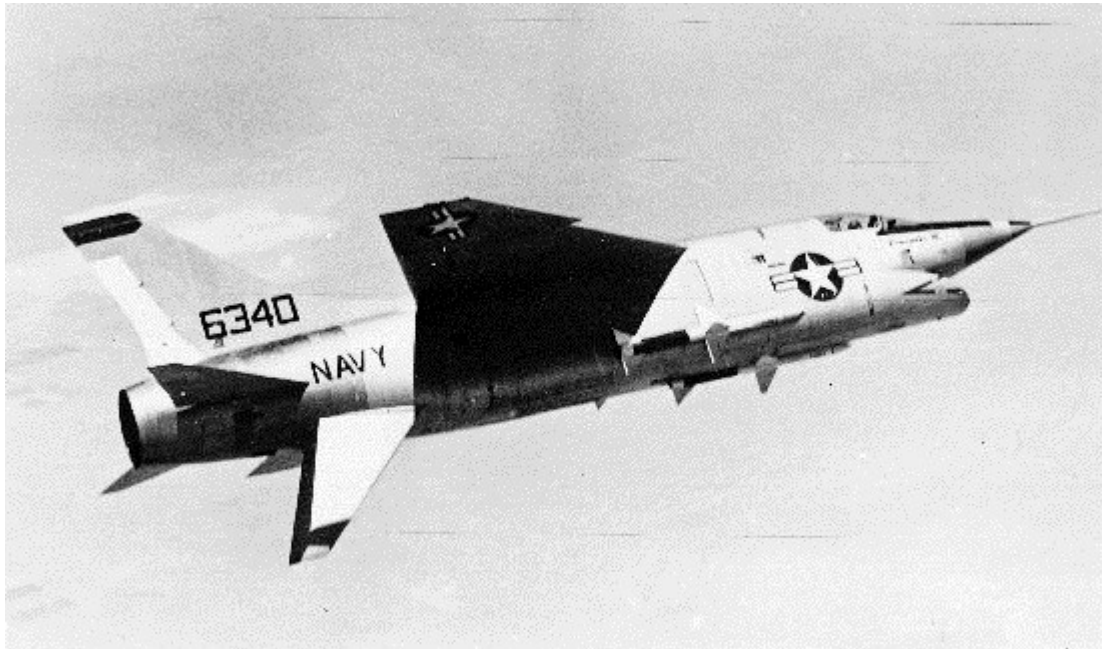
Ze srovnání tabulek Tabulka 5 a Tabulka 6 vidíme, že *Avro Arrow* by byl s výjimkou doletu výkonnější volbou, s tím, že většího doletu dosahoval *McDonnell F-101B Voodoo* mimo jiné díky zařízení pro doplňování paliva za letu, čehož konkrétně by ovšem v případě přímého převzetí úlohy *Avro Arrow* nevyužil. Cena letounů *McDonnell F-101 Voodoo* a raketového systému *IM-99B Bomarc* nakonec převýšila cenu programu *Arrow*. [12]

4. VOUGHT XF8U-3 CRUSADER III

4.1. Historie

Vought XF8U-3 Crusader III byl prototyp palubního záchytného stíhacího letounu pro každé počasí vycházející ze starších *F8U-1* a *F8U-2* účastníci se soutěže US Navy. Jeho úkolem by byla ochrana flotily před bombardéry. [1, 22] Jedním z hlavních požadavků byla vysoká rychlost, tak aby se stíhač dokázal dostat k nepřátelskému bombardéru dřív, než by ten shodil atomovou bombu příliš blízko k flotile. Dalším požadavkem byla schopnost tříhodinových hlídkových letů 250 mil (400 km) od letadlové lodi. [1]

XF8U-3 poprvé vzlétl 2.6.1958. Vítězem soutěže se nakonec stal *McDonnell F4-H1 Phantom II*. Společnost *Vought* se poté neúspěšně snažila *XF8U-3 Crusader III* nabídnout *US Air Force* a *Royal Canadian Air Force*. Nakonec byly vyrobené prototypy *XF8U-3* využity pro výzkumné účely agenturou NASA. [1, 22]



Obrázek 7 *Vought XF8U-3 Crusader III* za letu

4.2. Technické specifikace

Vought XF8U-3 Crusader III byl hornoplošník s křídlem s měnitelným úhlem nastavení křídla. Zvláštností byly rovněž velké podtrupové kýly (svislé plochy) na zadní části trupu, které sloužily k podélné stabilizaci letounu za vysokých rychlostí. Vzhledem k jejich velikosti byly během vzletu a přistávání letadla natočeny do horizontální polohy. [1, 18, 22] Letadlo disponovalo rovněž ofukovanými klapkami, pro řízení mezní vrstvy, které byly důležité pro zvýšení součinitele vztlaku během vzletu a přistávání. [22] *XF8U-3* měl plovoucí horizontální stabilizátory. Přívod vzduchu motoru byl umístěn ze spodní části trupu, který měl oproti původnímu *F8U-1* pro potřebu letů za vysokých nadzvukových rychlostí ostrou prodlouženou spodní hranu. [1, 23]

XF8U-3 byl jednomístný letoun, ale vzhledem k preferenci *US Navy* pro dvoučlennou osádku byly vytvořeny návrhy pro dvoumístné varianty letounu. Byla

uvažována možnost umístění osádky vedle sebe i za sebou. Takové úpravy by nicméně vedly k větší hmotnosti letounu a k zhoršení letových vlastností, bylo tedy od nich upuštěno. [22, 1] Dalším neuskutečněným návrhem bylo vybavení letadla přídatným raketovým pohonem o tahu 8000 liber (35,6 kN), umožňující *XF8U-3* krátkodobé velké zrychlení pro rychlé dosažení cíle, což by bylo velkou výhodou vzhledem k jeho roli záchranného stíhače. [22, 23] Jednou z hlavních předností *XF8U-3* byla i přes absenci raketového motoru jeho schopnost zrychlení a rychlosti obecně. Hlavním limitujícím faktorem rychlosti byla tepelná výdrž čelního plexiskla a potahu křídel. [22, 1] Radar a počítač pro řízení palby letounu umožňovaly sledovat více cílů zároveň a provádět palbu na dva současně. [23] Základní technické specifikace viz Tabulka 7.

Tabulka 7 Základní technické specifikace *XF8U-3 Crusader III* (Zdroj dat: [1, 22, 23])

Rozpětí křídel	39 stop 11 palců (11,9 m)
Délka	58 stop 8 palců (17,9 m)
Výška	16 stop 4 palce (4,9 m)
Maximální vzletová hmotnost	40086 liber (18143 kg)
Pohonná jednotka	Pratt & Whitney J75-P-6 o tahu 23500 liber (104,5 kN) s přídatným spalováním
Cestovní rychlost	575,3 mil/h (925,8 km/h)
Maximální rychlost	1578 mil/h (2540 km/h) Mach 2,39 při výšce 50000 stop (15270 m) [22] / 1819 mil/h (2927 km/h) [1]
Maximální provozní dostup	41800 stop (12468 m) [1] / 65000 stop [23]
Dolet	1755 mil (2824 km)
Osádka	1
Výzbroj	4x protivzdušná raketa AIM-9 Sidewinder a 3x protivzdušná raketa AIM-7 Sparrow [23]

Mezi nevýhody *XF8U-3* patřila tendence k pumpáži kompresoru během vysokých nadzvukových rychlostí. [1, 22] Další nevýhodou byla dlouhá startovací dráha, kterou ale při použití přídatného spalování bylo možné snížit na třetinových 2800 stop (853 m). Oproti původnímu plánu vybavit letoun čtyřmi raketami *AIM-7 Sparrow* bylo nakonec možné jej vybavit pouze třemi. [22]

Oproti svým předchůdcům neměl být *XF8U-3 Crusader III* vybaven kanóny, ale v rámci tehdejší představy o jejich zbytečnosti měl být vybaven pouze raketami. [1]

4.3. Odmítnutí

4.3.1. Důvody odmítnutí

Hlavním důvodem pro upřednostnění *McDonnell F4-HI Phantom II* před *Vought XF8U-3 Crusader III* byla preference US Navy pro letoun s dvoučlennou posádkou a rovněž preference vyšší spolehlivosti kterou letounu *F4-HI Phantom II* poskytovaly jeho dva motory. [1]

Dalším, ale spíše vedlejším, důvodem pro upřednostnění *F4-HI Phantom II* mohl být jeho potenciál na využití i pro boj s pozemními cíli, zatímco využití *XF8U-3 Crusader III* bylo limitováno na původně požadovanou roli záchytného stíhače. [23]

4.3.2. Srovnání s přijatým letadlem

McDonnell F4-HI Phantom II byl dvumotorový dolnoplošník, jehož křídla měla kladné vzepětí o úhlu 3 stupně, konce křídel pak kladné vzepětí o 12 stupňů. Jedním z hlavních rozdílů *F4-HI* a *XF8U-3* byl fakt, že součástí osádky *F4-HI* mimo pilota byl i radiový operátor, což umožňovalo pilotovi plně se soustředit na pilotování letadla. *Vought* naproti tomu u *XF8U-3* byl nespokojený s nevýhodami, které by přinesla úprava na dvoumístný letoun, a tak vkládali naději, že díky automatizovaným systémům by nebylo nutné mít radiového operátora v kokpitu a v kritických situacích by pilot mohl využít autopilota a věnovat se primárně radaru. [1]



Obrázek 8 *McDonnell F4-HI Phantom II* na letadlové lodi

Dle pozitivních zkušeností pilotů letounů *F4 Phantom II* s dělbou práce s radiovými operátory z období války ve Vietnamu, které zmiňuje Stephen Joiner ve svém článku pro časopis *Air & Space* [24], můžeme soudit, že výběr *F4-HI Phantom II* byl pro US Navy z tohoto hlediska správným rozhodnutím.

Vybrané technické údaje *McDonnell F4-HI Phantom II* viz Tabulka 8.

Tabulka 8 Vybrané technické údaje *McDonnell F4-HI Phantom II* (Zdroj dat: [1])

Maximální rychlost	1485 mil/h (2390 km/h)
Maximální provozní dostup	62000 stop (18897 m)
Maximální vzletová hmotnost	54600 liber (24493 kg)
Maximální dolet	2300 mil (3218,6 km)
Pohonná jednotka	2x General Electric J79-GE-8A/B/C každý o tahu 17000 liber (75,6 kN) s přidavným spalováním
Výzbroj	4x protivzdušná raketa AIM-7 Sparrow a 2x protivzdušná raketa AIM-9 Sidewinder, případně bombová kapacita až 16000 liber (7257 kg)

Ze srovnání tabulek Tabulka 7 a Tabulka 8 lze vidět, že *Vought XF8U-3 Crusader III* dosahoval vyšších rychlostí než *McDonnell F4-HI Phantom II* a rovněž měl nižší hmotnost. Naopak *F4-HI Phantom II* měl další výhodu v možnosti využití proti pozemním cílům. *F4 Phantom II* pak skutečně sloužil jako stíhací bombardér.

Vzhledem k používání na letadlových lodí ovšem měl *Vought XF8U-3 Crusader III* výhodu v tom, že zabíral o 20 % méně prostoru než vítězný *F4-HI Phantom II*. [22]

5. BAC TSR-2

5.1. Historie

BAC TSR-2 byl britský prototyp nadzvukového taktického útočného, popřípadě průzkumného letounu pro každé počasí. Byl vyvíjen konsorciem společností *British Aircraft Corporation (BAC)* skládající se z firem *Vickers-Armstrong*, *English Electric* a *Bristol*. [25, 26] Cílem programu pro vývoj letadla *TSR-2* bylo získat úderný letoun využívající kombinace vysokých rychlostí a nízké letové hladiny k útokům na pozemní cíle s použitím atomových nebo konvenčních bomb. Nízkou letovou hladinou se rozuměla výška pod 200 stop (61 m). Zároveň byl požadavek, aby letoun byl schopný provádět operace i ve středních a vysokých letových hladinách včetně průzkumných letů. Bylo požadováno, aby letoun měl bojový dolet 1000 námořních mil (1852 km) z toho 200 námořních mil (370 km) v nízké výšce. [25]

Dalším důležitým požadavkem byla nutnost letounu operovat z malých letišť, kdy požadovaná délka startovací dráhy neměla přesáhnout 1000 yardů (914 m) v případě misí na kratší vzdálenost neměla přesáhnout dokonce 600 yardů (549 m). Dále bylo požadováno, aby *TSR-2* byl schopný za letu udržovat nadzvukové rychlosti. Byla požadována rychlost Mach 2 při výšce 40000 stop (12192 m), což odpovídá rychlosti 2124 km/h. Maximální dolet letounu mělo být 2500 námořních mil (4630 km) a taky bylo požadováno, aby žádná porucha sama o sobě nezabránila letounu v návratu na letiště. [25]



Obrázek 9 *BAC TSR-2* na zemi

První let se konal 27.9.1964, byť k němu došlo hlavně ze symbolických důvodů a další lety se začaly konat s velkou prodlevou až 31.12.1964. [26, 27]

Program *BAC TSR-2* se potýkal s řadou zpoždění, průtahů, administrativních i technických problémů, zvýšení nákladů a byl předmětem politických bojů. Velká část těchto problémů byla způsobena nedostatkem vlivu *BAC* na subdodavatele různých součástí letadla a nedostatečnou komunikací mezi jednotlivými výrobci.

Byl zrušen 6. 4. 1965 a jako náhrada byl zvolen americký *General Dynamics F-111 Aardvark*, byť ani ten nakonec nebyl pořízen a k zaplnění role nového úderného letounu v RAF došlo tedy až v roce 1980 letadlem *Panavia Tornado*. [25, 26]

Jediný prototyp *BAC TSR-2*, který kdy vzlétl byl po zrušení programu využit jako cíl na střelnici, dva další prototypy skončily v muzeu. [26]

5.2. Technické specifikace

BAC TSR-2 měl delta křídlo umístěné na horní části trupu s úhlem šípů náběžné hrany 60 stupňů, konce křídel měly záporné vzepětí. Tenkost křídla vedla k tomu, že podvozek byl zatahován do prostorů v trupu. [28, 18] Letoun disponoval plovoucími horizontálními i vertikálními ocasními plochami. Zajímavé bylo, že horizontální plochy měly kromě klopení letadla na starost i jeho klonění. *TSR-2* tak neměl křídélka a celou odtokovou hranu křídla tak zabíraly ofukované klapky, což umožňovalo krátký vzlet. [28, 25, 18]

BAC TSR-2 využíval ve své konstrukci titanové slitiny a původně měla být využívána i slitina hliníku a lithia X2020, která se ale neosvědčila a byla nahrazena konvenčnějšími lehkými slitinami. Letoun dále využíval slitiny hliníku a mědi a podvozkové nohy byly vyrobeny z vysoce pevných ocelí. [25, 18]

Pokrokovým prvkem *TSR-2* byla jeho avionika využívající dva digitální (číslicové) počítače, byť avionika letounu z velké části byla analogová. [25] Letoun měl dopředný radar, propojený se systémem řízení letu, sledující povrch podél letové dráhy, který společně s rádiovým výškoměrem a dalším vybavením umožňoval bezpečně kopírovat terén. Systém by letounu umožňoval udržet automaticky bezpečný let i 30 metrů nad nerovným terénem. [25, 18] Mimo kopírování terénu se dopředný radar *TSR-2* používal k výpočtu odhozu bomb. [25]

BAC TSR-2 ve své prototypovém stavu měl spoustu problémů. Například měl problémy s korektním vysunutím podvozku, což málem vedlo i k zničení prvního prototypu. [26] Nicméně, díky tomu, že se letoun výborně ovládal, což byla jedna z jeho hlavních výhod, bylo možné zničení předejít. [26, 28] Dalším výrazným problémem byly silné vibrace hřídele v motoru způsobené přídavným spalováním, byť tento konkrétní problém se podařilo krátce před zrušením projektu spravit. [25]

Během vývoje se došlo k závěru, že ačkoliv projekt počítal s výzbrojí 1000 librovými (454 kg) bombami, reálně by jejich shazování z letadla nebylo příliš přesné a v případě shazování ve střemhlavém letu by zase bylo nerozumné vystavit z malé vzdálenosti protiletadlové palbě tak drahé letadlo jakým by byl *TSR-2*. Což vedlo k závěru, že primární výzbrojí letounu by byla taktická jaderná hlavice. [25]

Shrnutí základních technických specifikací viz Tabulka 9.

Tabulka 9 Základní technické specifikace *BAC TSR-2* (Zdroj dat: [18, 25, 27, 28])

Rozpětí křídel	37 stop (11,3 m)
Délka	89 stop (27,1 m)
Výška	23 stop 9 palců (7,2 m)
Maximální vzletová hmotnost	96000 liber (43545 kg)
Pohonná jednotka	2x Bristol Siddeley Olympus každý o tahu 61220 liber (136 kN)
Maximální rychlost	1485 mil/h (2390 km/h) Mach 2,35 při výšce 36000 stop (10973 m), 850 mil/h (1368 km/h) Mach 1,1 v nízkých výškách
Maximální provozní dostup	54000 stop (16460 m)
Operační dolet	1150 mil (1851 km) v režimu hi-hi, 800 mil (1287 km) v režimu lo-lo
Maximální Dolet	4250 mil (6840 km)
Osádka	2
Výzbroj	Taktická jaderná bomba, případně 12x 1000 librová (454 kg) konvenční bomba

5.3. Zrušení projektu

5.3.1. Důvody zrušení

Hlavním důvodem zrušení *BAC TSR-2* byly četné průtahy projektu, které vedly k nárůstu ceny jeho vývoje. Což se stalo i předmětem politického boje a k zrušení došlo půl roku po volbách, které vedly ke změně vládnoucí strany. [25, 26] Další vliv na zrušení projektu měl fakt, že velká část nové vlády byla značně kritická k užívání jaderných zbraní mimo jejich odstrašující funkci. Což byl pochopitelně pro pokračování projektu *BAC TSR-2* problém, jelikož jeho hlavní výzbrojí měla být taktická jaderná bomba. [25]

Další vysvětlení zrušení projektu stojí na spekulaci, že šlo o politickou dohodu mezi vládami Spojeného království a Spojených států amerických, kdy Británie by koupila americký *General Dynamics F-111 Aardvark* a na oplátku by USA podpořily žádost Británie na půjčku od Mezinárodního měnového fondu. [26]

5.3.2. Srovnání s náhradou

Ačkoliv, jak bylo již výše zmíněno, nakonec k nákupu *General Dynamics F-111 Aardvark* vládou Spojeného království nedošlo, tak v momentě zrušení *BAC TSR-2* se jednalo o předpokládanou náhradu, budu se v této části tedy věnovat srovnání právě těchto dvou letadel.

General Dynamics F-111 Aardvark disponoval křídlem s měnitelnou geometrií. Díky tomu byl schopný startovat na dráze 2000 stop (610 m), čímž by vyhovoval původním podmínkám kladeným na *BAC TSR-2*. Podobně jako *BAC TSR-2* měl F-111 dopředný radar sledující terén podél letové dráhy. [29, 30]



Obrázek 10 *General Dynamics F-111 Aardvark* za letu

Vybrané technické údaje *General Dynamics F-111 Aardvark* viz Tabulka 10.

Tabulka 10 Vybrané technické údaje *General Dynamics F-111* (Zdroj dat: [31])

Maximální rychlost	1452 mil/h (2337 km/h)
Maximální provozní dostup	57000 stop (17374 m)
Maximální vzletová hmotnost	92657 liber (42028,5 kg)
Dolet	3632 mil (5845 km)
Pohonná jednotka	2x Pratt & Whitney TF-30-P-3 každý o tahu 18500 liber (82,3 kN) s přidavným spalováním
Výzbroj	1x rotační kanón General Electric M-61A1, až 24 konvenčních bomb např. typu Mk 117 o hmotnosti 340 kg, případně taktické jaderné bomby

Ze srovnání tabulek Tabulka 9 a Tabulka 10 lze vidět, že oba letouny podávaly podobný výkon, byť *General Dynamics F-111 Aardvark* využíval slabších motorů, rovněž měl oproti *BAC TSR-2* výhodu v množství výzbroje, kterou byl schopný pojmout.

General Dynamics F-111 Aardvark v průběhu svého provozu v rukou USA ukázal dobré schopnosti při využívání konvenčních zbraní. [30] Což by šlo nazvat jako další výhodu oproti *BAC TSR-2*, jehož využití bylo centrováno na jaderné bomby.

6. NORTHROP YF-17

6.1. Historie

Northrop YF-17 byl prototyp stíhacího letounu účastníci se soutěže US Air Force Lightweight Fighter (LWF), která byla vypsána za účelem získání lehkého a levného stíhacího letounu. Kromě nízké hmotnosti a pořizovací ceny byl v rámci soutěže kladem důraz na obratnost a manévrovatelnost letounu a dobrou schopnost akcelerace. [32, 33]

Northrop v době vypsání soutěže LWF již vyvíjel nástupce pro svůj exportní stíhač *F-5* s názvem *P530 Cobra*, který se ukázal jako vhodný kandidát do soutěže a stal se předlohou pro *YF-17*. Dalším vývojem *P530* vznikla verze *P600*, kterou se *Northrop* snažil prodat do zahraničí. Tahle snaha byla neúspěšná, a tak došlo k převzetí nejlepších vlastností a rysů *P600* do vývoje *YF-17* a k sloučení obou modelů. [32, 1]

Poprvé vzlétl 9.6.1974. [32, 1] Z oslovených firem do soutěže LWF byl nakonec do finále kromě *Northrop* s *YF-17* vybrán i *General Dynamics* s jejich letounem *YF-16*. Který se po zhodnocení letových testů obou letadel stal vítězem soutěže. [32]



Obrázek 11 *Northrop YF-17 Cobra* za letu

Po odmítnutí konala na *YF-17* testy za transsonických rychlostí americká Národní agentura pro letectví a vesmír (NASA) za účelem studia manévrovatelnosti a sběru dat ohledně tlaku kolem letadla za letu pro účel zlepšení odhadů z aerodynamického tunelu pro budoucí letadla. [34, 1]

Shodou okolností US Navy ve stejné době hledalo pro použití na svých letadlových lodích také nový levný a lehký stíhací letoun. [32, 1] Námořnictvo mělo preferenci pro dvoumotorové stíhače, jelikož u takového letounu je větší šance jej zachránit v případě selhání motoru za letu. [32] Z tohoto důvodu nebyl letoun od *General Dynamics* přespříliš lákavý, a naopak firmě *Northrop* ve

spolupráci s *McDonnell Douglas* se podařilo námořnictvu navrhnout stíhač schopný operovat z letadlové lodě založený na svém dvoumotorovém *YF-17*. Výsledkem byl těžší *F-18 Hornet*, který kromě stíhače mohl plnit i úlohu bitevního letounu. [32, 1]

Pro účely vývoje *F-18* byly využity vyrobené prototypy *YF-17*, které tak opustily výzkumné středisko NASA. [34]

6.2. Technické specifikace

Jedním z nejvýraznějších prvků *Northrop YF-17* byly jeho kořenové prodloužení náběžných hran přecházející z jeho křídel na trup (Leading Edge Extensions – LEX), které připomínaly lem kobry, čímž taky vznikla přezdívka *Cobra*. Tato prodloužení náběžné hrany výrazně zvětšovala vztlak křídel a při manévrech s velkým úhlem náběhu pomáhala vést vzduch do přívodů vzduchu motorů, které byly umístěny po stranách trupu pod křídly. [32, 1] Shrnutí základních technických specifikací viz Tabulka 11.

Tabulka 11 Základní technické specifikace *Northrop YF-17* (Zdroj dat: [1])

Rozpětí	35 stop (10,6 m)
Délka	56 stop (17 m)
Výška	14 stop 6 palců (4,4 m)
Maximální vzletová hmotnost	24900 liber (11294 kg)
Pohonná jednotka	2x General Electric YJ101 každý o tahu 15000 liber (66,7 kN) s přidavným spalováním
Cestovní rychlost	647 mil/h (1041 km/h)
Maximální rychlost	1522 mil/h (2449 km/h)
Maximální provozní dostup	60000 stop (18288 m)
Dolet	2600+ mil (4184 km)
Osádka	1
Výzbroj	1x 20 mm rotační kanón General Electric Vulcan M-61A1, až 16000 liber (7257 kg) výzbroje vzduch-vzduch případně vzduch-země

Měl šípová křídla s úhlem šípu 20 stupňů a dvě vertikální ocasní plochy skloněné směrem od středu letadla ven. [1, 35] Pro dosažení nižší hmotnosti bylo v draku letadla užíváno uhlíkovo-epoxidových kompozitů, například na náběžných hranách

křídla, na klapkách, křidélkách, kormidlu, aerodynamické brzdě a dvířkách od podvozku. [1, 36] Horizontální stabilizátory byly plovoucí. [35]

Řízení letu bylo kombinací mechanických a elektronických (fly-by-wire) systémů. Ovládání horizontálních stabilizátorů, směrového kormidla a klapky bylo mechanické a ovládání křidélek bylo elektronické. [35]

YF-17 dokázal dosáhnout rychlosti 1 Mach i bez použití přídavného spalování tedy tzv. supercruise.[32] Při použití přídavného spalování byl schopný vzlétnout za 9 sekund na dráze 1200 stop (366 m), bez přídavného spalování za 13 sekund na dráze 1600 stop (488 m). [1] Kryt kokpitu byl zkonstruován bez výztuh, které by bránily výhledu a ani za sedadlem se nenacházela žádná podpěra, díky čemuž byl pilot schopný při pohledu přes pravé rameno vidět dokonce i levý vertikální stabilizátor. Další výhodou ve výhledu byl štíhlý nos letounu. [1]

6.3. Odmítnutí

6.3.1. Důvody odmítnutí

Po vyhodnocení leteckých testů *Northrop YF-17* a *General Dynamics YF-16* byl vítězem vyhlášen *YF-16*. Byť oba letouny podaly dobré výkony, bylo uvedeno, že *YF-16* měl výhody v obratnosti, akceleraci, vytrvalosti a rychlosti zatáčení převážně v transsonických a nadzvukových rychlostech. Další uvedené důvody byly vyšší povolené násobky zatížení (G-tolerance) a lepší výhled pilota *YF-16*. [1, 32]

6.3.2. Srovnání s přijatým letadlem

YF-16 měl digitální elektronické řízení letu (fly-by-wire) s dobrou odezvou. V kombinaci s relaxovanou stabilitou letounu to vedlo k lepší manévrovatelnosti. [1] Jeho křídla měla variabilní prohnutí profilu a další moderní vymožeností bylo vybavení průhledovým displejem (Heads Up Display – HUD). Díky svému bublinovému krytu kokpitu poskytoval pilotovi lepší výhled než *YF-17*. [32] Výhledu pomáhalo i naklonění sedadla o 30 stupňů, což usnadňovalo pilotovi snášet násobek zatížení. [1] Vybrané technické údaje *General Dynamics YF-16* viz Tabulka 12.



Obrázek 12 *General Dynamics YF-16*

Tabulka 12 Vybrané technické údaje *General Dynamics YF-16* (Zdroj dat: [1])

Maximální rychlost	1345 mil/h (2164,5 km/h)
Maximální provozní dostup	55000 stop (16764 m)
Maximální vzletová hmotnost	29896 liber (13560 kg)
Dolet	1407 mil (2264 km)
Pohonná jednotka	Pratt & Whitney F100-PW-100 o tahu 23830 liber (106 kN) s přidavným spalováním
Výzbroj	1x 20 mm rotační kanón M61A1 Vulcan, až 16000 liber (7257 kg) výzbroje vzduch-vzduch případně vzduch-země

Ze srovnání tabulek Tabulka 11 a Tabulka 12 lze vidět, že *Northrop YF-17* dosahoval větší maximální rychlosti než *General Dynamics YF-16*. Zároveň měl větší dolet a maximální provozní dostup a měl nižší maximální vzletovou hmotnost. S výjimkou hmotnosti však nešlo o hlavní vlastnosti, které byly v soutěži žádány.

Další výhodou byl fakt, že *YF-17* měl dva motory, což by mu oproti jednomotorovému *YF-16* dalo větší šanci na návrat letadla v případě výpadku (jednoho) motoru. To byl také později jeden z hlavních důvodů, proč se US Navy rozhodlo upřednostnit pro své potřeby letoun na bázi *YF-17* před variantou na bázi *YF-16*, jak již bylo zmíněno i výše.

7. NORTHROP YF-23

7.1. Historie

Northrop YF-23 byl prototyp stíhacího letounu, který se účastnil soutěže US Air Force na moderní úderný taktický stíhač (Advanced Tactical Fighter – ATF). [18, 1] Cílem bylo získat stíhač, který by nahradil stávající *F-15 Eagle*. [37] Součástí soutěže se stalo využití nové technologie stealth. Soutěžily spolu dvě skupiny výrobců, *Northrop* a *McDonnell Douglas* pracovali na *YF-23* a firmy *Locheed*, *Boeing* a *General Dynamics* pracovaly na letounu *YF-22*. [1, 37] Zároveň se soutěží na letoun probíhala i soutěž na motor, kterým by letoun byl vybaven, a to mezi *General Electric YF120-GE-100* a *Pratt & Whitney YF119-PW-100*. [1]



Obrázek 13 Oba postavené prototypy *Northrop YF-23* za letu

Požadavkem byla snadnější údržba oproti ostatním stíhačům své doby, dále schopnost letět nadzvukovými rychlostmi mezi 1,4 a 1,5 Mach bez použití přídavného spalování, tzv. supercruise, a dobrá schopnost zachování bojeschopnosti letadla. Dalším požadavkem bylo snížení startovací a přistávací dráhy letounů na maximální délku 2000 stop (610 m). Dalšími požadavky byla maximální vzletová hmotnost 50000 liber (22680 kg) a bojový dosah 800 mil (1287,5 km) [37, 38, 39, 40] Hlavním bojovým úkolem letounů soutěže AFT bylo dosažení vzdušné nadvlády, bránit vlastní vzdušný prostor a napadat letecké cíle ve vzdušném prostoru nepřítele. US Air Force předpokládalo početní nevýhodu ve vzdušném boji, požadovalo proto pro letoun, který by vzešel ze soutěže AFT, schopnost najít a identifikovat nepřátelský letoun a vystřelit po něm raketu, aniž by jím sám mohl být spatřen, či detekován. A pro tento účel se požadovala kombinace vyšších rychlostí a dobrých manévrovacích schopností, velký dosah senzorů pro odhalení nepřátelských letounů a obtížná zjistitelnost letadla. [39]

Výrobci měli jinak ve vypracování svých návrhů volnost, jak výše zmíněných požadavků dosáhnout. [1]

Northrop YF-23 poprvé vzletl 27.8.1990 a stal se prvním stíhačem, který dokázal dosáhnout a udržet supercruise o rychlosti nad 1,5 Mach. Byly vyrobeny celkem dva prototypy. Vítězem soutěže byl nakonec vyhlášen *Lockheed YF-22* a motor *Pratt & Whitney YF119-PW-100*, který tak byl používán ve finálním letounu *F-22*. Prototypy *YF-23* měly být využity pro testy ve výzkumném centru NASA, nicméně z toho sešlo a v roce 1996 byly přesunuty do muzea. [1, 37]

7.2. Technické specifikace

Northrop YF-23 měl šípovité křídlo s úhlem šípu náběžné hrany i odtokové hrany 40 stupňů. Tento půdorys křídel pomáhal skrýt letadlo před radarem, spolu s absencí ostrých hran a plynulými přechody mezi prvky letadla, které mají výhodu, že neškodí aerodynamickým vlastnostem letounu. Měl plovoucí motýlkové ocasní plochy o čtvrtinové velikosti křídla, které bylo možné natáčet v úhlu 40 stupňů. Let byl řízen kooperací ocasních ploch a klapek. [1, 41]

Zajímavým prvkem *YF-23* byly jeho lichoběžníkové přívody vzduchu vedoucí vzduch po esovité dráze. Motory ležely nad rovinou křídla a přívody vzduchu překonávaly v horizontálním i vertikálním směru vzdálenost odpovídající průměru oběžného kola prvního stupně kompresoru. Lopatky kompresoru tak byly skryty před radarovými vlnami přicházejícími zepředu letadla. [1, 41] Trysky motorů byly umístěny z vrchní strany trupu, nebyly ale umístěny přímo u zvlněné odtokové hrany letounu. Mezi tryskami a odtokovou hranou byly totiž umístěny průchody pro spaliny z motorů, které byly vyloženy tepelně odolnými dlaždicemi, tak došlo ke stínění výtokových spalin, což vedlo k menšímu tepelnému obrazu letounu. Tyhle průchody vzduchu byly dále vybaveny otvory, kterými byl kompresorem veden studený vzduch. [1]

YF-23 byl vybaven automatickým systémem pro ovládání mezní vrstvy (Boundary Layer Control System). Systém spočíval v tom, že před přívody vzduchu v místě, kde se potkávaly s trupem, byly umístěny speciální panely, které měly vyvrtané malé otvory. Ty odváděly mezní vrstvu lpící na trupu letounu, která dále byla odvedena speciálními dvířkami na vrchní straně trupu pryč z letounu. [42]

YF-23 měl relaxovanou statickou stabilitu a vícero záložních elektronických systémů řízení letu (fly-by-wire). [41] Měl dvoudílnou vysoce posazenou kabinu s dobrou viditelností pro pilota, která byla zhotovena z kombinace skla a polykarbonátu. [1] Polovina povrchu *YF-23* byla pokryta speciálními kompozitními materiály pohlcující radarové vlny. [43] Během testovacích letů dokázal *Northrop* spolehlivost letounu provedením šesti letů připomínajících dobou bojové mise po celkovou dobu deseti hodin, kdy pro srovnání stíhače *F-15* během války v Perském zálivu létaly jen tři až čtyři mise denně. [1, 43] Shrnutí základních technických specifikací viz Tabulka 13.

Tabulka 13 Základní technické specifikace *Northrop YF-23* (Zdroj dat: [1, 41])

Rozpětí křídel	43 stop 7 palců (13,3 m)
Délka	67 stop 5 palců (20,5 m)
Výška	13 stop 11 palců (4,2 m)
Maximální vzletová hmotnost	54000 liber (24493 kg)
Pohonná jednotka	Prototyp 1: 2x Pratt & Whitney YF-119-PW-100 každý o tahu 35000 liber (155,6 kN) Prototyp 2: 2x General Electric YF-120-GE-100 každý o tahu 35000 liber (155,6 kN)
Cestovní rychlost	1381 mil/h (2222,5 km/h) Mach 1,8
Maximální rychlost	1522+ mil/h (2449+ km/h) Mach 2+ (maximální rychlost je tajná)
Maximální provozní dostup	50050 stop (15255 m)
Maximální dostup	65000 stop (19812 m)
Dolet	2800 mil (4506 km)
Bojový dolet	900 mil (1448 km)
Osádka	1
Výzbroj	1x rotační kanón General Electric M-61A1, 2x protivzdušná raketa AIM-9 Sidewinder a 4x protivzdušná raketa AIM-120 AMRAAM

Kvůli potřebě skrytí před radarem byla výzbroj *YF-23* umístěna v hluboké pumovnici, která se nacházela na spodní straně trupu v oblasti mezi přívody vzduchu. Pumovnice měla velké vyklápějící se dveře. Rakety typu *AIM-120 AMRAAM* by byly umístěny nad sebou uvnitř pumovnice, zatímco rakety *AIM-9 Sidewinder* by byly připevněné ke dveřím pumovnice. Takhle hluboká pumovnice zvětšovala potenciál *YF-23* pro použití na operace vzduch-země, kdy by mohl být vybaven až 2000 librami (907 kg) výzbroje proti pozemním cílům, byť to nebyl primární úkol letounů ATF. Nicméně umístění raket nad sebe vytváří riziko, že při zaseknutí jedné rakety nebude možné použít rakety nad ní. V případě vítězství *YF-23* v soutěži ATF byl plán hotový letoun *F-23* vybavit další menší pumovnicí umístěnou pod kabinou letounu, která by byla schopná pojmout další pár raket *AIM-9 Sidewinder*. [44]

7.3. Odmítnutí

7.3.1. Důvody odmítnutí

Po proběhnutí letových testů obou letadel byl vítězem vyhlášen *Lockheed YF-22*, důvodem bylo uvedeno, že *YF-22* byl schopnější a levnější [6]. Důležitým prvkem zřejmě byla větší důvěra ve výrobní odvětví firmy *Lockheed*, přičemž reputace firmy *Northrop* byla v tomto poškozena mimo jiné překračováním nákladů u výroby *Northrop B-2 Spirit*. *YF-23* rovněž měla více experimentálnějších prvků, zatímco *YF-22* zřejmě působil jako tradičnější a jistější volba. [1, 45, 44]

Další výhodou týmu vedeného společností *Lockheed* byl úspěšnější marketing svého produktu, kdy se snažil zapůsobit manévrovacími schopnostmi *YF-22* nad rámec požadavků, byť by *YF-23* toho byl nejspíš také schopný. Na *YF-22* byl rovněž proveden test vypálení rakety, byť tento test opět nebyl součástí požadavků. [45, 43, 44]

7.3.2. Srovnání s přijatým letadlem

Lockheed YF-22 měl oproti *Northrop YF-23* vektorování tahu a obecně měl výhodu v manévrovatelnosti oproti *YF-23*, nicméně cenou za to měl oproti *YF-23* nižší schopnost zabránění detekce nepřítelem. [1] Rozdíly v detekci byly dále ovlivněny mírou pokrytí speciálními kompozitními materiály pohlcujícími radarové vlny, přičemž *YF-23* jimi měl pokrytou přibližně polovinu svého povrchu, zatímco *YF-22* jen asi 40 %. [41, 38] *YF-22* dále pro ovládání mezní vrstvy u přívodů vzduchu využíval mezery mezi trupem a přívody, což vedlo k nepříznivému místu z hlediska skrytí letounu před radarem, zatímco *YF-23* měl tenhle problém vyřešen elegantněji, jak bylo již zmíněno výše. [42] Je dobré podotknout, že *YF-23* i bez vektorování tahu byl schopen docílit všech požadavků na manévrovatelnost. Nicméně *YF-22* měl další výhodu v manévrovatelnosti díky umístění svých motorů blíž u sebe, než měl *YF-23*, jehož dál od sebe umístěné motory zase dávaly letounu výhodu z hlediska přežití v případě přetržení turbíny jednoho z motorů. [41]



Obrázek 14 Oba prototypy *Lockheed YF-22*

Vysvětlení pro rozdíl priorit obou letadel podle testovacího pilota Davida Fergusona uvádí Rick Wartzman ve svém článku [43] jako rozdíl v představě, jak by probíhal letecký boj. *Northrop* pokládal jako prioritu skrytí letadla před nepřátelskými senzory, díky kterému by se letadlo vyhnulo boji na kratší

vzdálenost. Zatímco ve filozofii *Lockheed* jakmile dojde k vypálení první rakety na nepřátelská letadla, tak dojde k vizuálnímu kontaktu a dojde k boji na kratší vzdálenost, kde bude zase stěžejní manévrovatelnost letounu. [43]

Jak již bylo zmíněno výše, *YF-23* měl v uložení výzbroje ve své hluboké pumovnici výhodu ve větším potenciálu k využití letounu na operace vzduch-země za cenu rizika, že selhání jedné rakety vzduch-vzduch mohlo znemožnit použití i dalších. Naproti tomu *YF-22* měl ze spodní strany trupu jednu mělčí, ale širší pumovnici, kde byly umístěny vedle sebe čtyři rakety *AIM-120 AMRAAM* a po stranách této pumovnice byly z boční strany trupu dvě menší pumovnice, každá na jednu raketu *AIM-9 Sidewinder*. Výhodou bylo, že každá raketa byla vypálena z letounu pomocí vlastního pneumatického zařízení, odpálení každé rakety tedy bylo nezávislé na ostatních. [44]

Vybrané technické údaje *Lockheed YF-22* viz Tabulka 14.

Tabulka 14 Vybrané technické údaje *Lockheed YF-22* (Zdroj dat: [1, 41])

Cestovní rychlost	1059 mil/h (1704 km/h) Mach 1,6
Maximální rychlost	1451 mil/h (2335 km/h) Mach 2,2 (opravdová maximální rychlost je tajná)
Maximální provozní dostup	50000 stop (13472 m)
Maximální vzletová hmotnost	58000 liber (26308 kg)
Bojový dolet	800 mil (1482 km)
Pohonná jednotka	Prototyp 1: 2x Pratt & Whitney YF-119-PW-100 každý o tahu 35000 liber (155,6 kN) Prototyp 2: 2x General Electric YF-120-GE-100 každý o tahu 35000 liber (155,6 kN)
Výzbroj	1x rotační kanón General Electric M-61A1, 2x protivzdušná raketa AIM-9 Sidewinder a 4x protivzdušná raketa AIM-120 AMRAAM

Ze srovnání tabulek

Tabulka 13 a Tabulka 14 lze vidět, že *Northrop YF-23* měl oproti svému konkurentovi nižší hmotnost, větší bojový dolet a s nejvyšší pravděpodobností dosahoval i vyšších rychlostí. S výjimkou menšího důrazu na manévrovací schopnosti, než jaké měl *Lockheed YF-22* a menších jistot projektu, ale za lepších schopností se skrýt před nepřátelskými senzory se tedy může zdát, že US Air Force vybralo míň výkonný model.

K čemuž je dobré na závěr podotknout, že v době ukončení soutěže ATF (23.4.1991) byl východní blok již ve fázi rozkladu a začalo klesat množství objednaných kusů vítězného letounu, [1] což by vysvětlovalo i jeho vítězství, coby cenově jistější varianty, byť v důsledku snížení počtu objednaných kusů došlo k nárůstu ceny za kus. [1]

8. ZHODNOCENÍ

Tato kapitola se věnuje zhodnocení získaných poznatků z předchozí rešeršní části. V práci bylo zpracováno celkem sedm odmítnutých prototypů a příslušných soutěží, jejich přehled viz Tabulka 15.

Tabulka 15 Přehled zpracovaných soutěží a projektů

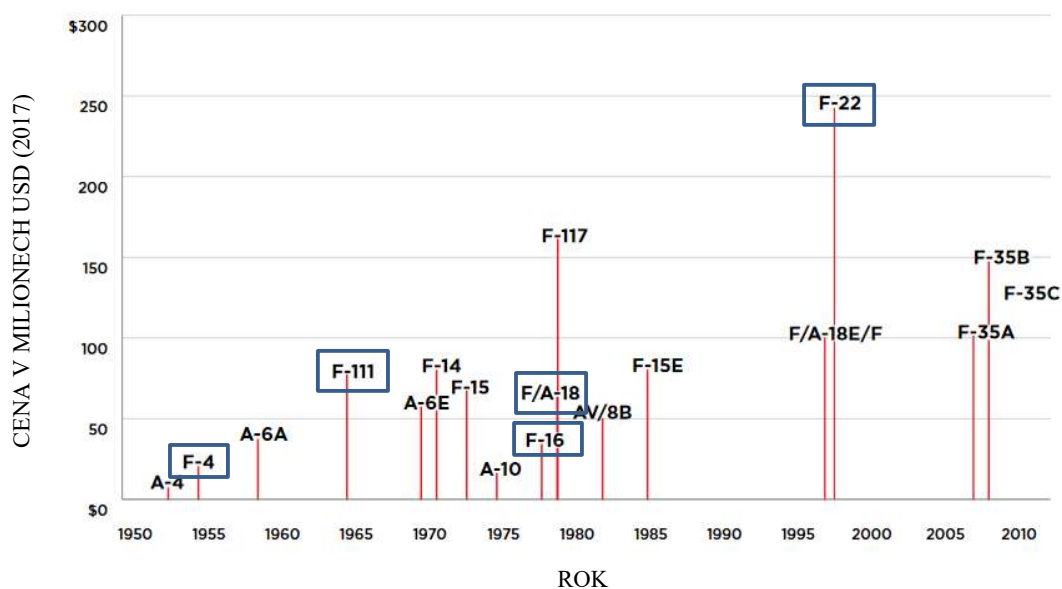
Název	Typ	Odmítnuté letadlo	Vybrané letadlo	Rok rozhodnutí
Penetration Fighter	Soutěž	Lockheed XF-90	McDonnell XF-88 Voodoo	1950
Výběr stíhacího bombardéru US Air Force	Neformální soutěž	North American F109A	Republic YF-105A	1957
Avro Canada CF-105 Arrow	Projekt	Avro Canada CF-105 Arrow	McDonnell F-101B Voodoo	1959
Výběr palubního záchytného stíhače US NAVY	Soutěž	Vought F8U-3 Crusader III	McDonnell F4H-1 Phantom II	1958
BAC TSR-2	Projekt	BAC TSR-2	General Dynamics F-111 Aardvark	1965
Lightweight Fighter	Soutěž	Northrop YF-17	General Dynamics YF-16	1975
Advanced Tactical Fighter	Soutěž	Northrop YF-23	Lockheed YF-22	1991

Srovnáme-li letouny ze soutěže Penetration fighter s letouny ze soutěže Advanced Tactical Fighter, vidíme velký pokrok, kterého bylo v oblasti letectví během studené války dosaženo. První soutěž se konala v době prvních proražení zvukové bariéry, začaly se používat první proudové motory s přídavným spalováním a hlavní výzbrojí vedle kanónů byly neřízené rakety. V druhé soutěži byla letadla, která nepotřebují k překonání rychlosti 1,5 Mach ani motory s přídavným spalováním, dokážou nepřítel sestřelit naváděnou raketou, aniž by byla vizuálně spatřena, ba dokonce aniž by byla spatřena na radaru.

Byť letadla zpracovaná v téhle práci nedosáhla sériové výroby, byla přesto tohoto pokroku součástí a svým způsobem onen pokrok i vedla. Příkladem jsou třeba fly-by-wire systémy *Avro Canada CF-105 Arrow* nebo systém kopírování terénu *BAC TSR-2*.

Situace kolem vývoje jednotlivých letadel nám dává i jistý historický náhled, seznamující nás se soudobými pohledy na různé věci. Příkladem je předdimenzování *Lockheed XF-90* z nereálných obav o obrovském vzrůstu strukturálních zatížení v důsledku prolomení zvukové bariéry, poukazující na důležitost znalostí skutečných zatížení konstrukce, aby bylo možné ji správně dimenzovat. Nebo například situace, kdy v době vypuštění družice *Sputnik 1* začaly vznikat představy o nadcházející zbytečnosti záchytných letounů, což ovlivnilo projekt *Avro Canada CF-105 Arrow*.

Soutěž *Lightweight Fighter* a do jisté míry i *Advanced Tactical Fighter* ukazují, že ne vždy šlo o honbu za nejvýkonnějším strojem a rozhodující mohla být i otázka ceny. Vzhledem k růstu komplexnosti vojenských letadel v průběhu času není příliš překvapivé, že dochází k růstu komplexnosti jejich výroby, a tedy i výrobní ceny. Obrázek 15 představuje graf Washingtonského think-tanku *Center for a New American Security (CNAS)* zobrazující vývoj pořizovací ceny amerických stíhacích a bitevních letounů mezi lety 1950 až 2010 v milionech USD přepočítaných na hodnotu z roku 2017.



Obrázek 15 Vývoj pořizovací ceny za kus amerických stíhačů a bitevníků

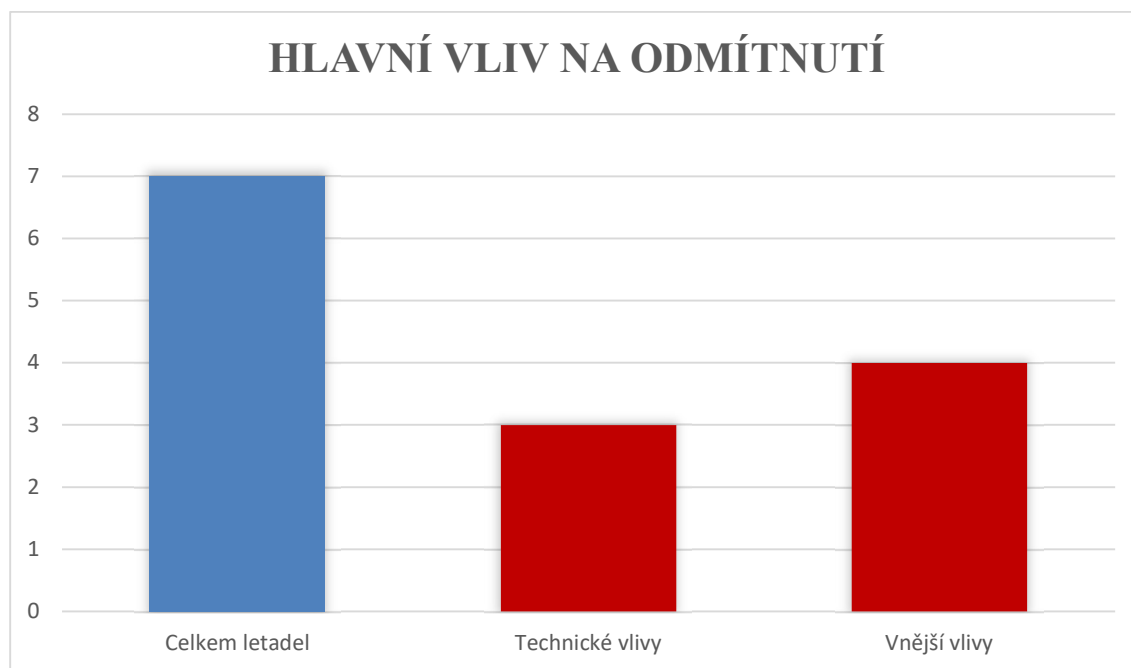
Modrými rámečky jsou zvýrazněny letouny zmíněné v této práci. Byť v soutěži ATF se při výběru vítěze projevovala i cena, tak vidíme z grafu, že pořizovací cena jednoho letounu *Lockheed F-22* byla velmi vysoká. To bylo způsobeno z velké míry poklesem množství objednaných kusů v důsledku konce studené války.

S rostoucí komplexností výroby a vývoje moderních vojenských letadel souvisí i rozhodnutí zahrnout v téhle práci kanadský projekt *Avro Canada CF-105 Arrow* a britský projekt *BAC TSR-2*, byť mírně vybočují ze zadání práce. Kromě toho, že oba měly inovativní prvky, tak rovněž podtrhují nárůst komplexnosti ve vývoji moderních vojenských letounů v průběhu studené války a poukazují na problematiku menších zemí udržet krok s většími zeměmi s větším leteckým průmyslem. V tomto případě se Spojenými státy americkými.

Společným znakem řady letounů zpracovaných v této práci je jejich odmítnutí v prospěch jiného letounu, které dává prostor k diskusi, zda volba vítězného letounu byla správným rozhodnutím. U letounu *Northrop YF-23* se například nabízí otázka, jestli by nebyl vhodnější volbou proti svému konkurentovi, zvláště když měl mimo jiné pravděpodobně lepší schopnosti se skrýt před nepřátelskými senzory a dosahoval vyšších rychlostí.

Další prostor k diskusi se nabízí u zvolení *Republic F-105B Thunderchief* místo *North American F-107A*. Přihlédneme-li k některým nevýhodám, které se projeví u *F-105B* během jeho nasazení ve válce ve Vietnamu, které ale nebyly přítomné na *F-107A*, může se tak jevit, že *F-107A* by možná byl lepší volbou pro Spojené státy americké. Samozřejmě jakýkoliv takový závěr by byl vysoce spekulativní, jelikož je nemožné kompletně odhadnout veškeré důsledky, která by výše uvedená rozdílná volba přinesla. Možnost takové diskuse taky stojí na nadhledu získaném s odstupem času, který žádná ze zodpovědných osob v rozhodovacím procesu nemohla mít.

S otázkou vhodné volby letounu je spojena i otázka, co bylo v první řadě důvodem pro odmítnutí neúspěšného stroje. Rozdělení hlavních vlivů na odmítnutí letadla zobrazuje Obrázek 16.



Obrázek 16 Graf hlavních důvodů odmítnutí letounů

Levý sloupec grafu zobrazuje celkový počet prototypů rozebraných v této práci. Prostřední sloupec zobrazuje četnost letadel s převažujícími technickými vlivy na odmítnutí, čímž rozumíme míň uspokojivé technické parametry, ale i uživatelskou preferenci pro jisté konstrukční prvky přítomné na konkurenčním letounu. Pravý sloupec pak představuje převažující vnější vlivy vedoucí k odmítnutí letadla, čímž rozumíme aspekty, na které konstruktéři těchto letounů neměli přímý vliv. Konkrétně jde například o poškozenou pověst výrobního odvětví firmy *Northrop* dodržovat dohodnuté výrobní náklady, což ovlivnilo výsledek soutěže *Advanced Tactical Fighter*, případně zatažení projektu *Avro Canada CF-105 Arrow* do předvolebních bojů.

Srovnáme-li četnost technických a vnějších vlivů na odmítnutí letadel, vidíme, že na odmítnutí letadel zpracovaných v této práci měly hlavní vliv vnější vlivy. Vzhledem

k průřezovému charakteru této práce nemá poměr vnějších a technických vlivů sám o sobě směrodatný charakter. Nicméně je patrné, že při konstrukci letadel je nutné mít na paměti, že existují i důvody nezávislé na práci inženýrů, které mohou zásadním způsobem ovlivnit úspěšnost projektu. Zvláště ve specifické oblasti armádních zakázek, které se věnuje tahle práce, kdy jakákoliv taková zakázka dostává vzhledem k financování z peněz daňových poplatníků i politický rozměr. Což patřilo mezi hlavní důvody neúspěchu projektů *BAC TSR-2* a *Avro Canada CF-105 Arrow*.

Studium neúspěšných prototypů může pomoci k obecnému přehledu o konstrukci v letectví a přispět ke kritickému hodnocení nových návrhů. Může napomoci i pochopení současných trendů a aktuální situace v historických souvislostech.

ZÁVĚR

Byla provedena rešerše sedmi odmítnutých prototypů letadel, tak že průřezově pokrývají období studené války. Byly uvedeny jejich technické specifikace a zjištěny pravděpodobné důvody jejich odmítnutí. Odmítnutá letadla byla dále srovnána se zvolenou náhradou.

Vyhodnocením získaných poznatků lze usoudit, že na úspěšnost projektů mají mimo technickou zdatnost letounu i nezanedbatelný vliv vnější vlivy, které nejsou přímo ovlivnitelné prací konstruktérů. Rovněž lze konstatovat, že v průběhu studené války došlo k nárůstu komplexnosti armádních letounů a spolu s tím i k nárůstu jejich kusových pořizovacích cen, což vedlo k většímu důrazu na cenu a snadnost údržby letounů v požadavcích při vypisovaných leteckých soutěžích.

Byť projekty a prototypy letadel zpracované v téhle práci byly odmítnuté nebo zrušené, nelze je vždy označit za neúspěšné. Mnohdy ověřovaly inovativní prvky a byly cennými zdroji zkušeností pro jejich konstrukční týmy, případně posloužily i výzkumným účelům. Z dnešní perspektivy poskytují odlišný pohled na část letecké historie. Dávají nám přehled o vztahu mezi zadáním konstrukčního procesu, přístupy k jeho plnění, hodnocením a upozorňují na možné komplikace a úskalí, která se mohou vyskytnout.

SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

1. SIMONSEN, Erik. *Complete History of U.S. Combat Aircraft: Winners, Losers, and What Might Have Been*. Ilustrované vydání. Specialty Press, 2016. ISBN 1580072275.
2. MÜHLBAUER, Wolfgang. Lockheed XF-90: Mehr Schein als Sein. *Flugzeug Classic*. GeraMond Verlag, 2020, **2020**(9), 30-35.
3. ESCALONA, Jorge a Karen ESCALONA. Nukes vs. Airplanes. *Air & Space Magazine* [online]. 2008, **2008**(7) [cit. 2021-03-25]. Dostupné z: <https://www.airspacemag.com/military-aviation/nukes-vs-airplanes-45150328/?page=1>
4. SCAMMELL, Derek S., ed. *Nevada Test Site Guide*. NNSA [online], 2005, 65. [cit. 2021-03-25]. Dostupné z: https://www.nnss.gov/docs/docs_LibraryPublications/DOENV_715_Rev1.pdf
5. McDonnell XF-88 Voodoo. *Military Factory* [online]. 18.11.2017 [cit. 2021-03-26]. Dostupné z: https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft_id=529
6. MONROE, Conner, ed. XF-88. *NASA* [online]. 7.8.2017 [cit. 2021-03-26]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/centers/armstrong/multimedia/graphics/EG-0100-01.html>
7. YF-107 Fighter. *Boeing* [online]. [cit. 2021-02-15]. Dostupné z: <https://www.boeing.com/history/products/yf-107.page>
8. KNAACK, Marcelle Size. *Encyclopedia of US Air Force Aircraft And Missile Systems: Volume I Post World War II Fighters 1945-1973*. Washington, D.C.: Office of Air Force History, 1978, s. 329.
9. WILKINSON, Stephan. Century Series Wannabe: North American F-107A. *Air & Space Magazine* [online]. 2010, 7.2010, **2010**, 1-2 [cit. 2021-02-15]. Dostupné z: <https://www.airspacemag.com/military-aviation/century-series-wannabe-209334/?page=2>
10. F-107A. *NASA* [online]. 28.9.2006 [cit. 2021-02-15]. Dostupné z: https://www.nasa.gov/centers/dryden/multimedia/imagegallery/F-107A/F-107A_proj_desc.html
11. *Republic F-105 Thunderchief* [online]. 26.6.2016 [cit. 2021-03-16]. Dostupné z: <http://www.aeroflight.co.uk/aircraft/types/type-details/republic-f-105-thunderchief.htm>
12. CHONG, Barry. Avro Arrow. *The Canadian Encyclopedia* [online]. Historica Canada, 2019, 27. 5. 2019 [cit. 2021-02-22]. Dostupné z: <https://www.thecanadianencyclopedia.ca/en/article/avro-arrow>
13. CZEK, Alex. Avro Canada CF-105 Arrow. *Military Factory* [online]. 5.6.2018 [cit. 2021-02-22]. Dostupné z: https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft_id=680

14. Avro Canada CF-105 Arrow 2. *Canada Aviation and Space Museum* [online]. [cit. 2021-02-22]. Dostupné z: <https://ingeniumcanada.org/aviation/artifact/avro-canada-cf-105-arrow-2>
15. Arrow II Project Technical Details. *Avro Museum* [online]. [cit. 2021-02-25]. Dostupné z: <https://www.avromuseum.com/technical-details.html>
16. CF-105 Arrow - Fast Facts. *Avro Museum* [online]. [cit. 2021-02-22]. Dostupné z: <https://www.avromuseum.com/fast-facts4.html>
17. CF-105 Arrow. *Royal Canadian Air Force* [online]. 27.2.2018 [cit. 2021-02-22]. Dostupné z: <http://www.rcaf-arc.forces.gc.ca/en/aircraft-historical/cf-105.page>
18. DONALD, David. *Encyklopedie letadel světa*. Praha: Cesty, 1999. ISBN 80-718-1230-7.
19. IM-99A/B Bomarc Missile. *Boeing* [online]. [cit. 2021-03-02]. Dostupné z: <https://www.boeing.com/history/products/im-99a-b-bomarc-missile.page>
20. SAGE: The First National Air Defense Network. *IBM* [online]. [cit. 2021-03-02]. Dostupné z: <https://www.ibm.com/ibm/history/ibm100/us/en/icons/sage/>
21. F-101 Voodoo Fighter. *Boeing* [online]. [cit. 2021-03-02]. Dostupné z: <https://www.boeing.com/history/products/f-101-vooodoo.page>
22. DORR, Robert F. F8U-3 Crusader Was ‘Really Hot’ Might Have Been. *Defense Media Network* [online]. 17.11.2012 [cit. 2021-04-07]. Dostupné z: <https://www.defensemedianetwork.com/stories/f8u-3-crusader-was-really-hot-might-have-been/>
23. Vought XF8U-3 Crusader III: Carrier-based Fighter Aircraft Prototype. *Military Factory* [online]. 21.2.2018 [cit. 2021-04-07]. Dostupné z: https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft_id=1206
24. JOINER, Stephen. What Couldn't the F-4 Phantom Do?: A tribute to McDonnell's masterpiece fighter jet. *Air & Space Magazine* [online]. 2015, 2015(3) [cit. 2021-04-09]. Dostupné z: <https://www.airspacemag.com/military-aviation/what-couldnt-f-4-phantom-do-180953944/?page=1>
25. HUNTER, Alexander Freeland Cairns, ed. *TSR2 with HINDSIGHT* [online]. Spojené království Velké Británie a Severního Irsku: Royal Air Force Historical Society, 1998 [cit. 2021-04-09]. ISBN 0-9519824 8 6. Dostupné z: <https://www.rafmuseum.org.uk/documents/research/RAF-Historical-Society-Journals/Journal-17B-TSR2-with-Hindsight.pdf>
26. NOLAND, David. Britain's High-Mach Heartbreak: The TSR-2 bomber was a case of aeronautical genius foiled by political foolishness. *Air & Space Magazine* [online]. 2013(4) [cit. 2021-04-09]. Dostupné z: <https://www.airspacemag.com/military-aviation/cancelled-britains-high-mach-heartbreak-4036788/>

27. *British Aircraft Corporation TSR 2: Tactical Strike and Reconnaissance 2* [online]. [cit. 2021-04-13]. Dostupné z: <http://aviation.elettra.co.uk/tsr2/>
28. BAC TSR-2: One of the most technically advanced aircraft of the 1960's. *BAE Systems* [online]. [cit. 2021-04-09]. Dostupné z: <https://www.baesystems.com/en/heritage/bac-tsr-2>
29. F-111 Tactical Strike Aircraft. *Airforce Technology* [online]. [cit. 2021-04-14]. Dostupné z: <https://www.airforce-technology.com/projects/fl111fighter/>
30. F-111. *Lockheed Martin* [online]. [cit. 2021-04-14]. Dostupné z: <https://www.lockheedmartin.com/en-us/news/features/history/f-111.html>
31. General Dynamics F-111A Aardvark. *National Museum of the United States Air Force* [online]. 15.5.2015 [cit. 2021-04-14]. Dostupné z: <https://www.nationalmuseum.af.mil/Visit/Museum-Exhibits/Fact-Sheets/Display/Article/196049/general-dynamics-f-111a-aardvark/>
32. SIMONSEN, Erik. Legacy of the Light Weight Fighter Competition. *Air Force Magazine* [online]. 2017, **2017**(0217), 59-63 [cit. 2021-03-17]. Dostupné z: <https://www.airforcemag.com/PDF/MagazineArchive/Documents/2017/February%202017/0217lightweigh.pdf>
33. HALLION, Richard. *On the Frontier: Flight Research at Dryden, 1946-1981*. Scientific and Technical Information Branch, National Aeronautics and Space Administration, 1984.
34. CALZADA, Ruby. YF-17. *NASA* [online]. 7.8.2017 [cit. 2021-03-17]. Dostupné z: https://www.nasa.gov/centers/dryden/multimedia/imagegallery/YF-17/X-17_proj_desc.html
35. SISK, Thomas R. a Neil W. MATHENY. *NASA Technical Paper 1677: Precision Controllability of the YF-17 Airplane*. 1980. Dostupné z: https://www.nasa.gov/centers/dryden/pdf/87923main_H-1089.pdf
36. *F-18 Composite Structures Data Analysis*. Washington D.C.: Naval Air Systems Command, 1978, 43. Dostupné z: <https://apps.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a064101.pdf>
37. LEONE, Dario. The Northrop YF-23 Black Widow II. *The Aviation Geek Club* [online]. 18.5.2017 [cit. 2021-03-29]. Dostupné z: <https://theaviationgeekclub.com/northrop-yf-23-black-widow-ii-super-fighter-usaf-rejected-favor-less-stealth-yf-22/>
38. COOK, W.J. Dogfight futures. *U.S. News* [online]. 1990, **109**(24), 74-75 [cit. 2021-03-29]. ISSN 00415537.
39. CONAHAM, Frank C. *The Advanced Tactical Fighter's Costs, Schedule, and Performance Goals*. 1988. Dostupné z: <https://www.gao.gov/assets/nsiad-88-76.pdf>

40. Flightline: 122 - 1981 Advanced Tactical Fighter Program. *Drivetribe* [online]. [cit. 2021-03-29]. Dostupné z: <https://drivetribe.com/p/flightline-122-1981-advanced-tactical-etnIHXlKQYmbc761Zmfbfg?iid=fK5NX5xBTbO8Iby2ZWVITA>
41. KOPP, Carlo. The Advanced Tactical Fighter: [YF-22 and YF-23]. *Australian Aviation* [online]. 1991, **1991** [cit. 2021-03-30]. Dostupné z: <http://www.ausairpower.net/TE-ATF-91.html>
42. ROGOWAY, Tyler. The YF-23's Air Inlet Design Was Its Most Exotic Feature You Never Heard Of. *The Drive* [online]. 15.5.2018 [cit. 2021-03-30]. Dostupné z: <https://www.thedrive.com/the-war-zone/20881/the-yf-23s-air-inlet-design-was-its-most-exotic-feature-you-never-heard-of>
43. Rick Wartzman. Dog Fight: U.S. Aerospace Firms, Their Futures at Stake, Vie to Build Fighter --- Two Groups of Companies Offer Different Versions Of a New, Advanced Jet --- Gray Ghost vs. Lightning 2. *Wall Street Journal* [online]. 22.4.1991, s. 1. ProQuest Central. ISSN 09219986.
44. ROGOWAY, Tyler. The YF-23's Weapons Bay Layout Was One Of Its Best Features And One Of Its Worst. *The Drive* [online]. 3.10.2018 [cit. 2021-03-30]. Dostupné z: <https://www.thedrive.com/the-war-zone/23993/the-yf-23s-weapons-bay-layout-was-one-of-its-best-features-and-one-of-its-worst>
45. MIZOKAMI, Kyle. Should the Air Force Have Picked the F-23 Instead of the F-22? *Popular Mechanics* [online]. 29.8.2017 [cit. 2021-03-31]. Dostupné z: <https://www.popularmechanics.com/military/aviation/news/a27983/f-22-vs-yf-23-lockheed-northrop/>

SEZNAM OBRÁZKŮ

Obrázek 1 *Lockheed XF-90*

Zdroj: Lockheed XF-90 parked. In: *Wikimedia Commons* [online]. [cit. 2021-03-25]. Dostupné z: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Lockheed_XF-90_parked.jpg

Obrázek 2 *McDonnell XF-88 Voodoo* za letu

Zdroj: McDonnell XF-88 (SN 46-525) in flight. *Wikimedia Commons* [online]. [cit. 2021-5-5]. Dostupné z: [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:McDonnell_XF-88_\(SN_46-525\)_in_flight_060728-F-1234S-037.jpg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:McDonnell_XF-88_(SN_46-525)_in_flight_060728-F-1234S-037.jpg)

Obrázek 3 *F-107A* za letu

Zdroj: USAF. North American Aviation F-107A "Ultra Sabre" in flight. In: *Wikimedia Commons* [online]. [cit. 2021-03-23]. Dostupné z: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:F-107A_in_flight.jpg

Obrázek 4 *Republic F-105B Thunderchief*

Zdroj: Republic F-105B-1-RE Thunderchief. *Wikimedia Commons* [online]. [cit. 2021-5-5]. Dostupné z: [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Republic_F-105B-1-RE_\(SN_54-0102,_the_third_pre-production_-B_model\)_060831-F-1234S-040.jpg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Republic_F-105B-1-RE_(SN_54-0102,_the_third_pre-production_-B_model)_060831-F-1234S-040.jpg)

Obrázek 5 *Avro Canada CF-107* při představení veřejnosti

Zdroj: Avro Arrow Rollout. In: *Wikimedia Commons* [online]. 4.10.1957 [cit. 2021-03-23]. Dostupné z: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Avro_Arrow_rollout.jpg

Obrázek 6 Nákres umístění komponent na *Avro Arrow*

Zdroj: Neznámý název. In: *Avro Museum* [online]. [cit. 2021-03-23]. Dostupné z: <https://www.avromuseum.com/drawings.html>)

Obrázek 7 *Vought XF8U-3 Crusader III* za letu

Zdroj: XF8U-3 Crusader III in flight. In: *Wikimedia Commons* [online]. 1958 [cit. 2021-04-07]. Dostupné z: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:XF8U-3_Crusader_III.jpg

Obrázek 8 *McDonnell F4H-1F Phantom II* na letadlové lodi

Zdroj: F4H-1F. *Wikimedia Commons* [online]. 1960 [cit. 2021-5-5]. Dostupné z: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:F4H-1F_CVA-62_2_NAN5-60.jpg

Obrázek 9 *BAC TSR-2* na zemi

Zdroj: BAC TSR-2 XR219 on apron at Boscombe 1964. In: *BAE Systems* [online]. [cit. 2021-04-09]. Dostupné z: <https://www.baesystems.com/en/heritage/bac-tsr-2>

Obrázek 10 General Dynamics F-111 za letu

Zdroj: F-111. *Wikimedia Commons* [online]. [cit. 2021-5-5]. Dostupné z: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:F-111_2.jpg

Obrázek 11 *Northrop YF-17 Cobra* za letu

Zdroj: USAF. Northrop YF-17 Cobra. In: *Wikimedia Commons* [online]. 1974 [cit. 2021-03-23]. Dostupné z: [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Northrop_YF-17_Cobra_\(74-04070\).jpg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Northrop_YF-17_Cobra_(74-04070).jpg)

Obrázek 12 *General Dynamics YF-16*

Zdroj: Prototype F-16. *Wikimedia Commons* [online]. 19.6.1975 [cit. 2021-5-5].

Dostupné z:

https://commons.wikimedia.org/wiki/File:F16_op_de_vliegbasis,_Bestanddeelnr_927-9988.jpg

Obrázek 13 Oba postavené prototypy *Northrop YF-23* za letu

Zdroj: Both YF-23s in flight. In: *Wikimedia Commons* [online]. [cit. 2021-03-29].

Dostupné z: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Both_YF-23s_in_flight.jpg

Obrázek 14 Oba prototypy *Lockheed YF-22*

Zdroj: Two Lockheed-Boeing-General Dynamics YF-22s. *Wikimedia Commons* [online]. [cit. 2021-5-5]. Dostupné z:

https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Two_Lockheed-Boeing-General_Dynamics_YF-22s.jpg

Obrázek 15 Vývoj pořizovací ceny za kus amerických stíhačů a bitevníků

Zdroj: KOSIAK, Steven M. IS THE U.S. MILITARY GETTING SMALLER AND OLDER?: And How Much Should We Care? *Center for a New American Security*

[online]. 3.2017, , 7 [cit. 2021-5-15]. Dostupné z: <https://s3.us-east-1.amazonaws.com/files.cnas.org/documents/CNASReport-SmallerOlderMilitary-Final.pdf?mtime=20170310154527&focal=none>

Obrázek 16 Graf hlavních důvodů odmítnutí letounů