

**FÖRSVARSHÖGSKOLAN**

**VIKTENS INVERKAN PÅ JAKTFLYGPLANET**

Kandidatuppsats

Kadett  
Juha Hakkarainen

Kadettkurs 98  
Luftstridslinjen

Mars 2014

**FÖRSVARSHÖGSKOLAN**

Kurs Kadettkurs 98	Linje Luftstridslinjen
Skribent Kadett Juha Hakkarainen	
Forskningsrapportens namn <b>VIKTENS INVERKAN PÅ JAKTFLYGPLANET</b>	
Läroämne Krigsteknik	Förvaringsplats Försvarshögskolans Kursbibliotek
Tid Mars 2014	<b>Text, 26 sidor</b> <b>Bilagor, 4 sidor</b>

**SAMMANFATTNING**

Viktens inverkan på jaktflygplan har alltid varit av central betydelse både när det gäller design och användning. I Finska Flygvapnet är flygviktens inverkan på jaktflygplanet något som blir alltmer aktuellt nu när lufttankning används i ökad takt. Lufttankning påverkar flygplanets totala massa betydligt, vilket i sin tur påverkar flygplanets aerodynamiska egenskaper. De teoretiska grunderna bakom dessa förändringar i flygvikten studeras i detta kandidatarbete. Detta görs med huvudfrågeställningen: - Hur påverkar den förändrade flygvikten jaktflygplanet?

För att besvara denna fråga används kvalitativ undersökning som baseras på litteraturstudie. Facklitteraturen som används är främst inriktad på aerodynamik. Då vissa frågor inom aerodynamik kan anses som omtvistade, är det viktigt med en stor mängd källor. I undersökningen jämförs därför också påståenden från olika källor och för att säkerställa trovärdigheten hos centrala påståenden och slutsatser används flera källor från olika författare.

I rapporten konstateras att förändringar i jaktflygplanets totala massa har inverkan på många olika egenskaper. En hög massa leder till framförallt ökad stallhastighet, ökat inducerat motstånd och ökad rörelse-energi. Detta märks i praktiken på många olika sätt, vilket undersöks noggrannare i rapporten. Sammanfattningsvis leder det till försämrad förmåga att manövrera mot andra jaktflygplan, genom försämrad förmåga att stiga, accelerera och flyga snabbt. Även marginalerna vid start och landning minskar, vilket har att göra med både stallhastigheten och rörelse-energin. Dessa marginaler påverkar utöver stridsförmågan också flygsäkerheten. Den ökade mängden bränsle har dock fördelar, exempelvis den ökade räckvidden samt möjligheten att använda efterbrännkammare i större utsträckning.

Det är förstås lockande att dra slutsatsen att ett lätt flygplan har övertag över ett dito tungt flygplan, vilket rent aerodynamiskt ofta är korrekt. Men när det gäller aerodynamikens inverkan på stridsförmågan hos ett jaktflygplan är det viktigt att se till helheten. Jaktflygplan verkar i en komplex miljö där aerodynamiken bara är en faktor av många. Detta förminskar dock inte aerodynamikens betydelse, men det är bra att ha i åtanke. I detta arbete sker ingen djupare diskussion kring dessa förhållanden, istället har fokus lagts på att förstå och förklara de olika teoretiska aspekterna ur ett krigstekniskt/aerodynamiskt perspektiv.

**NYCKELORD**

Aerodynamik, krigsteknik, flygplan, jaktplan, prestanda.

# VIKTENS INVERKAN PÅ JAKTFLYGPLANET

## INNEHÅLL

<b>1</b>	<b>INLEDNING</b> .....	<b>1</b>
1.1	ÄMNETS PRESENTATION OCH AKTUALITET .....	1
1.2	FRÅGESTÄLLNING, PERSPEKTIV OCH AVGRÄNSNING .....	1
1.3	METODER, KÄLLOR OCH TIDIGARE FORSKNING .....	3
<b>2</b>	<b>FLYGEGENSKAPER</b> .....	<b>4</b>
2.1	KRAFTERNAS VÄXELVERKAN .....	4
2.2	LÅGFARTSFLYGNING .....	8
2.3	MANÖVRERING.....	9
2.3.1	SVÄNGFÖRMÅGA .....	10
2.3.2	STIGHASTIGHET .....	12
2.4	SAMMANFATTNING.....	12
<b>3</b>	<b>PRESTANDA</b> .....	<b>14</b>
3.1	RÄCKVIDD .....	14
3.2	START- OCH LANDNINGSSTRÄCKOR.....	15
3.3	ACCELERATION OCH MAXFART.....	19
3.4	SAMMANFATTNING.....	22
<b>4</b>	<b>SLUTSATSER</b> .....	<b>24</b>
4.1	FLYGEGENSKAPER .....	24
4.2	PRESTANDA .....	25

## KÄLLOR

## BILAGOR

# VIKTENS INVERKAN PÅ JAKTFLYGPLANET

## 1 INLEDNING

Flygplansutvecklare har alltid brottats med problemen som flygplansvikten orsakar. Vikten har visat sig ha en avgörande betydelse i flygplanens förmåga att flyga, vilket genom åren har lett till många olyckor och tragedier i händelse av flygförarens okunskap eller nonchalans. I takt med flygplansutvecklingen under det senaste århundradet har flygplan funnit många nya användningsområden och tillämpningssätt, men flygplansvikten är fortfarande ett stort problem oberoende vilken typ av flygplan det är fråga om. [16]

### 1.1 Ämnets presentation och aktualitet

När det gäller Finska Försvarmakten och dess användning av jaktflygplanet F-18 finns det i dagsläget flera taktiska och stridstekniska aspekter som är starkt sammanknutna till flygviktens aerodynamiska inverkan. Exempelvis kurvradie, g-begränsningar, stigförmåga samt start- och landningssträckor är starkt beroende av bland annat flygvikten. Förståelsen av dessa samband är särskilt viktig för operativa flygförare och ökar i takt med användningen av lufttankning. Med denna rapport avser jag fördjupa och sammanfatta tidigare kunskaper inom området aerodynamik.

### 1.2 Frågeställning, perspektiv och avgränsning

Denna forskningsrapport studerar förändrad flygvikt och dess inverkan på jaktflygplanets aerodynamiska egenskaper. En typisk situation som inverkar på flygvikten är en lufttankning. Samma viktskillnader uppstår även vid kontinuerlig förbränning av bränsle, men dessa förändringar sker långsammare. Forskningsrapporten studerar i första hand de skillnader som uppstår vid en lufttankning, det vill säga en markant ökning av flygvikten under en kort tid. Men resultaten i rapporten kan också appliceras på förändrad flygvikt i flygningens alla lägen.

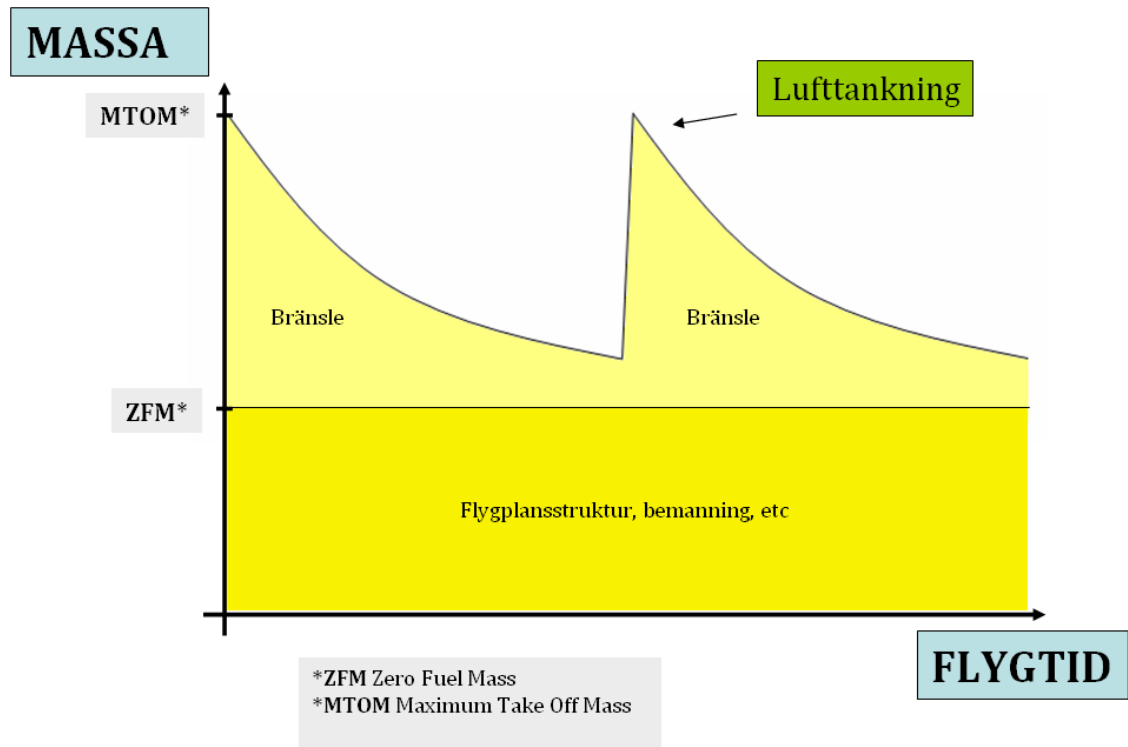


Fig. 1. Flygviktens förändring under flygning

Figur 1 illustrerar händelseförloppet under en typisk flygning hos ett patrullerande jaktflygplan. Bränsleförbrukningen sänker kontinuerligt den totala flygvikten, tills en lufttankning genomförs och flygvikten ökar märkbart. Studien begränsas till jaktflygplan och flyghastigheter i det subsoniska området (under  $\sim 800\text{km/h}$ ). Arbetet baseras på frågeställningen:

– Hur påverkar den förändrade flygvikten jaktflygplanet?

Denna frågeställning stöds av följande kompletterande frågor:

- Hur påverkar den förändrade flygvikten *flygegenskaperna*?
- Hur påverkar den förändrade flygvikten *prestandan*?

Med uttrycket *flygegenskaper* syftas i detta arbete på de egenskaper som ett jaktflygplans flygförare är i direkt kontakt med vid manövrering. Man skulle kunna tala om en mer detaljerad teknisk nivå av flygplanets aerodynamik. Med uttrycket *prestanda* syftas på jaktflygplanets förmåga att genomföra olika typer av uppdrag, vilket kan ses som aerodynamik applicerad på en högre och mer allmän nivå än flygegenskaper.

Forskningsarbetet är inriktat på praktiskt relevanta egenskaper som påverkas av förändrad flygvikt (exempelvis vid lufttankning). Redan i ett tidigt stadium av forskningen kunde det konstateras att flygvikten invercade på väldigt många olika områden. För att avgränsa arbetet valdes därför ett antal ämnen som sedan inte studerades mer ingående. Dessa ämnen finns listade i bilaga 1. Orsaken att dessa inte studerades var främst att de inte besvarade forskningsfrågeställningen lika bra som övriga punkter. Visserligen hade de alla en stark koppling till flygvikt, men deras effekt berodde i större utsträckning på andra faktorer såsom exempelvis ökat nollmotstånd, förändrad tyngdpunkt eller förlorad motorkraft. Majoriteten av egenskaperna som undersöks i detta arbete påverkas negativt av ökad vikt. Det finns också många egenskaper som gynnas av ökad vikt, men dessa undersöks i regel inte i detta arbete. Anledningen är att dessa egenskaper har mindre betydelse för forskningsfrågeställningen.

### **1.3 Metoder, källor och tidigare forskning**

Arbetet baseras på kvalitativ litteraturundersökning. Huvudsakligen används både svensk-, engelsk- och finskspråkig facklitteratur. Som kompletterande källor används även intervjuer och olika former av multimedia. Min personliga bakgrund inom området aerodynamik sträcker sig till den flygutbildning som jag tillgodogjort mig genom diverse civila och militära flygskolor. För tillfället innehar jag examen i samtliga av de teoretiska ämnena för certifikatet ATPL (Airline Transport Pilot License).

I Försvärshögskolans arkiv finns ingen tidigare forskning i denna specifika frågeställning, däremot finns flertalet rapporter som berör aerodynamik i övrigt. I dessa rapporter finns mycket bra referenser till relevant litteratur, som också använts i mitt kandidatarbete.

## 2 FLYGEGENSKAPER

Oavsett vilken typ av flygplan det är fråga om så är aerodynamiken ett tacksamt redskap eftersom de fysikaliska lagarna som aerodynamiken presenterar kan appliceras på alla typer av flygplan. Aerodynamik är en synnerligen teknisk vetenskapsgren och vid behov finns goda möjligheter att fördjupa sig på detaljerad nivå ända ned till luftmolekylernas växelverkan med ytskiktets beståndsdelar [13, s. 1]. Detta kandidatarbete fokuserar däremot på aerodynamiken sett ur flygförarens synvinkel. Därför är detta kapitel inriktat på de grundläggande teoretiska aspekterna i kombination med deras inverkan på flygegenskaperna. Detta arbetssätt besvarar frågeställningen tydligast och ger en klar bild av hur flygföraren i praktiken upplever manövreringen av flygplanet.

### 2.1 Krafternas växelverkan

Ett flygplan i rörelse påverkas alltid av fyra typer av krafter, och flygplanets rörelse genom luften styrs helt av balansen mellan dessa fyra krafter [10, s. 29]. De fyra krafterna presenteras i figur 2 och består av vikten ( $W$ ), lyftkraften ( $L$ ), dragkraften ( $T$ ) och motståndskraften ( $D$ ) [1]. Ett flygplan som balanseras så att vektorsumman av dessa fyra krafter blir noll, bibehåller sin acceleration i samtliga axlar. Detta innebär i praktiken att flygplanet kan bibehålla ett givet flygläge med konstant höjd, kurs och hastighet. Flygplanet sägs då vara i en icke-accelererad planflykt, som också upptar den största delen av en typisk transportflygning. [21, s. 29; 19]

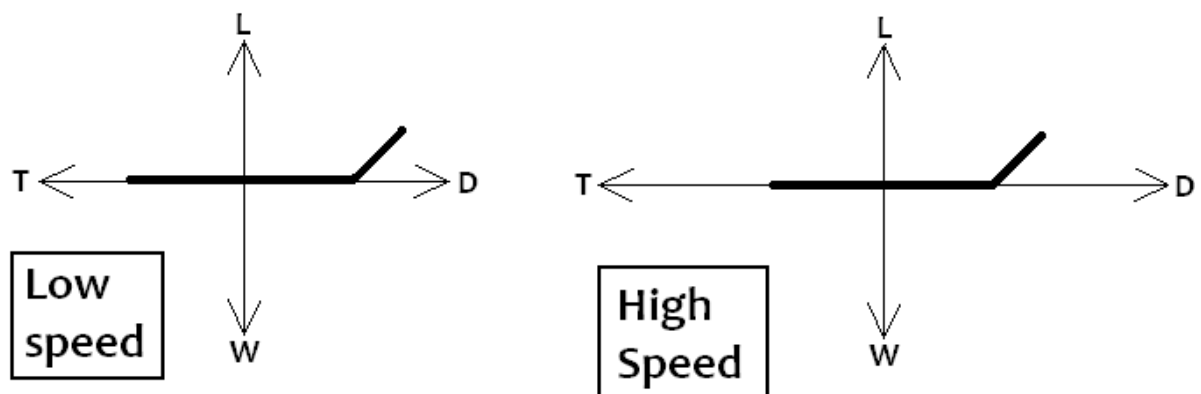


Fig. 2. Vektorer i planflykt [2]

Nedan presenteras formler som används för att studera dessa krafter:

Lyftkraft 
$$L = \frac{1}{2} \rho v^2 A C_L \quad (1) [17]$$

Tyngdkraft 
$$F = ma \quad (2) [17]$$

(dragkraft har samma formel)

Motståndskraft 
$$D = C_D r V^2 \frac{S}{2} \quad (3) [17]$$

(  $L$  = Lyftkraft (Newton),  $\rho$  = Densitet,  $v$  = Flyghastighet (TAS),  $A$  = Vingarea,  $C_L$  = Lyftkraftskoefficient,  $F$  = Tyngdkraft,  $m$  = Objektets massa,  $a$  = Tyngdacceleration,  $D$  = Motståndskraft,  $C_D$  = Motståndskoefficient [ $C_{D0}+C_{Di}$ ],  $r$  = Densitet,  $V$  = Strömningshastighet,  $S$  = Vingarea )

Planflykt kan också genomföras i svängande tillstånd (s.k. sväng i planflykt) då man bibehåller höjd och hastighet men gör det med en ständigt förändrande kurs (se fig.3).[10, s. 176; 17] I figuren nedan ses flygplanet rakt framifrån. I figur 3 betecknas lyftkraftsvektorn med "TOTAL LIFT". Lyftkraftsvektorn är direkt bunden till vingarna och lutar därför med samma vinkel som vingplanet [20]. Denna ger upphov till både en horisontell och en vertikal komponent (centripetalkraften samt den effektiva lyftkraften). Så länge den vertikala komponenten av lyftkraftsvektorn motsvarar storleken på tyngdkraften, markerad med "WEIGHT" i fig.3, bibehåller flygplanet sin höjd samtidigt som det svänger. Värt att notera i illustrationen nedan är att ett lutande flygplan kräver märkbart större lyftkraftsvektor jämfört med ett icke lutande flygplan, detta syns i skillnaden mellan "TOTAL LIFT" och "EFFECTIVE LIFT".

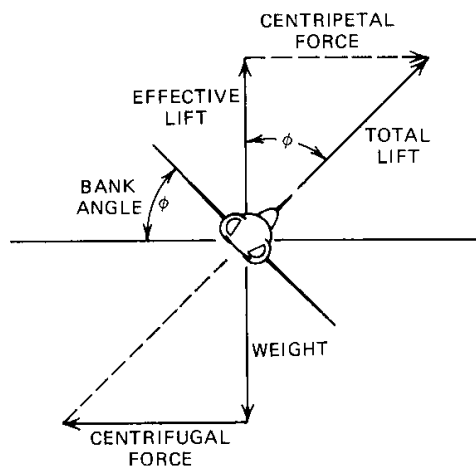


Fig. 3. Kraftvektorerna i bibehållen sväng [20]



I fig.2 illustrerades även skillnaden på flygning i låg respektive hög fart. Ökad hastighet innebär en ökad motståndskraft, samtidigt som minskad hastighet innebär minskad motståndskraft (till en viss gräns).[10, s. 33] Samtidigt som dessa horisontella vektorer (motståndskraft och dragkraft) tar ut varandra förändras inte de vertikala vektorerna (tyngdkraft respektive lyftkraft) i storlek. [2] Ett flygplan som bibehåller höjden i planflykt har lika stor vertikal lyftkraft som tyngdkraft [17; 21].

De fyra krafterna som verkar på ett flygplan i rörelse agerar inte oberoende av varandra. En förändring i exempelvis storleken hos tyngdkraften, vilket är av intresse för denna forskningsrapport, gör att en kedja av reaktioner bland de andra krafterna sätts igång. [10, s. 178]

Ett bra exempel är vad som händer vid en lufttankning. Vid en lufttankning sker en ökning av vikten – vilket ökar tyngdkraften som verkar på flygplanet. För att bibehålla flygplanets höjd erfordras omgående en ökning av lyftkraften.[17] Den ökade lyftkraften leder i sin tur till en ökning av motståndskraften, vilket resulterar i ett ökat behov av dragkraft. Slutsatsen är att ökning av vikt kräver också en ökning av dragkraft, i praktiken i form av starkare motorer. Detta förhållande mellan massa och motorkraft syns när man gör ett axplock i 4:e generationens jaktflygplan, se figur 4. Varje punkt i figuren motsvarar ett jaktflygplan.

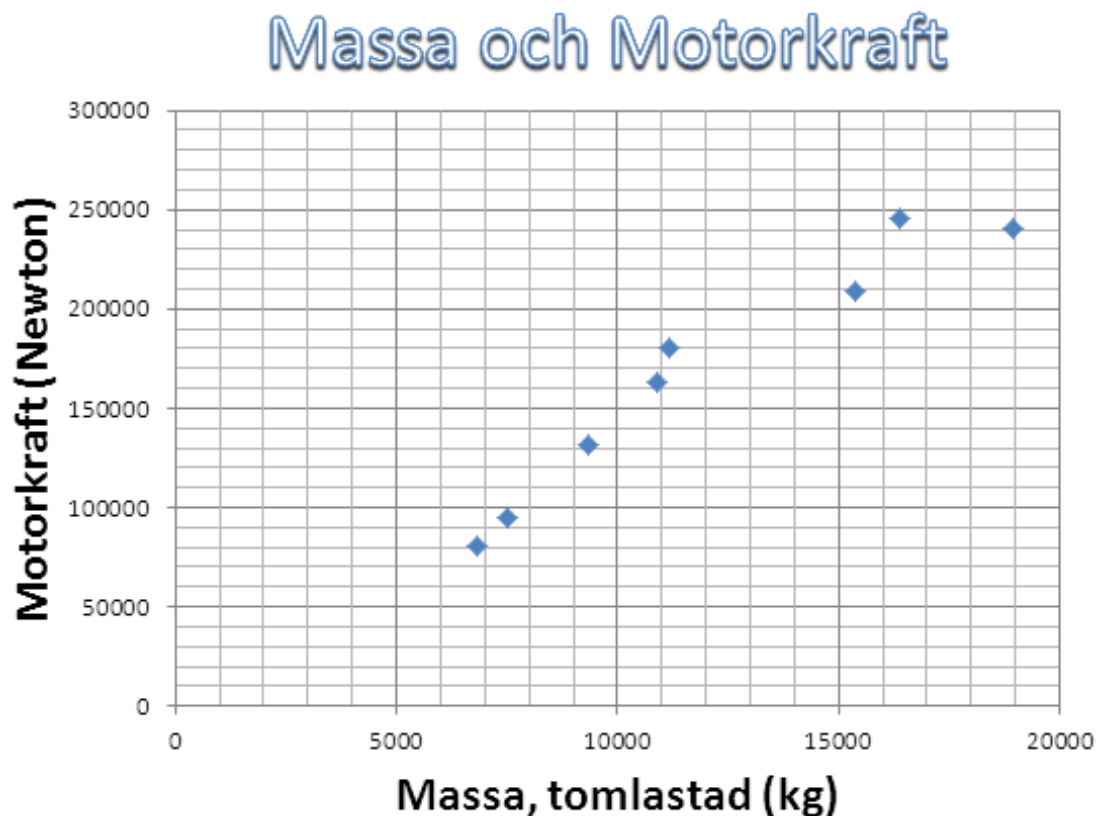


Fig. 4. Förhållandet mellan massa och motorkraft [25]

För djupare studier av lyftkraftens inverkan på motståndskraften, krävs en mer ingående förklaring beträffande motståndskraftens beståndsdelar och uppkomst. Motståndskraften delas normalt upp i två delar: 1. Nollmotstånd 2. Inducerat motstånd. [10, s. 33; 4] Nollmotståndet är den del av motståndskraften som är direkt kopplad till flygplanets utformning och profil. Exempelvis ett flygplan med en tjock och skrovlig ving ger upphov till stort nollmotstånd jämfört med en tunn och jämn ving – som ger ett lågt nollmotstånd [10, s. 161; 16]. Utformningen av flygplanet styr alltså tryckskillnaden framför och bakom flygplanet, tryckskillnaden är således ett direkt mått på nollmotståndet. [10, s. 87; 17]. Det finns också andra uppdelningar av motståndet, ett exempel är att skilja på vingens motstånd och övrigt motstånd [21, s. 183].

Det inducerade motståndet är däremot kopplat till vingens fysikaliska arbete, snarare än dess utformning och utseende.[10, s. 66] Detta kommer sig av faktumet att luften inte bara rör sig i två dimensioner, utan tre dimensioner. Tryckskillnaden mellan vingens ovansida och undersida ger upphov till inducerat motstånd. En ving med stor anfallsvinkel till den fria luftströmmen orsakar ett högt inducerat motstånd. En ving med låg anfallsvinkel däremot vinklar luftströmmen mindre och har ett lågt inducerat motstånd. [2; 4]

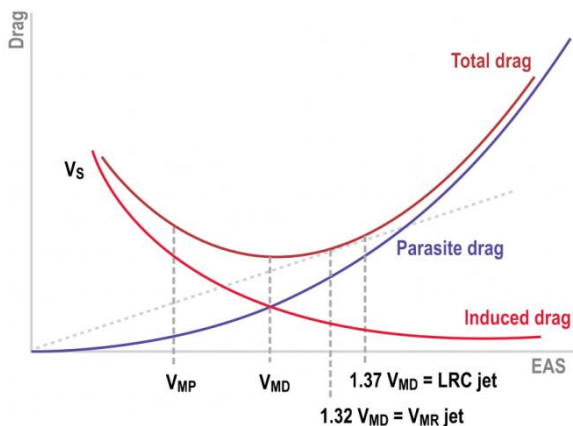


Fig. 5. Totalmotståndets delar [4]

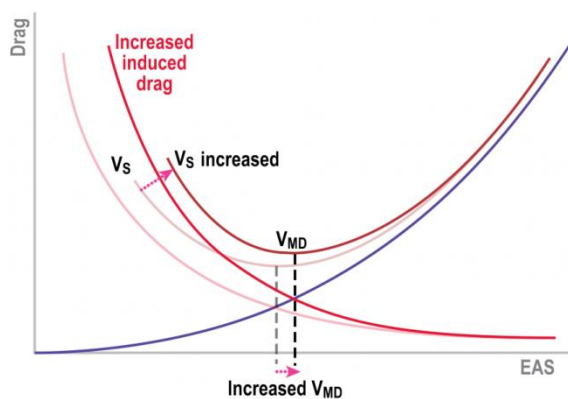


Fig. 6. Totalmotståndet, ökad massa [4]

Figur 5 och figur 6 illustrerar motståndskraftens komponenter och hur deras inbördes relation förändras i olika hastigheter. Det inducerade motståndet och nollmotståndet ger upphov till den totala motståndskraften[17, s. 110; 9; 2]. Ur illustrationen kan man även härleda vad som händer vid förändrad vikt. Exempelvis vid ökad vikt, ökar behovet av lyftkraft. Detta medför att det vid varje given hastighet krävs en större anfallsvinkel mot luftströmmen. Det inducera-

de motståndet ökar således vid ökning av massan, vilket syns i figur 6. Vid varje given punkt längs x-axeln har det inducerade motståndet ett högre y-värde jämfört med samma flygplan vid lättare last.

## 2.2 Lågfartsflygning

Flygplanets nytta ligger ofta i möjligheten att flyga med höga hastigheter, men det finns flera moment i flygningen som kräver förmåga att flyga långsamt. Starter och landningar är typiska tillfällen då hastigheten är minimal och likaså i vissa delar av manövrering i strid. När man studerar lågfartsflygningens växelverkan med flygvikten, har man hjälp av lyftkraftsformeln [17; 21].

$$L = \frac{1}{2} \rho v^2 A C_L \quad (1) \text{ [17, s. 72]}$$

Trots att flygplanet flyger långsamt måste det kunna bibehålla sin höjd för att möjliggöra säker lågfartsflygning. Undersöker man lyftkraftsformeln finns i praktiken två variabler som flygföraren kan styra över. Genom att variera dessa två kan flygföraren bibehålla höjden samtidigt som det är möjligt att variera hastigheten. [10, s. 23; 17] Flygförarens variabler är hastigheten ( $v$ ) och lyftkraftskoefficienten ( $C_L$ ). Figur 7 illustrerar hur olika hastighetsområden har olika stort behov av respektive variabel. X-axeln är markerad med vingens anfallsvinkel ( $\alpha$ ) men i praktiken skulle det kunna stå hastigheten inverterad. [17; 15]

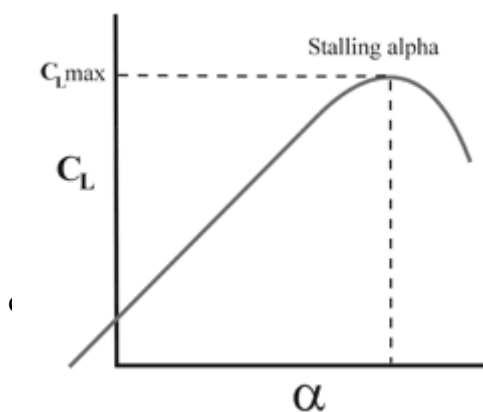


Fig. 7. Lyftkraftskoefficienten vid stall [5]

När man talar om lågfartsflygning finns det ett begrepp som definierar den lägsta möjliga flyghastigheten. Denna hastighet kallas för stallhastighet ( $V_S$ ) och inträffar då flygplanet producerar maximal mängd  $C_L$  [10, s. 35; 15]. I figur 7 representeras denna hastighet av kurvans maximipunkt, då  $C_L$  når sitt största y-värde. Vid en hastighet under stallhastigheten, det vill

säga till höger om den vertikala streckade linjen i figur 7, är flygplanet inte benäget att bibehålla höjden på grund av den låga lyftkraften. Flygplanet sägs då vara i stallat tillstånd. En approximativ stallhastighet kan uträknas med hjälp av formeln nedan till höger:

$$\text{Förhållande } V_s = \sqrt{\frac{\text{Ny massa}}{\text{Gammal massa}}} \quad (4) [3]$$

$$V_s = \sqrt{\frac{2mg}{C_{Lmax}\rho S}} \quad (5) [3]$$

Förhållande massa och stallhastighet	
Massa (kg)	Stallhastighet (kts)
5000	100
6000	110
7000	118
8000	126
9000	134
10000	141

Fig. 8. Exempel på stallhastighetens ökning

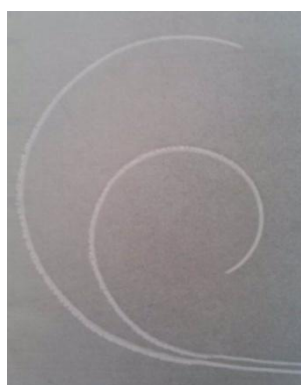
Tabellen i [Fig. 8] är en fiktiv tabell uträknad med hjälp av formlerna (4) och (5). Här syns tydligt att stallhastigheten ökar linjärt med massan. Således minskar förmågan att flyga långsamt med ökad massa hos flygplanet, vilket påverkar bland annat dess start- och landningssträckor (se vidare kap. 3.2). [17]

### 2.3 Manövrering

Förmågan att kunna manövrera snabbt med ett flygplan är något som traditionellt sett har skiljt jaktflygplanen från transportflygplanen.[22] Många länder var tidiga med att implementera detta i sina flygvapendoktriner och ett av de första länderna var faktiskt Finland, där Richard Lorentz var en av pionjerna. Han såg redan i mellankrigsåren nyttan i jaktflygplanets taktiska förmåga[14], som är starkt sammanlänkad till goda sväng- och manövreringsförmågor [9, s. 117-202]. För att undersöka sväng- och manövreringsförmågorna finns ett antal olika begrepp som alla har en koppling till flygvikten.

De viktigaste manöveregenskaperna hos ett modernt jaktflygplan kan sammanfattas dels i förmågan att ändra storleken och riktningen på hastigheten och dels i förmågan att ändra helhetsenergin (i form av läges- och rörelseenergi). Dessa förmågor delas i sin tur in i *stigför-*

*måga, accelerationsförmåga, upptagningsförmåga och svängförmåga.* – varav den absolut viktigaste förmågan är just hur väl flygplanet kan svänga [9, s. 206]. Samtliga fyra förmågor studeras djupare i följande kapitel. Utöver dessa fyra förmågor finns förstås flera andra egenskaper som bidrar till eller minskar manövreringsförmågan. Nämnas bör exempelvis rollhastigheten och förmågan att ändra anfallsvinkel snabbt. Moderna flygplan med flexibla vingframkanter- respektive bakkanter samt variable thrust-system har ett klart övertag just inom förmågan att ändra anfallsvinkel, vilket skulle vara intressant att studera i detta kapitel. Men eftersom dessa egenskaper inte är lika starkt bundna till flygvikten, utan snarare flygplanskonstruktionen, studeras de inte närmare.



I bilden till vänster illustreras skillnaden i svängförmåga hos en F-4 respektive F-16. Båda flygplanen har samma ingångsvillkor i form av höjd och hastighet (32,000ft och 1,2M), men trots detta blir skillnaden snabbt stor och F-16 (flygplanet längst ned) får snart skjutläge. Bilden illustrerar tydligt vikten av att ha en god svängförmåga vid händelse av närstrid mellan olika jaktflygplan. [9]

Fig. 9. Kurvförmåga [9, s. 208]

### 2.3.1 Svängförmåga

Svängförmågan hos ett flygplan kan beskrivas som förmågan att ändra flygplanets rörelseriktning. Man kan också tala om förmågan att ändra flygplanets rörelsevektor  $V$ , vilket i praktiken innebär precis samma sak. [13] I vissa fall nämns också uttrycket rollhastighet i dessa sammanhang, vilken illustrerar flygplanets förmåga att ändra sitt läge i rollplanet [17; 9]. Rollhastigheten säger däremot ingenting om flygplanets förmåga att ändra sin rörelsevektor, varför denna egenskap inte studeras närmare i detta kapitel.

Svängförmågan kan studeras antingen som en förmåga att bibehålla en ihållande sväng, eller som förmågan att göra en tillfällig svängmanöver. [13] Dessa egenskaper mäts med tre olika enheter: *G-belastning*, *svänghastighet* och *svängradie*. Samtliga tre av dessa enheter är på många sätt bundna till varandra och studeras därför tillsammans i detta kapitel. För att förtydliga och förenkla studeras här endast bibehållande svängar i planflykt, det vill säga inte stigande respektive sjunkande svängar respektive tillfälliga svängmanövrar.

Svånghastigheten ( $\omega$ ) är en av de tre enheter man kan studera svånghastigheter med. Den visar hastigheten (radianer eller grader per sekund) som flygplanet förändrar sin rörelsevektor med. [10, s. 178] I praktisk flygning används enheten grader per sekund för att mäta denna förmåga. Enheten radianer per sekund används främst i facklitteratur riktad till ingenjörer och andra inom flygplansutveckling- och design. Svånghastigheten är en av de viktigaste flygegenskaperna hos ett jaktflygplan i kurvstrid. Svånghastigheten är den egenskap som avgör till fördel för F-16 i fig. 7.

$$\omega = \frac{\Delta\psi}{\Delta t} \quad (6) [13]$$

$$\omega = \frac{g}{Ma} \sqrt{n^2 - 1} \quad (7) [13]$$

( $\omega$ =svånghastighet,  $t$ =tid,  $\psi$ =radianer per sekund,  $g$ = gravitationskonstant,  $M$ = Mach,  $a$ =acceleration,  $n$ =g-belastning)

Under luftstrid har jaktflygplanet stor nytta av förmågan att bibehålla en hög svånghastighet. För att uppnå maximal svånghastighet  $\omega_{max}$  krävs en korrekt kombination av lutning, G-belastning och flyghastighet. Dessa kan härledas ur formel (8):

$$\omega_{max} = \frac{g}{v_{ref}} \sqrt{\frac{2TE_{max}}{mg} - 2} \quad (8) [13]$$

Ur formeln ovan kan utläsas att den maximala svånghastigheten för ett givet flygplan är i ett negativt förhållande till massan. Med andra ord minskar förmågan att snabbt ändra flygplanets rörelsevektor, ju större flygplanets massa är. Och motsvarande sker vid minskande massa, exempelvis till följd av förbränt bränsle eller dumpning av yttre last såsom robotar och bomber.

Den andra av de tre enheterna som man mäter svånghastigheter med är  $G_z$ -belastningen. Vid stillastående utsätts flygplanet för accelerationen  $1g$ . Moderna jaktflygplan är i allmänhet konstruerade att tåla belastningar upp till cirka  $10g$ . Flygplanets förmåga att utstå  $G_z$ -belastning är en avgörande faktor i kurvstrid. Ju högre denna förmåga är, desto snävare svångradie kan flygplanet utföra, samtidigt som denna förmåga ökar svånghastigheten hos flygplanet. Flygplanets förmåga att utstå  $G_z$ -belastning är alltså mycket viktig och begränsas främst av flygplanet strukturella begränsningar. Förmågan att motstå olika mängd  $G_z$ -belastning varierar både från flygplan till flygplan, men varierar också hos ett och samma flygplan beroende på dess aktuella flygvikt. Ett flygplan tål mer  $g$ -krafter ju lägre vingbelastningen är. Detta betyder att ett flygplan är som mest manövrerbart vid minsta mängd bränsle ombord. Flygvikten har således en avgörande betydelse för flygplanets svånghastigheter också när man studerar  $G_z$ -

belastningen. I de flesta fallen är en låg vingbelastning en fördel, men exempelvis på låg höjd i turbulent luft kan detta vara direkt farligt – med risk för överbelastning av flygplanet. [13]

### 2.3.2 Stighastighet

Stighastigheten är den vertikala hastigheten som flygplanet har under stigning [10, s. 150]. Denna hastighet har ofta spelat en avgörande roll i modern luftstrid, vilket har visat sig i 1900-talets flygplansutveckling. [14] Ett flygplan med hög maximal stighastighet har nytta av denna egenskap både i direkt visuell luftstrid och i modern BVR-strid (Beyond Visual Range) [24, s. 198].

Följande matematiska samband (C) ger oss en god prognos av stighastigheten för ett givet flygplan. Sambandet är användbart med förutsättningen att det aktuella flygplanet har en typisk parabolisk polarkurva [13]. Viktigt att påpeka är att med moderna jaktflygplan kan användas andra typer av stigningar, varför detta bara är en illustrerande formel:

$$C = \frac{TV}{mg} - \frac{\rho V^3 S}{2mg} \left[ C_{D0} + K \left( \frac{2mg}{\rho V^2 S} \right)^2 \right] \quad (9) [13]$$

Faktorer som påverkar stighastigheten är motorkraft (T), hastighet (V), densitet ( $\rho$ ), vikt (m), vingarea (S),  $C_{D0}$  och K. Samtliga faktorer kan förändras under flygningens gång (och gör det också), men för denna studie synar vi viktens påverkan på stighastigheten (C). Bara genom att studera formeln ser man direkt att låg massa innebär hög stighastighet och vice versa.

Vid beräkning i excel kunde det konstateras att formeln ovan visar på ett tydligt samband mellan flygvikten och stighastigheten. Detta är något som blir uppenbart vid tillfällen som direkt efter lufttankning eller vid start med ovanligt mycket bränsle ombord. Att flygvikten kan påverka den maximala stighastigheten så mycket som 20-30% har stor betydelse när man har i åtanke att de maximala stighastigheterna ligger i storleksordningen 50,000ft/min.

## 2.4 Sammanfattning

Grundläggande flygegenskaper är egenskaper som flygförare i alla typer av flygplan ständigt arbetar med. När det gäller jaktflygplan är de grundläggande flygegenskaperna sådana egenskaper som kan vara av särskilt avgörande betydelse, speciellt under de mest elementära de-

larna av luftstrid. I föregående kapitel studerades några av de viktigaste flygegenskaperna hos ett jaktflygplan, samt hur de påverkas av förändrad flygvikt.

Från den grundläggande teorin bakom lyftkraften, härleddes de olika krafternas påverkan på flygplanet. I helt vanlig stabil planflykt är massan en av de fyra faktorerna. Om någon flygegenskap skall studeras som är beroende av lyftkraften, blir därför också massan en likvärdig faktor. Massan framträder som en avgörande faktor även i samtliga övriga flygegenskaper som studerats i detta kapitel. Förmågan att flyga med låga hastigheter är direkt beroende av massan hos flygplanet, likaså förmågan att manövrera flygplanet. En låg massa och därmed låg vingbelastning ökar både förmågan att flyga långsamt och att manövrera snabbt. Dessa egenskaper försämras ju större massan och vingbelastningen hos flygplanet är. Genom flera exempel visades att skillnaden är markant mellan ett tungt lastat flygplan och ett lätt lastat flygplan.



### 3 PRESTANDA

De grundläggande flygegenskaperna är viktiga redskap för flygförarens stridstekniska arbete. Något som påverkar stridsförmågan hos jaktflygplan på en högre nivå är flygplanets prestanda, vilket i detta kapitel sammanfattas. Prestandan är kritisk för uppdragets genomförande och påverkar möjligheten att operera från flygbasen till den givna stridsplatsen och tillbaka till den ursprungliga flygbasen.

#### 3.1 Räckvidd

Räckvidden definieras som den maximala geografiska sträcka som flygplanet är kapabelt att flyga under rådande omständigheter [10, s. 158]. Räckvidden är beroende av bland annat bränslemängd, bränsleförbrukning, flyghöjd, hastighet, vindar etc. Av alla dessa faktorer är det förstas mängden bränsle ombord som har mest påverkan. I den kommersiella flygtrafiken är det, på grund av begränsningar i maximal tillåten vikt, ett ständigt arbete med att planera hur mycket bränsle man kan ta med sig i relation till hur många passagerare och hur mycket bagage man kan ta med ombord. Det är ett ständigt dilemma och inför varje flygning görs en noggrann bränsleplanering som avgör hur mycket bränsle som tas med i flygplanet. I det militära finns inte samma bekymmer i lika stor utsträckning, eftersom jaktflygplanen är byggda att kunna ta med endast vapen och bränsle[3].

Viktens inverkan på räckvidden syns framförallt i den optimala flyghöjden. För att uppnå maximal räckvidd krävs nämligen att flygplanet bibehåller den maximala höjd som är möjlig. Eftersom det under flygningens gång ständigt förbrukas bränsle, minskar flygvikten i takt med flygtiden. Detta gör att den optimala flyghöjden ökar ju längre flygningen lider. För att uppnå maximal räckvidd krävs därför en ständig ökning av flyghöjden, vilket i praktiken brukar genomföras med så kallade step-climb manövrar.[13] I trafikflyget är denna en standardiserad procedur som används flitigt, eftersom den bidrar till flygbolagens ekonomiska framgång.

När man beräknar räckvidd brukar begreppet specifik räckvidd vara ett passande verktyg. Specifik räckvidd står för den sträcka som kan uppnås per bränsle-enhet. Normalt bortser man från vindens inverkan i dessa beräkningar. Specifik räckvidd är framförallt beroende av vikten, och beräknas med följande formel hos jetflygplan [10, s. 158]:

$$\frac{\Delta X}{\Delta m_{fuel}} = \frac{\eta E}{c' m g} \quad (10) [13, s.158]$$

Genom denna formel är det möjligt att härleda korrekt hastighet och flyghöjd för maximal räckvidd.

$$X = 2 \frac{VE_{max}}{c'g} \tan^{-1} \frac{(m_i - m_f)V^2 V_{ref_i}^2}{V^4 m_i + V_{ref_i}^4 m_f} \quad (11) [13]$$

Denna formel brukar förkortas till Breguets formel:

$$X = \frac{VE}{c'g} \ln \frac{m_i}{m_f} \quad (12) [13]$$

V = Flyghastighet

X = Sträcka

m = Massa

Dessa samband kan användas vid sträckflygning då flyghöjden ökas med minskad vikt, vilket är brukligt vid en typisk transportflygning inkluderande s.k. step-climb. Ur Breguets formel kan man utläsa flera saker. Vad gäller massan kan man konstatera att den längsta räckvidden är helt beroende av förhållandet mellan bränsle och nyttolast. Ett flygplan som har en totalmassa med hög andel bränsle och låg andel nyttolast uppnår en hög räckvidd, medan samma flygplan med ett motsatt förhållande ger en låg räckvidd. Flygvikten kan således påverka räckvidden både positivt och negativt, det som avgör räckvidden är förhållandet mellan totalmassa, bränsle och nyttolast.

### 3.2 Start- och landningssträckor

Start- och landningsegenskaperna hos olika flygplan är viktiga att studera av flera orsaker. En stor anledning till varför man studerar detta är för att avgöra huruvida en aktuell flygplats överhuvudtaget är möjlig att använda för flygplanet i fråga. Det är också viktigt att vara medveten om flygegenskaperna för att kunna veta hur flygplanet skall manövreras under start- och landningsfaserna. Exempelvis har flygvikten en avgörande roll när det kommer till vilken

flyghastighet som krävs i olika skeden under start- och landning. I detta kapitel studeras först startegenskaperna, varefter landningsegenskaperna. Vid användandet av formler och samband i följande kapitel, förutsätts konstanta villkor i form av rådande atmosfäriska förhållanden (den internationella standardatmosfären, ISA), samt korrekt manövrering av flygplanet av flygföraren. [10, s. 187]

En start med flygplan delas upp i flera olika etapper. Bilden nedan illustrerar de olika delarna.

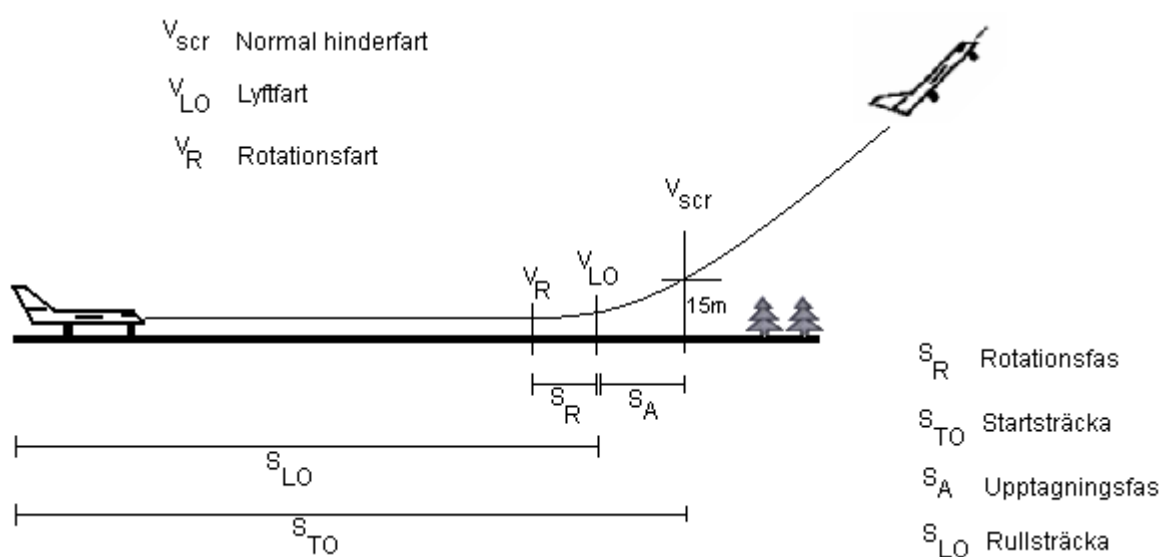


Fig. 10. Startsträckans delar [13, s. 407]

Startsträckan,  $S_{TO}$ , börjar från den stund då bromsarna lättas och flygplanet sätts i rörelse, till det att standardhöjden för hinderfrihet (normalt 11m eller 15m) har uppnåtts[PER]. Startsträckan är i sin tur uppdelad i tre delar, som avgränsas av hastigheterna  $V_R$  (rotationshastighet),  $V_{LO}$  (lyfthastighet) och  $V_{scr}$  (hinderhastighet). Normalt studerar man endast sträckorna  $S_{LO}$  och  $S_A$ , vilka separeras av att flygplanet befinner sig på marken eller i luften. [13]

$$S_{TO} = S_{LO} + S_A$$

Rullsträckan,  $S_{LO}$ , avslutas då samtliga delar av flygplanet befinner sig i luften. Längden på rullsträckan avgörs av förhållandet mellan acceleration och stalhastighet. Under rullsträckan accelereras flygplanet och är kapabelt att lyfta då den uppnår minsta möjliga flyghastighet. Stalhastigheten är den minsta möjliga flyghastigheten, och är den hastighet som används som referens vid samtliga starter. För att uppnå en tillräcklig säkerhetsmarginal, lyfts flygplanet från startbanan först vid 15 % över stalhastigheten. [13]

Som tidigare nämndes från formeln

$$V_s = \sqrt{\frac{2mg}{C_{Lmax}\rho S}} \quad (5) [3]$$

Stallhastigheten ( $V_s$ ) är främst beroende av massan hos flygplanet. De andra faktorerna ( $C_{Lmax}$ ,  $\rho$  och  $S$ ) som styr stallhastigheten vid en given flygning är konstanta. Vikten å andra sidan är en föränderlig variabel, som kan förändras genom exempelvis olika mängd tankning innan flygning.

Accelerationen ( $a$ ) hos flygplanet studeras med hjälp av formeln:

$$a = \frac{T - D_G}{m} \quad (13) [17]$$

En typisk start med jetflygplan kännetecknas av att dragkraften är ( $T$ ) konstant, samtidigt som totalmotståndet ökar ( $D_G$ ). Massan kan i praktiken ses som konstant, även om den rent teoretiskt minskar en aning på grund av bränsleförbränningen som sker under rullsträckan. Flera saker kan härledas ur formeln ovan. Till att börja med kan det konstateras att accelerationen under rullsträckan är negativt proportionerlig med massan. En hög massa leder således till en låg acceleration, medan en låg massa resulterar i en högre acceleration. På motsvarande sätt samverkar netto-dragkraften ( $T-D_G$ ) med stallhastigheten, då en ökad netto-dragkraft är proportioneligen med accelerationen. För att härleda rullsträckans längd kan man använda flera olika formler. Eftersom massans effekt är den faktor som är mest intressant i detta arbete, används också den formel som bäst framhäver massans påverkan på rullsträckan. I formeln nedan används förhållandet mellan flygplanets rörelsemängd och flygplanets arbete för att beräkna rullsträckan. Arbetet är ett resultat av nettodragkraften och rullsträckan, medan rörelsemängden beräknas med grundvillkoren då flygplanet lämnar marken. Sambanden sammanfattas med följande uttryck:

$$S_{LO} = \frac{\frac{1}{2} m V_{LO}^2}{T - \overline{D}_G} \quad (14) [13]$$

Uttrycket visar tydligt massans effekt på rullsträckan, och att den är ett direkt förhållande dem emellan. Exempelvis vid ökad massa resulterar detta i att massan ( $m$ ) ökar i täljaren, samt (på grund av den sekundära effekten av ökad massa leder till ökat motstånd) att motståndet ( $D_G$ ) ökar i nämnaren.

För att vidare beräkna den totala startsträckan ( $S_{TO} = S_{LO} + S_A$ ) används energiprincipen precis som i tidigare exempel med rullsträckan. Genom att beräkna arbetet från stunden då flygplanet lämnar marken, kan vi på samma sätt som med rullsträckan beräkna sträckan till hinderfrihet  $S_A$  med hjälp av förhållandet mellan arbete och rörelsemängd. Nedanstående uttryck visar sträckan till hinderfrihet,  $S_A$  [13, s. 404]:

$$S_A = \frac{mgh}{T_2 - D_2} + \frac{\frac{1}{2}m(V_{scr}^2 - V_{LO}^2)}{T_2 - D_2} \quad (15) [13]$$

Precis som i uttrycket för rullsträckan, syns tydligt hur en ökad massa har effekten att sträckan ökar. Slutsatsen av ovanstående samband och uttryck är att massan är proportionerlig med startsträckan. En hög massa innebär en lång startsträcka, medan en låg massa innebär en kort startsträcka. Massan påverkar negativt både på rullsträckan och på den inledande stigningen till hinderfri höjd. Även hastigheterna ( $V_R$ ,  $V_{LO}$  och  $V_{SCR}$ ) ökar med ökad massa, på grund av stallhastighetens relation till massan. [4]

Som var fallet med startsträckan, studeras landningssträckan genom att dela upp fasen i flera delar. Bilden nedan illustrerar landningssträckans olika delar:

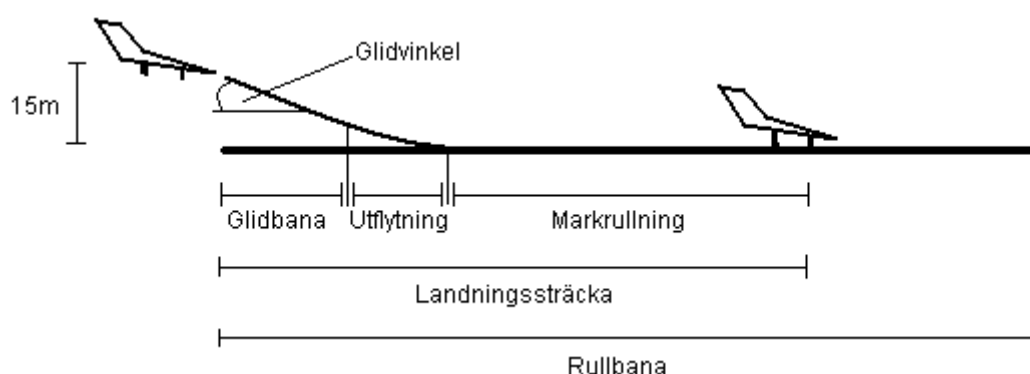


Fig. 11. Landningssträckans delar [13, s. 407]

$S_L$  = Landningssträckan

$S_a$  = Glidbana och utflytning

$S_{FR} + S_B$  = Markrullning

Likt metoderna som används vid beräkning av startsträckan, kan man i grova drag dela upp landningsfasen i två delar. Dels inflygningen från hinderfrihöjd ned till sättning, samt bromssträckan från sättning till det att flygplanet stannar. Den totala landningssträckan sammansätts således av följande delar:  $S_L = (S_a) + (S_{FR} + S_B)$ . Utan att vidare studera uttryckets bakgrund, konstateras att landningssträckans olika delar baseras på följande uttryck:

$$S_a = \frac{h}{\gamma} + 3,31 \frac{V_s^2 \gamma}{g} \quad (16) [13]$$

$$S_{FR} = t_{FR} V_{TD} \quad (17) [13]$$

$$S_B = \frac{V_D^2}{2\bar{a}_L} = \frac{mV_{TD}^2}{2\bar{D}_G} \quad (18) [13]$$

(m = Massa, g = Gravitationskonstant, h = Hinderfri höjd,  $\gamma$  = Inflygningsvinkel,  $V_s$  = Stallhastighet,  $S_{FR}$  = Rullsträcka utan bromsning,  $t_{FR}$  = Tid utan bromsning,  $V_{TD}$  = Hastighet vid start av bromsning,  $S_B$  = Rullsträcka,

Ur dessa samband kan man utläsa en tydligt återkommande trend. Massan påverkar både glidbanan, utflytningen och markrullningens längd. Anledningen till detta kan man finna från rörelse-energis samband  $E = 0,5 \cdot mv^2$ . Ur detta samband kan utläsa att en ökad massa ökar både m (massan) och V (hastigheten) vid tröskelpassage.[4] Hög massa leder till långa landningssträckor, medan minskad massa leder till märkbart kortare landningssträckor. [10, s. 196] Här är ett exempel på ökningen i landningssträcka med BAE Hawk:

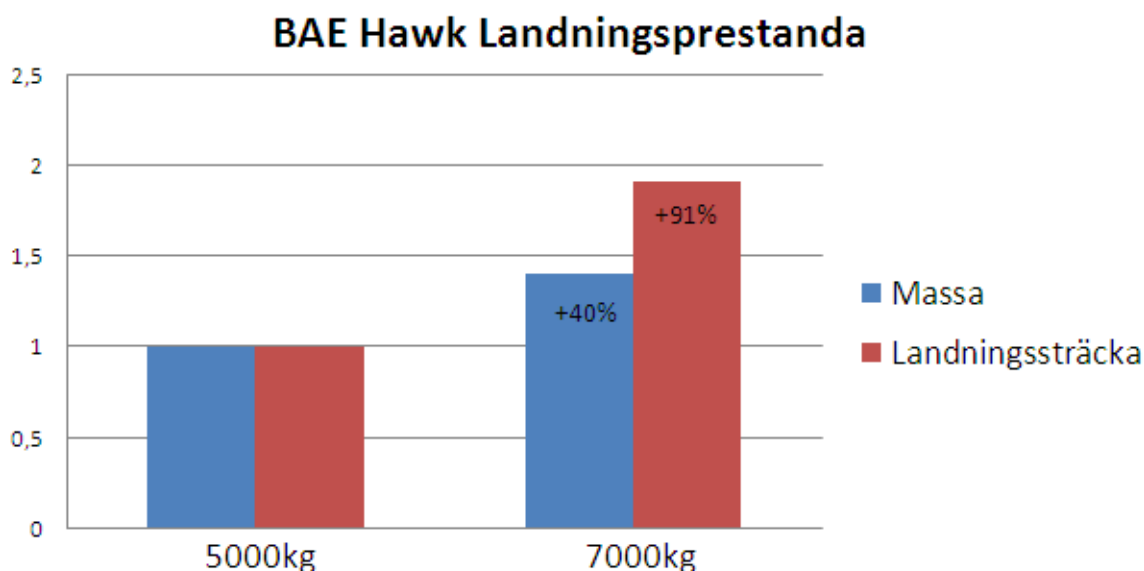


Fig. 12. Landningsprestanda BAE Hawk [7]

### 3.3 Acceleration och maxfart

Av alla egenskaper hos jaktflygplanet är förmågan att accelerera till maxfart och bibehålla denna hastighet en av de allra viktigaste. Ur ett historiskt perspektiv har denna egenskap ibland setts som den allra viktigaste av alla. Speciellt under kalla krigets era, då jaktflygpla-

nets taktik oftast bestod i att med högsta möjliga hastighet söka sig till målet, avfyra sina missiler, och återvända med hög hastighet till flygbasen.[24, s.77] Detta till skillnad från exempelvis andra världskrigets era, då jaktflygplan i större utsträckning användes för den typiska formen av kurvstrid, då båda flygplanen cirklar kring varandra för att få bästa möjliga skjutläge [24, s. 29]. Moderna jaktflygplan är ofta kompromisser, som måste vara hyfsat dugliga både när det gäller manövreringsförmåga, accelerationsförmåga och maximal hastighet.

För att uppnå den maximala hastigheten så snabbt som möjligt, krävs en bra acceleration. Både acceleration och maximal flyghastighet studeras i detta kapitel, och eftersom de på många sätt är beroende av varandra kommer de att nämnas i blandad ordning. Flygplanets acceleration har redan studerats tidigare i detta kandidatarbete, men då i samband med start från marken. I detta kapitel studeras acceleration under flygningens gång.

Acceleration nämns i många olika sammanhang och kontexter, men den strikt fysikaliska definitionen på acceleration är att det är en fysikalisk storhet som mäter förändring av hastighet med hänseende till tid. Acceleration kan således uttryckas som derivatan på hastigheten ( $V$ ). [10, s. 182] Accelerationen hos olika flygplan är främst beroende av flygplanets motor. Motorn ger drivkraften åt flygplanet. Men även den aerodynamiska utformningen av flygplanet, samt massan hos flygplanet, har också inverkan på accelerationen. Enligt Newtons rörelselagar beskrivs förhållandet mellan massa, kraft och acceleration på följande sätt:

$$a = \frac{F}{m} \quad (19) [17] \qquad a = \frac{T - D_G}{m} \quad (13) [17]$$

Massan hos flygplanet är således omvänt proportionell mot accelerationen, samtidigt som kraften är proportionell med accelerationen. I litteratur rörande jaktflygplan talas ofta om förhållandet mellan massa och dragkraft [24, s. 77], vilket är precis samma samband som Newtons rörelselag. För att studera detta förhållande djupare, kan ett matematiskt exempel illustrera proportionerna bättre.

Låt oss ta ett jaktflygplan av typ F/A-18 som exempel. Hos C och D-versionerna är den maximala startmassan 25401kg. Av denna massa kan upp till 7979kg vara bränsle. Motorn levererar med tänd efterbrännkammare en maximal dragkraft av storleksordningen 158 kN. Bränslemängden ger utrymme för cirka 2 timmars aktiv strid.[6; 25] Vid början av flygningen är förhållandet mellan dragkraft och massa (accelerationsförmågan) 6,2 N/kg. Under flygningens gång förbränns stora mängder bränsle och vid 15% av den ursprungliga bränslemängden är

förhållandet mellan dragkraft och massa uppe i 8,5 N/kg. Detta är en ökning på 36%, vilket är i direkt proportion till massans förändring.

Vad gäller den maximala hastigheten flygplan, kan man sammanfatta det hela i två faktorer. Följande bild illustrerar sambanden som avgör flygplanets maximala hastighet[17, s. 132]:

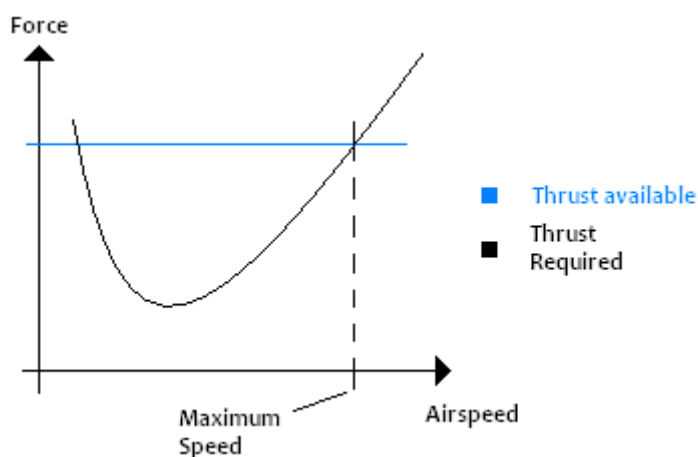


Fig. 13. Maxhastighetens begränsningar

Den maximala hastigheten hos flygplanet begränsas av den tillgängliga dragkraften (blå kurva) och den behövda dragkraften (svart kurva). Den uppnås vid skärningspunkten för de två kurvorna. Som synes i figur 12, är den tillgängliga dragkraften hos en jetmotor är konstant oavsett hastighet, medan den behövda dragkraften varierar med hänseende till hastigheten. Den tillgängliga dragkraften från jetmotorn är beroende på exempelvis motorns konstruktion, luftens temperatur, densitet och fuktighet. Dragkraften är däremot helt oberoende av flygplanets massa. Den behövda dragkraften är i praktiken samma kraft som flygplanets motstånd står för. Dess minimipunkt är den hastighet, då flygplanets motstånd är som lägst och förhållandet mellan lyftkraft och motstånd är som störst ( $L/D$ ). [17] Denna hastighet brukar kallas för  $V_{MD}$  (Minimum Drag Velocity).[9, s. 199] Om man utgår från  $V_{MD}$ , kan man konstatera att vid minskad hastighet ökar motståndet. Detta på grund av ökad mängd icke laminär strömning över vingen. Samtidigt som ökar också motståndet vid ökad hastighet (på grund av ökat dynamiskt tryck).

Men vad händer med förhållandet mellan de två kurvorna då man ökar massan med exempelvis 50 %? Till att börja med skulle en sådan ökning av massan inte påverka den tillgängliga dragkraften alls, således är den blåa kurvan oförändrad. Däremot påverkar den ökade massan flygplanets motstånd. Motståndet är, som tidigare nämnts, uppdelat i nollmotstånd och inducerat motstånd. Nollmotståndet är i praktiken oförändrat vid förändring av massan, eftersom



nollmotståndet anger interaktionen mellan flygplanets form och den passerande luftströmmen. Det inducerade motståndet är däremot beroende av både massan och lyftkraften. Vid planflykt, är det inducerade motståndet som högst vid hastigheter nära stallhastigheten. Det inducerade motståndet är omvänt proportionerligt mot hastigheten. Vid hastigheter kring maximal flyghastighet ( $V_{NE}$ ) är det inducerade motståndet mycket litet i förhållande till nollmotståndet, då lyftkraften genereras främst av det dynamiska trycket framför lyftkraftskoefficienten ( $CL$ ). [17, s. 128] Detta innebär att den svarta kurvan i fig. 12 skulle lutats åt höger. Den lägsta möjliga hastigheten ökar, samtidigt som den maximala hastigheten är närmast oförändrad. Således är den maximala hastigheten inte beroende av massan (åtminstone i särskilt stor utsträckning). Detta gäller alltså flygning i rak planflykt. Om man i det höga hastighetsområdet vill börja manövrera exempelvis med en 5g sväng, skulle detta öka anfallsvinkeln och således bidra till ett ökat inducerat motstånd. Detta motstånd skulle vara klart högre vid en ökad massa, vilket innebär att förmågan att manövrera i det höga hastighetsområdet minskar med ökad massa.

“If two combat aircraft with different wing loadings but with the same thrust to weight ratio are compared, it is clear that the lighter aircraft has the advantage in the lower Mach number range.” [9, s. 204]

### 3.4 Sammanfattning

I kapitel 3 studerades flygplanets stridsförmåga på ett högre plan än i kapitel 2. I kapitlet studerades flygplanets massa i relation till dess räckvidd, start- och landningssträckor, acceleration samt maximal flyghastighet. Dessa sammanfattas i egenskaper och förmågor som är direkt kritiska för uppdragets genomförande (och inte på samma sätt som förmågorna i kapitel 2 är i kontakt med flygförarens taktiska manövrering och styrning).

När det gäller flygplanets räckvidd, kunde konstateras att flygplanets specifika räckvidd (räckvidd per bränsle-enhet) är omvänt proportionerlig mot massan. Detta innebär bland annat att step-climb manövrar är fördelaktiga vid längre transportflygningar. Den ökade massan som kommer till följd av ökad bränslemängd gör att den specifika bränsleförbrukningen ökar, samtidigt som räckvidden i sig ökar. Detta innebär att mer bränsle inte är odelat positivt sett ur ett ekonomiskt perspektiv, trots att det ökar räckvidden.

När det gäller flygplanets start- och landningssträckor kunde det genom flera exempel konstateras att massan är proportionerlig med både start- och landningssträckorna. Detta är ett resul-

tat både av den ökade minimiflyghastigheten, den sämre accelerationen samt den sämre bromseffekten som en ökad massa bidrar till.

När det gäller den accelerationen hann det redan nämnas i föregående stycke, att en ökad massa minskar flygplanets förmåga att accelerera. Ofta talas det om kvoten mellan dragkraft och vikt, vilket talar om flygplanets förmåga att accelerera. Ett typiskt jaktflygplan kan idag förbruka så stora bränslemängder, att accelerationsförmågan förändras i tiotals procent (i exemplet med F/A-18 C/D var det drygt 30% skillnad). Den maximala flyghastigheten påverkas marginellt av ökad massa, när det gäller flygning i planflykt. Däremot minskar flygplanets förmåga att utföra svängar (speciellt med höga g-belastningar) vid hög massa jämfört med låg massa.

Sammanfattningsvis påverkar förändring i flygplanets massa både flygegenskaperna och förmågorna att genomföra olika uppdrag. Skillnaden mellan ett flygplan före och efter lufttanking kan vara markant, då massan i extrema fall kan öka totalvikten hos flygplanet med tusentals kg.

## 4 SLUTSATSER

Huvudfrågeställningen i detta arbete var hur den förändrade flygvikten påverkar jaktflygplanet. Denna frågeställning studerades med hjälp av följande två kompletterande frågor.

- Hur påverkar den förändrade flygvikten *flygegenskaperna*?
- Hur påverkar den förändrade flygvikten *prestandan*?

Med uttrycket *flygegenskap* avsågs de egenskaper som ett jaktflygplans flygförare är i direkt kontakt med vid manövrering. Med uttrycket *prestanda* avsågs den typ av förmågor som var kritiska för flygningens genomförande. Arbetet delades upp i två kapitel i vilka ovanstående frågor undersöktes djupare.

### 4.1 Flygegenskaper

I kapitlet flygegenskaper studerades först de grundläggande teoretiska aspekterna på flygplan i rörelse. Med dessa aspekter som grund undersöktes först förmågan att flyga rak planflykt i låga hastigheter. Det kunde konstateras att en ökad flygvikt ledde till ett ökat behov av lyftkraft, vilket ledde till ett ökat tryck på de olika variablerna i lyftkraftsformeln. Av de olika variablerna i lyftkraftsformeln kunde piloten variera flyghastigheten,  $V_S$  och lyftkraftskoefficienten  $C_L$ . Då den maximala lyftkraftskoefficienten,  $C_{L_{max}}$  var ett konstant värde, innebar detta att en ökad flygvikt och medföljande ökat lyftkraftsbehov ledde till en ökad stallhastighet,  $V_S$ . En ökad flygvikt minskade alltså jaktflygplanets förmåga att flyga i låga hastigheter, vilket var något som också studerades i senare kapitel rörande exempelvis start- och landningsförmåga.

I kapitlet studerades också jaktflygplanets förmåga att manövrera i viktiga manövrar såsom svängar och stigningar. Det kunde konstateras att manövreringsförmåga innebar förmågan att ändra storleken och riktningen på hastigheten, samt förmågan att ändra flygplanets helhetseenergi i form av läges- och rörelseenergi. Dessa förmågor studerades ur flera olika praktiska synvinklar. Dels kunde konstateras att en ökad flygvikt ledde till en i allmänhet större rörelseenergi och större tröghet, vilka båda verkar negativt på manövreringsförmågan. Flygviktens inverkan studerades också genom studier av olika förmågor såsom stighastighet, svängradie, svänghastighet och G-belastningsförmåga. Samtliga dessa försämrades av en ökad flygvikt,

men av olika orsaker såsom strukturella begränsningar, ökat inducerat motstånd och ökad vingbelastning. Massans påverkan på förmågorna var antingen direkt eller indirekt, men i vilket fall konstaterades att ett fullastat jaktflygplan med högre vingbelastning låg i underläge jämfört med ett liknande flygplan med lägre vingbelastning. I denna slutsats bortsågs helt från icke-aerodynamiska faktorer, såsom vapenlast och bränslemängd. Med andra ord kunde det konstateras att det andra flygplanet hade ett övertag rent aerodynamiskt, vilket inte nödvändigtvis behövde betyda att det hade ett taktiskt överläge.

## 4.2 Prestanda

I kapitlet rörande flygviktens inverkan på prestandan, studerades flygviktens inverkan på jaktflygplanets räckvidd och start- och landningssträckor samt dess inverkan på acceleration och maxhastighet.

Räckvidden konstaterades vara beroende av många olika faktorer, såsom vindhastighet, bränslemängd, lastmängd, effektuttag och liknande. Något glasklart samband mellan flygvikt och räckvidd blev därför svårt att uttyda, eftersom den ökade vikten kunde vara både bränsle och vapen. Däremot fanns ett tydligt samband mellan aktuell flygvikt och specifik bränsleförbrukning. Den specifika bränsleförbrukningen angav den flugna distansen per bränsle-enhet. Denna bränsleförbrukning ökade i takt med flygvikten. Samtidigt minskade den specifika bränsleförbrukningen med ökad flyghöjd, vilket resulterade i att räckvidden kunde ökas genom att i takt med minskad flygvikt samtidigt öka flyghöjden. Detta konstaterades också vara en rutinmässig procedur i stor del av modern transportflygning.

Vid studierna av start- och landningssträckor sågs ett starkt samband mellan flygvikt och aktuell stallhastighet,  $V_S$ . Både flyghastigheten vid tröskelpassage ( $V_{REF}$ ), som används vid landning och farten vid nosupptagning i start ( $V_R$ ) beräknades med stallhastigheten ( $V_S$ ) som grund. Stallhastigheten var beroende av flera faktorer varav flygvikten spelade en avgörande roll. Stallhastighetens förändringsfaktor beräknades approximativt genom att kvadrera kvoten på den nya massan genom den gamla massan. Detta gav oss en bild av hur stallhastigheten ökar linjärt med flygvikten. Av detta konstaterades att både start- och landningshastigheten ökar med flygvikten. Eftersom dessutom accelerationen minskar med ökad flygvikt, ledde detta till ett dubbelt dilemma vid start. Både faktumet att flygplanet behövde en högre hastighet för att rotera ( $V_R$ ) och att accelerationen blev sämre, ledde till en ökad rullsträcka innan flygplanet kunde komma i luften. Dessa två faktorer i kombination gjorde att flygviktens in-

verkan på startsträckan blev tydlig. Det konstaterades också att vid händelse av en avbruten start blir bromssträckorna längre om flygvikten är högre än normalt. Gällande flygviktens inverkan på landningssträckan, fanns också här flera saker som påverkades. Eftersom flygplanets rörelseenergi vid landning ökade i kvadrat med hastigheten, blev flygviktens inverkan på den totala energin markant. Ett tungt lastat flygplan fick avsevärt längre bromssträcka jämfört med ett lätt lastat flygplan, varför flygning med tungt lastade flygplan måste genomföras med försiktighet och noggrannhet. Av de egenskaper som studerades i detta kandidatarbete, får start- och landningssträckorna anses som de mest kritiska vad gäller förändrad flygvikt och anknytning till flygsäkerhet.

Accelerationen nämndes redan i föregående stycke. Dess anknytning till flygvikten sågs vara direkt. Enligt Newtons rörelselagar konstaterades att accelerationen var kvoten av kraften genom massan. Accelerationen blev således omvänt proportionell med massan hos jaktflygplanet. Då maxhastigheten studerades, kunde konstateras att den inte begränsades nämnvärt av förändrad massa. Detta förutsatte förstås att flygplanet skulle lastas inom lagenliga gränser. Skillnaden mellan ett tungt och ett lätt jaktflygplan sågs främst i förmågan att accelerera till höga hastigheter, samt i förmågan att manövrera då det uppnått dessa höga hastigheter. Anledningen till denna försämring var det inducerade motståndet, som blev märkbart högre vid höga massor (på grund av behovet av högre lyftkraft) och därmed begränsade den maximala hastigheten som flygplanet var benäget att upprätthålla.

Sammanfattningsvis, kan konstateras att ovanstående studier besvarar huvudfrågeställningen tydligt. Flygvikten spelar en avgörande roll hos jaktflygplanet både när det gäller dess flygegenskaper och prestanda, men också i ett ytterligare område nämligen frågor rörande flygsäkerhet. En stor del av massan hos ett typiskt jaktflygplan är variabel, och därmed förändras ständigt jaktflygplanets egenskaper i alla ovanstående kategorier. Inte minst under en lufttankning, kan flygvikten, och därmed jaktflygplanets egenskaper, förändras markant. Då både vapenlast och bränsle bidrar positivt till jaktflygplanets stridsegenskaper, har det i detta kandidatarbete kunnat konstateras att dessa ändå kommer med ett pris att betala. Ett flygplan som med en given bestyckning och bränslemängd är slagkraftig, kan med en helt annan utrustning visa sig underlägsen på en mängd olika områden, vilket också skulle kunna vara ett ämne för vidare forskning med anknytning till detta arbete.

## KÄLLOR

- [1] Anderson J. D. *Fundamentals of aerodynamics*. Utgåva 2. New York: McGraw-Hill, 1991. 772 s. ISBN 0-07-100767-9.
- [2] Axelsson R, Danewid R. *Segelflyg En lärobok*. Utgåva 4. Bollebygd: Alfredssons Offset, 2002. 596 s. ISSN 91-973848-3-6.
- [3] Ball R.E. *The Fundamentals of aircraft combat survivability analysis and design*. Utgåva 2. Reston: AIAA, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003. 889 s. ISBN 9781563475825
- [4] Bristol Groundschool, ATPL Digital. *Principles Of Flight*. Senaste uppdatering Januari 2013.
- [5] Farley, J. *A View from the Hover*. [refererat 23.1.2014] Finnes på följande länk: <http://www.aviewfromthehover.com/>.
- [6] Federation of American Scientists. *Military Analysis*. [refererat 18.1.2014] Finnes på följande länk: <http://www.fas.org/programs/ssp/man/uswpns/air/fighter/f18.html>.
- [7] Finnish Air Force: Hawk MLU Aircrew Manual ACM Section 6 Performance Data, Ilmavoimien Materiaalilaitos, Lentokalusto-osasto. December 2009.
- [8] Hoffren, J. *Lentotekniikan perusteet*. Utgåva 1. Helsingfors: Opetushallitus, 2008. 199 s. ISBN 978-952-13-3481-8.
- [9] Huenecke, K. *Modern Combat Aircraft Design*. Utgåva 1. Shrewsbury, England: Naval institute press, 1987. 254 s. ISBN 1-85310-002-1.
- [10] Hurt, H.H. *Aerodynamics for naval aviators*. Utgåva 1. Renton: Aviation Supplies & Academics, 1992. 416 s. ISBN 1-56027-140-x.
- [11] Hämmäläinen, V. *Föreläsningmaterial ATPL*. Helsingfors, 2013. 50 s.

- [12] Kermode, A.C. *Mechanics of flight*. Utgåva 10. Prentice Hall: 1996. 520 s. ISBN 0-582-23740-8.
- [13] Laine, S. *Lentokoneen aerodynamiikka ja lentomekaniikka*. Utgåva 1. Helsingfors: WSOY oppimateriaalit, 2006. 434 s. ISBN 978-951-0-31376-3.
- [14] Lindberg, J. *Fighter Tactics Academy*. [refererat 21.1.2014] Finnes på följande länk: <http://www.sci.fi/~fta/index.htm>.
- [15] MIT Open Course Aerodynamics. *Aerodynamics*. [refererat 2.5.2013] Finnes på följande länk: <http://ocw.mit.edu/courses/aeronautics-and-astronautics/16-885j-aircraft-systems-engineering-fall-2005/>.
- [16] National Aeronautics and Space Administration. *Glenn Research Center Aerodynamics*. [refererat 2.5.2013] Finnes på följande länk: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/short.html>.
- [17] Oxford Aviation Training. *Principles of Flight*. Utgåva 4. London: Transair, 2008. 594 s. ISBN 1-904935-12-5.
- [18] Raymer, Daniel P: *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. Utgåva 3. Washington: AIAA Education Series, 1989. 723 s. ISBN 0-930403-51-7.
- [19] Scandinavian Aviation Academy. *Föreläsningsmaterial CPL*. Västerås, 2008. 35 s.
- [20] Sez, E. *Coordinated turn*. [refererat 23.1.2014] Finnes på följande länk: [http://code7700.com/images/forces\\_on\\_aircraft\\_coordinated\\_turn.png](http://code7700.com/images/forces_on_aircraft_coordinated_turn.png)
- [21] Stinton, D. *The design of the aeroplane*. Utgåva 2. Cornwall: MPG Books Ltd, 2001. 684 s. ISBN 0-632-05401-8.
- [22] Spick, M. *An illustrated guide to modern fighter combat*. Utgåva 1. London: Salamander Books Ltd, 1987. 155 s. ISBN 0-86101-319-0.

[23] U.S. Naval Air Training Command. *Air Combat Maneuvering*. [refererat 10.12.2013].  
Finnes på följande länk: <http://navyflightmanuals.tpub.com/P-1222/index.htm>  
2013-05-02 Air Combat Maneuvering, US Naval Air Training Command 1998.

[24] Whitford, R. *Fundamentals of Fighter Design*. Utgåva 1. Shrewsbury, England: Airlife Publishing Ltd, 2000. 205 s. ISBN 1-84037-112-9.



## BILAGOR

### *Förteckning Bilagor*

Bilaga 1      Ej undersökta ämnen

Bilaga 2      Tabell förhållande flygplansvikt och dragkraft

Bilaga 3      Centrala begrepp och förkortningar

### **Ej undersökta ämnen**

Denna lista är en sammanfattning av ett antal olika egenskaper och förmågor som på olika sätt är anknutna till flygplanets vikt, men som på grund av bristande koppling till den aktuella forskningsfrågeställningen ändå inte studerades mer ingående:

*Rollhastigheten.* Denna är en viktig del i manövreringsförmågan, men den är egentligen inte beroende av flygplanets massa, utan massfördelning.

*Tyngdpunktens påverkan.* Tyngdpunkten påverkar flygplanet på många olika sätt, och den förflyttas ständigt under en pågående flygning. Men tyngdpunkten är icke desto mindre ett helt annat begrepp än tyngd.

*Isbildning.* Isbildningen påverkar både flygplanets utformning och flygplanets massa. Då den största förändringen vid isbildning sker i flygplanets motstånd och polarkurva, gör detta att isbildning hamnar till stor del utanför forskningsfrågeställningen som är kopplad till flygvikten.

*Yttre last.* Hos jaktflygplan är bärandet av yttre last såsom bränsletankar, robotar och bomber en stor del av verksamheten. Bärande av yttre last påverkar flygplanets massa, men också dess nollmotstånd. Detta gör att bärande av yttre last inte går att koppla rakt till massans effekt.

*Stiggradient.* Stiggradient studeras främst för att säkerställa en tillräcklig hinderfrihet efter start. Detta är särskilt intressant vid händelse av ett motorbortfall eller vid flygning i bergig terräng. Då båda dessa får anses vara ovanliga i Finska Flygvapnets vardagliga verksamhet, valde jag att bortse från dessa.

**Tabell förhållande flygplansvikt och dragkraft**

<b>Flygplansmodell</b>	<b>Tomvikt (kg)</b>	<b>Motorkraft (kN)</b>
Mikoyan MiG-29	10900	163
Saab JAS-39	6810	80
Boeing F-15	15398	209
Boeing F-16	9358	132
Dassault 2000	7500	95
Grumman F-14	18951	240
Eurofighter	11150	180
Sukhoi SU-27	16380	132

[25] IHS Janes Aircraft Database [refererat 20.3.2014]. Finnes på länk:

[https://janes.ihs.com/CustomPages/Janes/DisplayPage.aspx?DocType=Reference&ItemId=++1337873&Pubabbrev=JAU\\_#Costs](https://janes.ihs.com/CustomPages/Janes/DisplayPage.aspx?DocType=Reference&ItemId=++1337873&Pubabbrev=JAU_#Costs).

## Centrala begrepp och förkortningar

*Jaktflygplan.* Jaktflygplan, även kallade jaktplan, är militära flygplan vars främsta uppgift är bekämpa andra militära flygplan och därigenom upprätthålla luftherravälde.

*Flygvikt.* Med flygvikt syftas i detta kandidatarbete den rådande massa som flygplanet har under pågående flygning.

*Taktisk aspekt.* Med uttrycket taktisk aspekt avses de aspekter av flygningen som ligger på en taktisk nivå, till skillnad från teknisk och strategisk nivå. Taktik innefattar procedurer och tillvägagångssätt som påverkar förhållandet mellan olika jaktflygplan eller grupper av jaktflygplan.

*Stridsteknisk aspekt.* Med detta uttryck avses de aspekter av flygningen som ligger på en stridsteknisk nivå, till skillnad från taktisk och strategisk nivå.

*Aerodynamik.* Studerandet av luftmolekylers växelverkan med fasta objekt. I detta kandidatarbete ses aerodynamik som den teoretiska aspekten av flygplanets förmåga att flyga.

*Lufttankning.* Tankning av flygplan under pågående flygning, genomförs normalt med ett tankningsflygplan.

*Flygegenskaper.* I detta kandidatarbete menas med flygegenskaper de egenskaper som ett jaktflygplans flygförare är i direkt kontakt med vid manövrering.

*Prestanda.* I detta kandidatarbete menas med prestanda den typ av förmågor som är kritiska för flygningens genomförande.

*Rak planflykt.* Den typ av flygning då flygplanet bibehåller en konstant höjd, kurs och hastighet.

*4:e generationens jaktflygplan.* Denna klass av jaktflygplan är en allmän samling av jaktflygplan med tidigaste ursprung i 1970-talet. Till skillnad från 5:e generationens jaktflygplan har de inga avgörande stealth-egenskaper, men i övrigt är 4:e generationens jaktflygplan fortfarande aktuella i världens flygvapen.

*Inducerat motstånd.* Inducerat motstånd är den del av luftmotståndet som uppstår på grund av lyftkraften. Detta har sitt ursprung i tryckskillnaden på vingens ovan- och undersida, vilket resulterar i ett cirkulerande flöde av luft runt vingens ytterkant.

*Stall.* Stall är det fenomen som uppstår då luftströmningen träffar vingen med en sådan vinkel, att strömningen på vingens ovansida lossnar från ytskiktet. Detta resulterar i en markant förlust av lyftkraft och leder till en förlust av höjd.

*Stallhastighet.* Stallhastighet är den hastighet som flygplanet har vid stall. Vid rak planflykt varierar stallhastigheten exempelvis med flygvikten.

*Manövreringsförmåga.* Med manövreringsförmåga avses i detta kandidatarbete flygplanets förmåga att manövrera. Detta innebär att förändra både riktningen och storleken på hastigheten, samt att förändra den totala energin i form av rörelse- och lägesenergi.