



FFI Forsvarets
forskningsinstitutt

22/02598

FFI-RAPPORT

Vertical Take-off and Landing (VTOL) Fixed wing Unmanned Aerial Vehicles (UAV)

– noen egenskaper hos tailsittere

Øistein Thomle Hoelsæter

Vertical Take-off and Landing (VTOL) Fixed wing Unmanned Aerial Vehicles (UAV)

– noen egenskaper hos tailsittere

Øistein Thomle Hoelsæter

Emneord

Ubemannede luftfarkoster (UAV)

Flyteknikk

Motorer

Propeller

FFI-rapport

22/02598

Prosjektnummer

1493

Elektronisk ISBN

978-82-464-3459-9

Engelsk tittel

VTOL Fixed wing UAVs - Some characteristics of tailsitter vehicles

Godkjenner

Halvor Bjordal, *forskningsleder*

Halvor Ajer, *forskningssjef*

Dokumentet er elektronisk godkjent og har derfor ikke håndskreven signatur.

Opphavsrett

© Forsvarets forskningsinstitutt (FFI). Publikasjonen kan siteres fritt med kildehenvisning.

Sammendrag

Denne rapporten beskriver noen generelle egenskaper hos hybride Vertical Take-off and Landing (VTOL) fixed wing-farkoster. Vi har sett på farkoster med såkalt *tailsitter*-konfigurasjon. Vi viser eksempler på de mest vanlige variantene av tailsittere. Rapporten forteller også hvilke historiske forsøk det har vært på å utvikle fungerende tailsittere.

Vi peker på både fordeler og ulemper ved tailsittere, sammenliknet med de noe mer vanlige horisontale VTOL-hybridene. For eksempel benytter tailsittere vanligvis samme framdriftsenhet i både VTOL-fase og fixed-wing-fase. Det kan være vanskelig å oppnå god virkningsgrad i begge fasene.

Det er også tatt med eksempler som viser hvordan tailsittere påvirkes av vind i VTOL-fasen.

Summary

This report describes some general characteristics of tailsitter vehicles as a subcategory of Vertical Take off and Landing (VTOL) - fixed wing (FW) UAVs. The most common variants of tailsitter vehicles are described, as well as examples of development projects in the past.

Tailsitters have advantages as well as disadvantages compared to more conventional horizontal VTOL-hybrid vehicles. As an example, tailsitters usually employ the same propulsion system in VTOL flight as is used in fixed wing forward flight. It can therefore be challenging to achieve high energy efficiency in both flight modes.

Some aspects of how tailsitters respond to wind in VTOL-mode are also included in the report.

Innhold

Sammendrag	3
Summary	4
1 Innledning	6
2 Tailsittere og horisontale VTOL-hybrider	6
3 Historie	8
4 Tailsittere - noen eksempler på konfigurasjoner	9
4.1.1 Tomotors flygende vinge	9
4.1.2 Med fire motorer og multikopter-styring	9
4.1.3 Halemontert ducted fan med thrust vectoring	10
4.1.4 Kontraroterende propeller i nesa	11
5 Generelle fordeler og ulemper med tailsittere	12
5.1 Framdriftssystem	12
5.1.1 Fremdriftssystem tailsitter – regneeksempel	13
5.2 Vindavdrift	15
5.2.1 Vertikal dynamikk	19
6 Oppsummering	19
Forkortelser	21
Referanser	22

1 Innledning

Løsninger for å få Vertical Take Off & Landing (VTOL) egenskaper på fixed wing UAS-farkoster har vært tilgjengelig over noen år nå. Først så man dette som underholdende eksperimenter i maker-miljøer, men etter hvert har nytten i mer operative systemer blitt åpenbar. UAS-industrien har derfor tatt opp denne tråden og videreutviklet teknologien og mange hybride systemer markedsføres nå som modne produkter.

I forbindelse med kommende anskaffelsesprosjekter i Forsvaret vil det sannsynligvis bli flere leverandører som tilbyr hybride løsninger – altså fixed wing systemer med god utholdenhet og rekkevidde som samtidig har VTOL egenskaper.

FFI har behov for å forstå hvilke grunnleggende fordeler, samt ulemper og begrensninger slike systemer medfører i forhold til mer tradisjonelle løsninger. I den sammenheng er det nødvendig med innsikt og forståelse av hvordan strukturelle forhold, aerodynamiske egenskaper, energiforbruk, samt styresystemets egenskaper spiller sammen og gir resulterende ytelse og operasjonsvindu for et hybridssystem.

Fordelen med mulighet for å ta av og lande på trange områder og uten bruk av rullebane, launcher eller annen infrastruktur er åpenbar. Men hybride løsninger vil typisk også ha økt vekt og luftmotstand som medfører redusert flytid.

I tillegg er det et spørsmål om hvordan disse hybride løsningene egentlig fungerer i vind og turbulente forhold og om operasjonsvinduet med tanke på vær derfor kan være mindre enn f.eks en løsning som benytter rullebane eller launcher.

Dette notatet beskriver noen viktige egenskaper hos VTOL-hybride fixed wing farkoster med såkalt *tailsitter*-konfigurasjon.

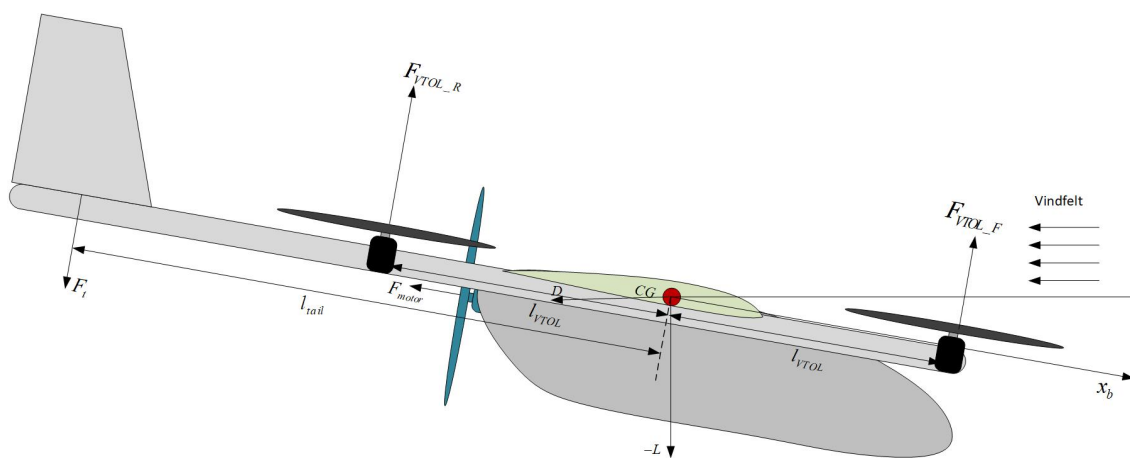
2 Tailsittere og horisontale VTOL-hybrider

Tailsittere kan defineres som VTOL-farkoster som tar av og lander på halen, altså med nesa på farkosten pekende vertikalt, og som tilter fremover for å fly mer eller mindre horisontalt i andre deler av flukten. Dette er til forskjell fra andre VTOL-farkoster som ligger flatt (dvs i samme stilling som under vanlig flyging, heretter kalt *fixed-wing fasen*) under landing og take-off (*VTOL-fasen*). Typisk for tailsittere er at de ofte bruker samme motor(er)/propell(er) for å generere kraft under både VTOL-fasen og fixed-wing fasen. Det finnes et utall av forskjellige mulige konfigurasjoner både for tailsittere og horisontale VTOL-hybrider [4].

Tilgangen på billige (ofte *open source*) og nærmest fritt konfigurerbare styresystemer har vært en viktig faktor i utviklingen av alle typer VTOL-hybrider. Evolusjonær innovasjon i maker-miljøer har i stor grad bidratt til den raske modningen man har sett på dette feltet de siste årene.



Figur 2.1 Eksempel som viser grunnleggende forskjell mellom horisontal VTOL-hybrid med fire VTOL-motorer og en fremdriftsmotor (Stalker VXE30), og tailsitter med fire motorer (FFI Interceptor-demonstrator)



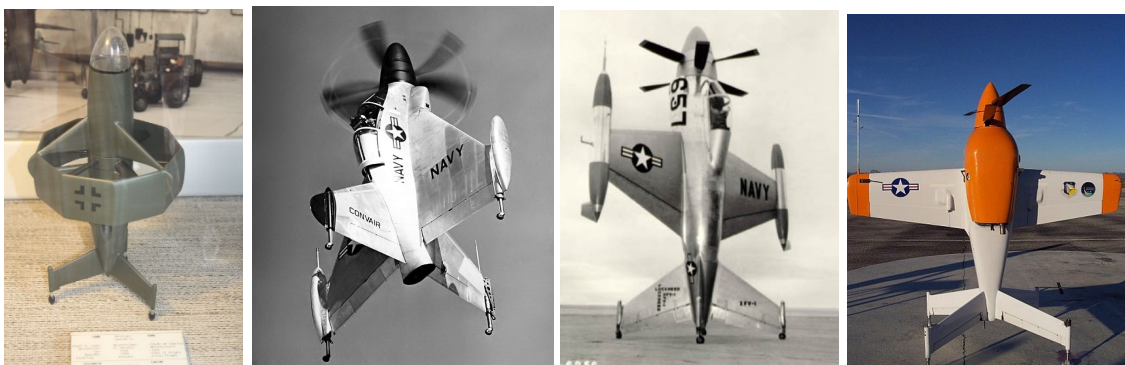
Figur 2.2 Typisk konfigurasjon for en «horisontal» VTOL-Fixed wing UAV (med fire VTOL-motorer)

3 Historie

Det ble eksperimentert med bemannede versjoner av tailsittere allerede under andre verdenskrig, men spesielt i 1950- og 1960-årene ble det gjennomført mange spennende eksperimenter på dette området [2]. Utfordringene var nok mange, og noe av det mest krevende skal ha vært ergonomi og totalbelastningen på piloten. Hvis piloten satt «riktig» i fixed-wing fasen, var både sittestillingen og siktforholdene vanskelige i VTOL-fasen. Det aller største problemet må likevel ha vært mangelen på automatiske styresystemer som kunne avlaste piloten ifm transisjon, landing og take-off.

Ingen bemannede tailsittere har kommet lenger enn til eksperimentstadiet, men denne type konfigurasjoner har i den senere tid fått en viss utbredelse som UAV.

Alle VTOL-hybride UAVer i dag baserer seg på bruken av komplekse, automatiske styresystemer som igjen benytter målinger fra et stort antall sensorer. Den dynamiske oppførselen til en tailsitter er svært ulineær, spesielt i transisjon inn til og ut av VTOL-fasen. Angrepsvinklene er store, vingene vil i perioder være i stall, og det kreves en svært fin balanse mellom vingeløft og kraft fra motorene. Det må derfor også ha vært svært krevende for en pilot å gjøre dette mer eller mindre helt manuelt, eller eventuelt med hjelp fra et bare meget primitivt styresystem (etter dagens standarder).



Figur 3.1 Eksempler på historiske tailsitter farkoster (ingen nådde operativ status) : 1) Henkel Lerche (1944), 2)Convair XVY Pogo (1954), 3)Lockheed XFV-1 (1954) 4)AeroVironment SkyTote (UAV, 2010) [2]

4 Tailsittere - noen eksempler på konfigurasjoner

4.1.1 Tomotors flygende vinge

Denne type konfigurasjon benytter differensiert motorpådrag for kontroll i (fixed-wing) yaw, og rorflater for kontroll i (fixed-wing) pitch og roll. Motorene er kontraroterende for å utligne momenter om lengdeaksen. Rorflatene er store og egentlig overdimensjonerte for fixed-wing flyving. De må stå nær propellene slik at de har tilstrekkelig virkning i VTOL-modus.

For å redusere drag i VTOL-modus bør farkosten stå med vingene langs vindretningen. Det projiserte arealet blir da minst mulig, og behovet for å tilte inn i vinden reduseres derfor også.



Figur 4.1 Eksempel på tailsitter konfigurert som flygende vinge med to motorer. Bildet er hentet fra [3]

4.1.2 Med fire motorer og multikopter-styring

Farkosten vist i Figur 4.2 er et eksempel på en tailsitter som kan betraktes som en krysning mellom et vanlig multikopter med fire motorer og en semi-symmetrisk fixed wing farkost. Farkosten er semi-symmetrisk i den forstand at det ene vingeparet er mindre og sitter langt bak. Dette vingeparet er der for å virke retningsstabiliserende i yaw, ikke for å genererer sidekrefter for manøvre. Farkosten styres derfor etter bank-to-turn (BTT) prinsippet, dvs den må endre rollvinkel for horisontale manøvre. Dersom dette vingeparet hadde vært utformet likt hovedvingen, ville farkosten kunne styres etter skid-to-turn (STT) prinsippet, dvs med fast rollvinkel.

Farkosten styres i VTOL-modus ved individuelt pådrag på de fire motorene, med noe hjelp av rorflatene. I fixed-wing modus går alle fire motorer med samme pådrag og styres kun med rorflatene.

En slik konfigurasjon er mekanisk enkel og generelt velfungerende. Imidlertid er det også noen ulemper:

- Vanskelig å oppnå god virkningsgrad på motor/propell både i VTOL- og fixed wing modus, se kapittel 5.1.
- Stor tiltvinkel ved landing i sterk vind kan skape problemer, se kapittel 5.2.
- Ved bruk av motorer/propeller som genererer skyvekraft ved høyt turtall og lavt moment vil pådragsmulighetene om lengdeaksen i VTOL-modus være begrenset. Farkosten kan måtte tillates å pendle fritt om lengdeaksen ifm både landing og take-off.



Figur 4.2 FFI's Interceptor-demonstrator er et eksempel på en tailsitter som er en kryssning mellom multi(quad)copter og semi-symmetrisk fixed wing farkost

4.1.3 Halemontert ducted fan med thrust vectoring

Dette er en type konfigurasjon som f.eks benyttes av AI Shield V-BAT. Skyvekraft i både VTOL- og fixed-wing modus besørjes av en halemontert motor/propell med et «viftehus» rundt. Derav betegnelsen *ducted fan* (DF). Viftehuset kan bidra til en vesentlig bedring av skyvekraftenhetens virkningsgrad, både i VTOL-modus og fixed-wing modus.

Farkosten har vridbare «vanes» som en del av sin *ducted fan* slik at skyvekraftvektoren kan styres fritt. Dette er en form for *thrust vector control* (TVC) og benyttes for stabilisering i VTOL-modus. Med unntak av balanseror på vingene, har farkosten ikke vanlige styrbare haleflater eller canardfinner som står ute i fristrømmen. TVC må derfor benyttes både i VTOL- og fixed wing modus.

For farkoster der vertikal løftekraft besørjes av bare én motor/propell vil det oppstå et moment om farkostens lengdeakse som tilsvarer og er motsatt rettet motorens dreiemoment. Motorens dreiemoment forholder seg slik til akseleffekten:

$$M_x = \frac{P_{shaft}}{\omega} \text{ der } \omega \text{ er motorens vinkelhastighet}$$

Forholdet mellom skyvekraft i VTOL-modus (stillestående) og motoreffekt er typisk mest gunstig når propellen har stor diameter, relativt lav stigning og relativt lavt turtall. Momentet blir derfor også stort og dette må på et eller annet hvis motvirkes for å unngå at farkosten spinner om sin lengdeakse.

På farkoster som V-BAT, med *ducted fan* og styrbare finner, må dette gjøres ved å vri noen eller alle finnene litt slik at man i tillegg til pitch- og yawstyring også oppnår en «skruevirkning» på den akselererte lufta. Dette styres vha en lukket styresløyfe, gir motvirkende moment, og hindrer rotasjon.



Figur 4.3 Shield AI V-BAT (*ducted fan med thrust vectoring [1]*)

4.1.4 Kontraroterende propeller i nesa

Ved bruk av to kontraroterende, nesemonterte propeller som styres individuelt, vil en få full kontroll over resulterende moment om lengdeaksen og derved kunne styre rotasjonen. Ved fast pitch propellere styres turtallet (og derved momentet) på disse individuelt for å oppnå likevekt og unngå rotasjon.

En mer kompleks løsning vil være at en eller begge de kontraroterende propellene går med samme turtall, men at en eller begge propellene har variabel pitch og derved også variabelt moment.

Med propellen foran kan styring og kontroll om (fixed wing) pitch- og yaw-aksen helt eller delvis besørges av rorflater lenger bak på farkosten. Disse må derfor stå slik plassert at de får tilstrekkelig med «propellvind».

En mer mekanisk komplisert løsning for pitch- og yawstyring i VTOL-modus vil være å ha såkalt *cyclic* kontroll på en eller begge propeller, som på hovedrotoren på et helikopter.



Figur 4.4 AeroVironment SkyTote har to konttaroterende propeller i nesa med cyclic funksjon for pitch- og yaw-kontroll. X-hale med rorflater for pitch- og yaw-styring ved vanlig fixed-wing-flyging og som bidrag ved VTOL-modus. Styring om lengdeaksen (fw-roll) skjer ved differensiert pådrag på de to propellene, og i tillegg er balanserorene på vingene plassert slik at de antagelig gir noe rollvirkning også i VTOL-modus.

5 Generelle fordeler og ulemper med tailsittere

5.1 Framdriftssystem

Fixed-wing farkoster med konfigurasjon som i Figur 2.2 og som tar av i horisontal stilling, benytter de fire VTOL-motorene bare for take-off og landing (som Stalker i Figur 2.1). Disse motorene/propellene bidrar derfor bare til økt vekt og luftmotstand etter transisjon til vanlig fixed-wing flyging. De fire motorene og propellene optimaliseres typisk for en tilnærmet stasjonær tilstand (hovring), og fremdriftsmotoren (vanligvis bare én) optimaliseres for cruise-hastighet.

En tailsitter benytter vanligvis samme sett med motorer og propeller både for VTOL-fasen og fixed-wing fasen (cruise). Fordelen med dette er at farkosten ikke har noen overflødige motorer å bære på i fixed-wing fasen. Med bare ett felles sett med motorer/propeller må det imidlertid gjøres et kompromiss mellom egenskapene i de to fasene. Som regel er kravene til VTOL-fasen at den bare skal være kortvarig og begrenset til landing og take-off. Egenskapene i fixed-wing modus vektlegges derfor vanligvis mest, noe som gjør at VTOL-fasen blir lite energieffektiv.

En motor/propell kombinasjon som er energieffektiv i VTOL-modus vil typisk ha stor diameter og liten vridning på propellen, samt relativt lavt turtall. Den kan sies å gå på «lavt gir». For å være optimal i høyere hastighet må vridningen på propellen og turtallet være større. Det gjør at bladens angrepsvinkel holdes innenfor et område der propellen gir ønsket skyvkraft og samtidig har god virkningsgrad.

Propeller med vridbar «pitch» vil kunne bidra til gunstig virkningsgrad i begge faser. Dette er imidlertid mekanisk komplisert. Det kan gi redusert robusthet, samt økte kostnader og økt behov for vedlikehold.

5.1.1 Fremdriftssystem tailsitter – regneeksempel

Følgende regneeksempel illustrerer poenget som er beskrevet i kapittel 5.1. Merk at dette er ment som et kvalitativt eksempel og tallverdier kan ikke overføres til andre, konkrete systemer.

Vi antar en tailsitter farkost av samme konfigurasjon som FFIs Interceptor demonstrator. Farkostmasse $m = 12 \text{ kg}$, med 4 motorer med fast pitch propeller.

Krav til thrust ved hovring blir $T_{VTOL} \approx 30\text{N}$ pr propeller.

Ønsket cruisehastighet i FW-modus = 30 m/s.

Vi antar farkost drag i fixed wing modus @ 30 m/s: $D = 30\text{N}$, dette gir krav om thrust pr motor $T_{FW} = 7.5\text{N}$

Følgende data for diverse propeller er avledet fra produsenten APC sine datablader:

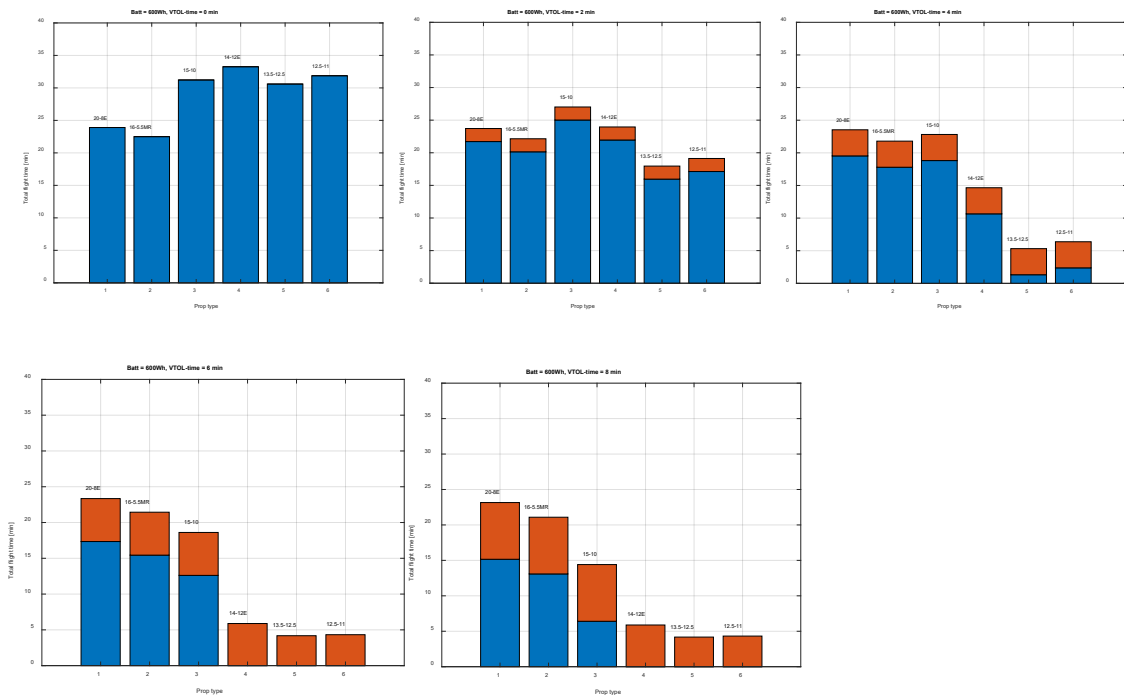
Propelltype	VTOL		Cruise (FW)	
	Rpm @	Effekt P (watt) @	Rpm @	Effekt P (watt) @
	[v=0 m/s, T=120/4N]	[v=0 m/s, T = 120/4 N]	[v=30 m/s, T=30/4 N]	[v=30 m/s, T = 30/4 N]
APC 20-8E	4100	350	6250	320
APC 16-5.5	5900	400	8100	340
APC 15-10	6400	760	6200	245
APC 14-12	7300	1300	5700	230
APC 13.5-12.5	7400	1830	5600	250
APC 12.5-11	8200	1770	6300	240

Figur 5.1 Oversikt over effekt og turtall for forskjellige propeller basert på data oppgitt fra produsenten APC. Første tall i propelltype = diameter (tommer), andre tall er vridning (teoretisk «fremskruing» pr omdreining)

I Figur 5.1 går det fram at effektbehovet pr motor i cruise grovt sett er lavest for de propellene med relativt liten diameter og høy vridning. Disse fungerer imidlertid som man ser ekstremt dårlig i VTOL-fasen og har et svært høyt effektbehov.

Vi antar nå en flyvning der farkosten har en viss energi tilgjengelig (600 Wh), og der motorene har en virkningsgrad på 0.85. Diagrammene viser totalt oppnåelig flytid for forskjellige propeller når VTOL-fasen har en ønsket varighet på hhv 0 min, 2 min, 4 min, 6 min og 8 min.

Figur 5.2 viser at propellene som gir best flytid i ren fixed-wing modus (VTOL-time = 0) faller helt igjennom når kravet om VTOL-tid øker. Poenget med denne regneøvelsen er å vise at ved bruk av propeller med fast pitch i en tailsitter må det gjøres et kompromiss basert på hvor mye VTOL-tid som ønskes. Eksempelet må betraktes som kvalitativt og forskjellene her kan ikke uten videre overføres til andre, konkrete systemer. Det viser imidlertid at en hybrid farkost er et forsøk på å lage en «universalfarkost», og da har mange egenskaper en tendens til å bli suboptimale.

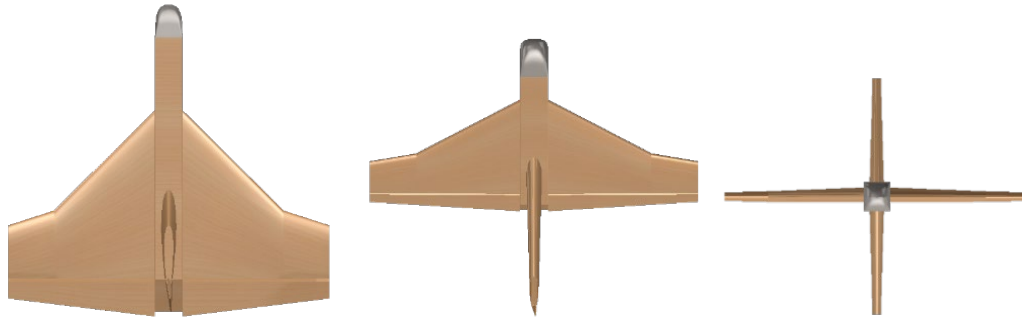


Figur 5.2 Eksempel som viser oppnåelig total flytid (VTOL + FW) som funksjon av ønsket tid i VTOL-fase [0,2,4,6,8]min, og for forskjellige propelltyper. (Rød = VTOL, Blå = FW-fase)

5.2 Vindavdrift

Når en tailsitter lander eller tar av med nesa pekende mer eller mindre vertikalt, vil dragkoeffisienten være vesentlig større enn om nesa hadde pekt inn i vinden som under normal flyging. Det er vist et eksempel på dette i Figur 5.3. Dette er til forskjell fra en horisontal VTOL-hybrid som har moderat endring i dragkoeffisient under landing og avgang i forhold til under fixed-wing flyging.

Draget som virker på farkosten i VTOL-modus må kompenseres med en tilsvarende motkraft fra farkostens fremdriftssystem for å unngå posisjonsavdrift. I tillegg må kreftene fra fremdriftssystemet settes ut på en slik måte at det oppnås momentbalanse.

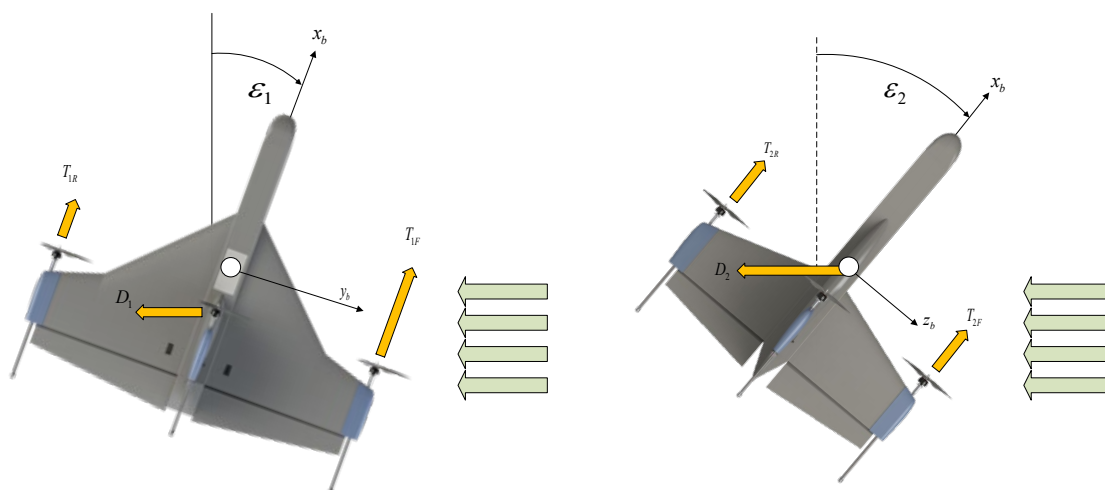


Figur 5.3 Eksempel på projisert areal for FFIs tailsitter demonstrator. 1) Hovedvinge 90° pitch = 0.6m^2 2) 60° pitch = 0.3m^2 3) 0° pitch = 0.09m^2

En tailsitter med ett dominerende vingepan, vil ha fordel av å la dette vingepanet stå langs vindretningen under landing og avgang slik at det projiserte areal blir minst mulig.

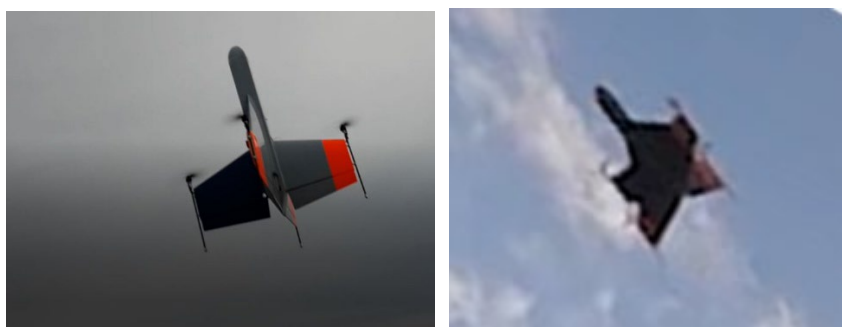
Følgende eksempel viser forskjellen i hvordan kraft- og momentbalansen oppnås for FFIs tailsitter demonstrator når hver av de to vingepanene rettes inn i vinden. I Figur 5.4 viser den første figuren (1) at hovedvingen står parallelt med vindretningen slik at de minste vingene blir eksponert for vind. Dette gir mindre projisert areal og lavere dragkoeffisient. Styresystemet må tilte farkosten en vinkel ϵ_1 slik at den horisontale komponenten av totalkraften fra motor/propellene tilsvarer dragkraftene. De minste vingene er imidlertid plassert langt bak tyngdepunktet (er egentlig bare retningsstabiliserende finner). Farkosten er altså veldig aerodynamisk stabil i dette planet. Vinden vil derfor skape et moment som forsøker å rotere farkosten i retning større tiltvinkel ϵ . For å motvirke dette momentet må kraften fra den «nedre» motoren være større enn for den øvre.

I eksempel 2) i Figur 5.4 står hovedvingen inn i vinden. Dragkoeffisienten blir da betydelig større enn i 1) og farkosten må tiltes en vinkel ϵ_2 for at horisontalkomponenten av motorkraftene skal tilsvare dragkraftene. ϵ_2 blir derfor større enn ϵ_1 . Hovedvingen har en arealfordeling rundt tyngdepunktet som er innrettet mot vanlig fixed-wing flyging. Farkosten er derfor nærmere nøytral i dette planet (men fortsatt aerodynamisk stabil). Det betyr at det blir mindre forskjell i pådraget på øvre og nedre motor for at momentbalanse skal oppnås.



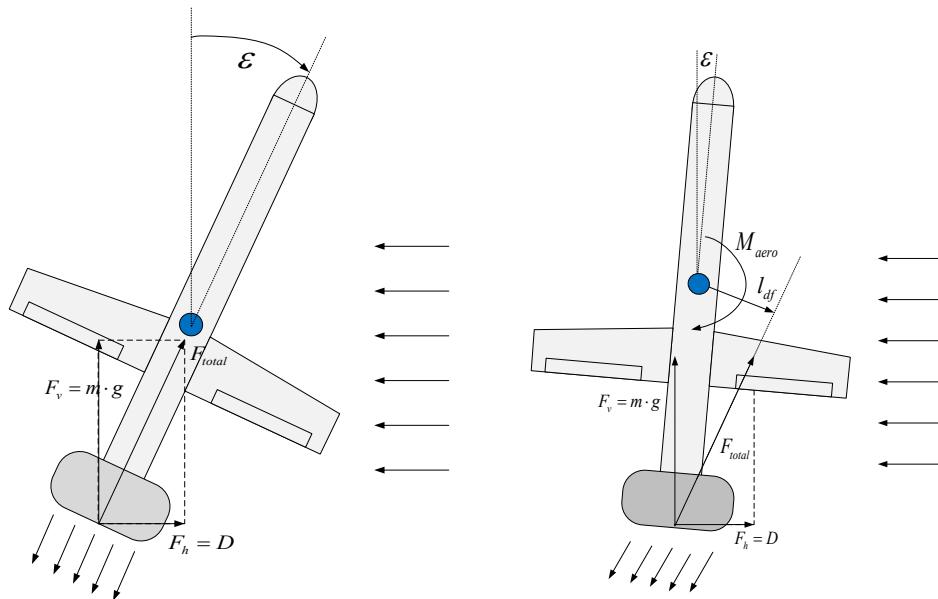
Figur 5.4 Illustrasjon av forskjellene ved å stå med finnene (1) eller vingene (2) inn i vinden

For å unngå overbelastning av nedre/fremre motor opereres demonstratoren i praksis som i eksempel 2) i Figur 5.4. Dette gir ved sterk vind en så stor tiltvinkel at det er fare for at farkosten tipper. Det vil altså si at tiltvinkelen er stor nok til at tyngdepunktet ligger foran støttebeinets kontaktpunkt med bakken.



Figur 5.5 Tailsittere med samme konfigurasjon som FFI's Interceptor-demonstrator har en utfordring med stor tiltvinkel ved landing i vind (fare for å tippe ved kontakt med bakken)

For en tailsitter med bakmontert *ducted fan* og *thrust vectoring* er prinsippet egentlig det samme. Totalkraft og retning fra *ducted fan* må rettes slik at det oppnås både kraft- og momentbalanse. Imidlertid er det ikke her en direkte sammenheng mellom farkostens tiltvinkel og horisontal kraft.



Figur 5.6 To eksempler på kraft- og momentbalanse for tailsitter med bakmontert thrust vectoring, 1) Nøytral yaw-stabilitet 2) CoG lengre frem = økt stabilitet i yaw

I Figur 5.6 er det vist to eksempler der en tailsitter med bakmontert *ducted fan* og *thrust vectoring* hovers med vind inn fra høyre. Vingepanet antas å stå parallelt med vindretningen slik at det projiserte arealet bli minst mulig. I det første eksempelet (1) er farkosten antatt å være nøytral stabil i yaw slik at det ikke oppstår noen momenter om tyngdepunktet (blå sirkel) når farkosten utsettes for vind. Kraftpådraget fra *ducted fan* må således gå langs lengdeaksen på farkosten slik at det virker momentfritt. Kraftkomponenten i horisontal retning må tilsvare dragkreftene. Skal dette «ligningssettet» gå opp må altså selve farkosten tiltes nok til at $F_h = D$.

Farkostens tiltvinkel blir da:

$$\epsilon = \tan^{-1}\left(\frac{D}{m \cdot g}\right), \text{ der } m = \text{farkostens masse}$$

I eksempel 2) er farkostens tyngdepunkt flyttet fremover slik at det oppstår betydelig aerodynamisk stabilitet i yaw. Det vil si at arealfordelingen foran/bak tyngdepunktet er slik at vind gir opphav til et moment M_{aero} som vil tilte nesa på farkosten nedover. Stasjonært må nå *ducted fan* bidra med et moment som tilsvarer og er motsatt rettet M_{aero} . Ved å endre skyvaksen på *ducted fan* som vist i figuren oppnås et moment

$$M_{df} = F_{total} \cdot l_{df}$$

Dette gir samtidig en horisontal kraftkomponent som både er en funksjon av farkostens tiltvinkel og vinkelen mellom farkostens lengdeakse og skyvkraftvektoren. Avhengig av stabilitetsgraden i yaw vil altså en slik farkost kunne lande og ta av i vind med mindre tiltvinkel enn en tailsitter

med skrogfast montert fremdriftssystem (fast kraftvektor). Ved «uendelig» stabilitet i yaw (tyngdepunktet helt foran og stort areal i halen) vil stillingen for hovring i vind asymptotisk gå mot helt vertikal.

En tailsitter med halemontert *ducted fan* og *thrust vectoring* vil altså potensielt kunne ha mindre utfordringer med stor tiltvinkel under landing i vind enn en tailsitter med samme konfigurasjon som FFIs demonstrator. Imidlertid vil førstnevnte konfigurasjon kunne ha andre stabilitetsmessige utfordringer som ikke er vurdert eller analysert her.

5.2.1 Vertikal dynamikk

En horisontal hybrid som hovrer vil bl.a bruke pitchvinkel som pådrag for å motvirke varierende vindpåvirkning i horisontalplanet. Dette gir også varierende angrepsvinkel på vingen, slik at pådrag som var ment å virke i horisontal retning også i noen grad vil smitte over i vertikal retning. Løftkreftene fra vingen vil derfor virke som en forstyrrelse på høydestyringsløyene. Dette gjør at presis høydestyring i varierende vind (gust) kan være en mulig utfordring for en horisontal hybrid.

En tailsitter som hovrer med vingen på langs av vindretningen vil i mindre grad respondere med endring i vertikale krefter når pitchvinkelen på farkosten endres. En kan derfor anta at en tailsitter av typen V-BAT vil ha god kontroll i vertikal retning og muligens være bedre egnet for operasjoner på fartøyer som har hivbevegelser.

6 Oppsummering

Fixed wing UAVer med VTOL-egenskaper er i ferd med å bli utbredt, særlig gjelder dette innen «MUAS/liten TUAS»-segmentet. Det finnes et stort antall mulige konfigurasjoner, men tailsittere og mer konvensjonelle horisontale hybrider er de viktigste hovedgruppene.

Tailsittere benytter vanligvis samme fremdriftsenhet både for VTOL-fasen og fixed-wing fasen. Dette kan bety bare en moderat økning i vekt og drag i forhold til en ren fixed-wing farkost. Imidlertid vil fremdriftsenhetens virkningsgrad ikke kunne være optimal i både VTOL- og fixed-wing fasen. Som i de fleste forsøk på å finne en universalløsning, blir det et kompromiss.

En horisontal hybrid har som regel to separate skyvkraftsystemer for hhv VTOL- og fixed wing fasen. Disse kan optimaliseres for hver sin fase. Doble fremdriftssystemer medfører imidlertid både økt vekt og økt drag. Effekttettheten på elektriske VTOL-motor/propeller som benyttes for horisontale hybrider har etter hvert blitt så god at vektøkningen i mange tilfeller er liten.

Hvilken konfigurasjon som er best mtp utholdenhet, hastighet osv i fixed wing fasen er derfor ikke mulig å slå fast på generelt grunnlag. Det vil i stor grad være avhengig av de enkelte design og hvor godt det er optimalisert for den aktuelle operasjonstypen.

Vindpåvirkning i VTOL-fasen vil for begge typer systemer være større enn for eksempelvis en tilsvarende multirotor drone. De antas at en tailsitter av typen V-BAT vil kunne ha noe bedre høydekontroll i vind enn en horisontal hybrid.

Det kan se ut som at UAS-markedet går mest i retning av horisontale hybrider. Det antas at dette i stor grad er basert på teknologisk arv, der man med moderat ressursbruk kan modifisere på allerede eksisterende fixed-wing design.

Forkortelser

DF = Ducted Fan

UAV = Unmanned Aerial Vehicle

TVC = Thrust Vector Control

VTOL = Vertical Take-off and Landing

Referanser

[1] <https://shield.ai/v-bat/#>

[2] <https://en.wikipedia.org/wiki/Tail-sitter>

[3] www.wingtra.com

[4] Saaed et.al: “A survey of hybrid Unmanned Aerial Vehicles”, Progress in Aerospace Sciences, Volume 98, April 2018, Pages 91-105

Om FFI

Forsvarets forskningsinstitutt ble etablert 11. april 1946. Instituttet er organisert som et forvaltningsorgan, med særskilte fullmakter underlagt Forsvarsdepartementet.

FFIs formål

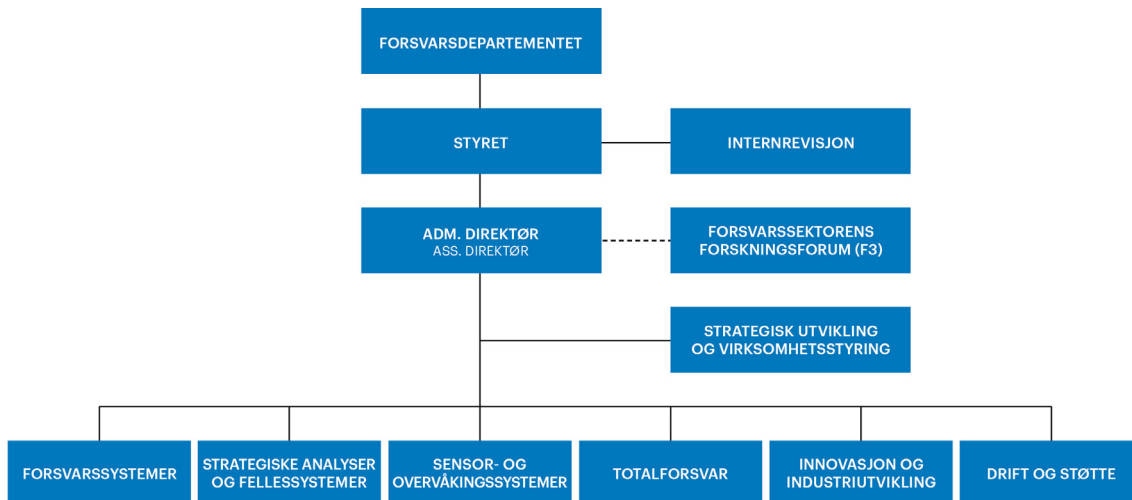
Forsvarets forskningsinstitutt er Forsvarets sentrale forskningsinstitusjon og har som formål å drive forskning og utvikling for Forsvarets behov. Videre er FFI rådgiver overfor Forsvarets strategiske ledelse. Spesielt skal instituttet følge opp trekk ved vitenskapelig og militærteknisk utvikling som kan påvirke forutsetningene for sikkerhetspolitikken eller forsvarsplanleggingen.

FFIs visjon

FFI gjør kunnskap og ideer til et effektivt forsvar.

FFIs verdier

Skapende, drivende, vidsynt og ansvarlig.



Forsvarets forskningsinstitutt (FFI)
Postboks 25
2027 Kjeller

Besøksadresse:
Kjeller: Instituttveien 20, Kjeller
Horten: Nedre vei 16, Karljohansvern, Horten

Telefon: 91 50 30 03
E-post: post@ffi.no
ffi.no

Norwegian Defence Research Establishment (FFI)
PO box 25
NO-2027 Kjeller
NORWAY

Visitor address:
Kjeller: Instituttveien 20, Kjeller
Horten: Nedre vei 16, Karljohansvern, Horten

Telephone: +47 91 50 30 03
E-mail: post@ffi.no
ffi.no/en