



CHALMERS



Dimensionering och utvärdering av elektrisk drivlina för regionalflyg med kapacitet för 30 passagerare

EENX16-VT25-19

Kandidatarbete inom Elkraftteknik

Rikard Björkman, Albin Gullberg, Anton Larsson,
William Leijon, Moses Svalander, Kenny Tang

INSTITUTIONEN FÖR ELEKTROTEKNIK

CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA
Göteborg, Sverige 2025
www.chalmers.se

KANDIDATARBETE 2025

Dimensionering och utvärdering av elektrisk drivlina för regionalflyg med kapacitet för 30 passagerare

Rikard Björkman, Albin Gullberg, Anton Larsson, William Leijon,
Moses Svalander, Kenny Tang



CHALMERS

Institutionen för elektroteknik
Avdelning för elkraftteknik
CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA
Göteborg, Sverige 2025

Dimensionering och utvärdering av elektrisk drivlina för regionalflyg med kapacitet för 30 passagerare

Rikard Björkman, Albin Gullberg, Anton Larsson, William Leijon, Moses Svalander, Kenny Tang

© Rikard Björkman, Albin Gullberg, Anton Larsson, William Leijon, Moses Svalander, Kenny Tang, 2025.

Handledare: Emma Grunditz, elkraftteknik

Examinator: Jimmy Ehnberg, elkraftteknik

Kandidatarbete 2025

Institutionen för elektroteknik

Avdelning för elkraftteknik

Chalmers Tekniska Högskola

SE-412 96 Göteborg

Telefon +46 31 772 1000

Omslagsbild: Ett elektriskt flygplan som färdas över Sverige

Typeset in L^AT_EX

Göteborg, Sweden 2025

Design and evaluation of an electric propulsion system for regional aircraft with a capacity of 30 passengers

Rikard Björkman, Albin Gullberg, Anton Larsson, William Leijon, Moses Svalander, Kenny Tang

Department of electrical engineering
Chalmers University of Technology

Abstract

This bachelor's thesis aims to design an electric propulsion system for a regional aircraft with a capacity of 30 passengers, specifically adapted for the Gothenburg–Stockholm route (approximately 400 km). The study investigates the feasibility of such electrification based on current technological limitations, with particular focus on battery technology energy density, the aircraft's power requirements for the propulsion system, and the requirement for a 45-minute holding phase according to European aviation regulations. The project also includes societal and ethical aspects of the propulsion system, discussing the aircraft's impact on the environment and society.

The method is based on a simulation model developed in Python, where the flight is divided into different phases: start, takeoff, climb, cruise, descent, and a holding phase. The simulation relies on physical modeling to continuously calculate force and power requirements throughout the flight. Design parameters for the aircraft are taken from existing aircraft models such as the ES-30 and ATR 42-600, and are supplemented with assumptions. In addition, propeller efficiency has been modeled using an iterative solver that optimizes the propeller's operating point based on experimental data. Literature studies have also been conducted to identify and compare technically suitable components, such as batteries and electric motors.

The simulation shows that an electric propulsion system for the given route requires approximately 4 028 kWh of energy, which entails a battery mass requirement of 18 tons and an energy density requirement of 0.249 kWh/kg. The most power-demanding phase is takeoff, where thrust of up to 68 kN is used. The battery accounts for a significant portion of the aircraft's allowable takeoff weight, creating a practical limitation for full electrification. Even the most advanced batteries today do not offer a sustainable solution.

The conclusion of the study is that while an electric propulsion system for the studied aircraft and route is technically possible, it is not practically viable to implement, as it would require an unrealistically large amount of batteries. A decisive factor is the requirement for reserve power. If this requirement was lower, electrification of the aviation industry would be more feasible.

Keywords: electric aviation, electric propulsion system, battery technology, propeller optimization, simulation

Dimensionering och utvärdering av elektrisk drivlina för regionalflyg med kapacitet för 30 passagerare

Rikard Björkman, Albin Gullberg, Anton Larsson, William Leijon, Moses Svalander, Kenny Tang

Institutionen för elektroteknik

Chalmers Tekniska Högskola

Sammanfattning

Detta kandidatarbete syftar till att dimensionera en elektrisk drivlina för ett regionalflygplan med kapacitet för 30 passagerare, specifikt anpassat för sträckan Göteborg-Stockholm (ca 400 km). Arbetet undersöker genomförbarheten för en sådan elektrifiering med utgångspunkt i dagens tekniska begränsningar, med särskilt fokus på batteriteknologiernas energitäthet, flygplanets effektkrav på framdrivningssystemet och kravet på 45 minuter lång cirkulationsfas enligt europeiska luftfartsregler. Arbetet inkluderar även drivlinans samhälleliga och etiska aspekter där flygplanets påverkan på miljö och samhälle diskuteras.

Metoden baseras på en simuleringsmodell framtagen i Python, där flygningen delas in i olika faser: takeoff, stigning, marsch, nedstigning samt en cirkulerande väntfas. Simuleringen baseras på en fysikalisk modellering för att löpande beräkna kraft- och effektbehov under flygningen. Parametrar för flygplanets utformning har hämtats från befintliga flygplansmodeller såsom ES-30 och ATR 42-600, och kompletteras med antaganden. Dessutom har propellerverkningsgrad modellerats med hjälp av en iterativ lösare, som optimerar arbetspunkten för propellern baserat på experimentell data. Utöver detta har även litteraturstudier genomförts för att identifiera och jämföra tekniskt lämpliga komponenter, som batterier och elmotorer.

Simuleringen visar att en elektrisk drivlina för den aktuella sträckan kräver cirka 4 028 kWh energi, vilket medför ett krav på en batterimassa på 18 ton och energitäthetskrav på 0.249 kWh/kg. Den mest effektkrävande fasen är takeoff, där en total dragkraft på upp till 68 kN används. Batteriet motsvarar en betydande del av flygplanets tillåtna startmassa och skapar en praktisk begränsning för full elektrifiering. Även de mest avancerade batterierna idag tillhandahåller inte en hållbar lösning.

Arbetets slutsats är att en elektrisk drivlina för det studerade planet på vald sträcka är tekniskt möjlig men inte praktiskt relevant att genomföra då det skulle kräva väldigt stora mängder batterier och detta är inte realistiskt att bygga. En avgörande faktor är kraven på reservkraft. Hade det varit lägre krav på reservkraft hade elektrifiering av flygindustrin varit mer realiserbar.

Nyckelord: elflyg, elektriskt drivlina, batteriteknik, propelleroptimering, simulering

Tackord

Författarna vill särskilt tacka Emma Grunditz, forskare vid elkraftteknik på Chalmers, för det stöd, vägledning och de värdefulla synpunkter som har givits under arbetets gång. Din hjälp har varit mycket uppskattad och betydelsefull för arbetets utveckling. Att ha kunnat ta tillvara på ditt kontaktnät inom området elflyg har varit inspirerande och drivande för arbetet.

Fortsättningsvis vill författarna rikta ett stort tack till Johan Helsing, ingenjör inom elektrisk framdrivningsmotorer och styrenhet på Heart Aerospace, för sin tid och engagemang. Det var signifikant för arbetet att Johan bjöd in författarna till rundvandring av huvudkontoret i Säve-depån som följdes av en frågestund angående elektriska flygplan.

Innehåll

1	Introduktion	1
1.1	Bakgrund	1
1.2	Syfte	2
1.3	Tekniska mål	3
1.4	Avgränsningar	3
2	Teoretisk Bakgrund	5
2.1	Rörelseekvationer för flygplan	5
2.1.1	Lyftkraft och luftmotstånd	6
2.1.2	Flygning med konstant hastighet	6
2.2	Eulers metod	7
2.3	Drivlinor i flygplan	7
2.3.1	Konventionell drivlina	7
2.3.2	Elektrisk drivlina	8
2.4	Energilager	8
2.4.1	Batteriets uppbyggnad	9
2.4.2	Nutida batteriteknologier	10
2.4.3	Energitäthetens roll i flygsträckan	10
2.4.4	Miljöpåverkan vid framställning av batteri	10
2.5	Elektrisk motor	11
2.5.1	Miljöaspekter vid framställning av permanent magnetiska motorer	11
2.6	Propeller	11
2.6.1	Fast och ställbar propeller	12
2.6.2	Propellerdimensionering	13
2.6.3	Prestandamått och energisamband	13
2.7	Regulatoriska krav för flygning	14
3	Metod	15
3.1	Översikt: Dimensionering av drivlina	15
3.2	Flygplansmodell	15
3.3	Flygrutt	17
3.4	Simulering	18
3.4.1	Start	20
3.4.2	Takeoff	21
3.4.3	Stigning	21

3.4.4	Marschflygning	22
3.4.5	Nedgångsfas	22
3.5	Propeller	22
3.5.1	Propellerdata	22
3.5.2	Iterativ lösare: stigning, marsch och nedgång	23
3.5.3	Iterativ lösare: Takeoff	25
4	Resultat	27
4.1	Flygrutt	27
4.2	Dimensionering av drivlina	28
4.2.1	Dimensionerande siffror	28
4.2.2	Propeller	28
4.2.3	Motor	30
4.2.4	Batteriteknologier och deras potential för elflyg	30
4.2.4.1	Dalian Institute of Chemical Physics	31
4.2.4.2	Wright Electric	31
4.2.4.3	Amprius Technologies	31
4.2.4.4	CATL	31
4.2.4.5	Illinois Institute of Technology & Argonne National Laboratory	32
4.2.5	Sammanställning av batteriteknologier	32
4.3	Operation	32
4.3.1	Takeoff: Prestanda och startsträckor	32
4.3.2	Resultat av energiberäkning	34
4.4	Känslighetsanalys	35
5	Diskussion	39
5.1	Val av komponentmodeller	39
5.1.1	Propeller och motor	39
5.1.2	Batteri	40
5.2	Samhälleliga och etiska aspekter	41
6	Slutsats	43
	Referenslista	45
A	Bilaga	I

1

Introduktion

1.1 Bakgrund

Global uppvärmning är ett problem som hela världen måste arbeta mot inom alla industrisektorer. Mellan 2000 och 2023 ökade flygindustrins globala koldioxidutsläpp med nästan 50% [1]. Flygets totala bidrag till global uppvärmning beräknas till 4% medräknat höghöjdseffekter, vilka uppstår eftersom utsläpp på hög höjd har en större klimatpåverkan än motsvarande utsläpp på marknivå [2].

Framöver förväntas flygtrafiken öka ytterligare. Globalt prognosticeras att antalet flygresor kommer att mer än fördubblas till år 2043 [3]. I Europa förväntas, enligt ett basscenario, att flygtrafiken kommer att öka med mer än 50 % mellan 2023 och 2050 [4]. Samtidigt har utvecklingen av elflyg och mer bränslesnåla motorer potential att minska koldioxidutsläppen med 20 % till år 2050, jämfört med ett scenario där dagens teknik fortsätter användas oförändrad [4]. Detta belyser att elektrifiering har en roll att spela när det kommer till att minska flygindustrins miljöpåverkan.

Den största tekniska begränsningen i utvecklingen av elektriskt flyg har att göra med energilagring. De två huvudsakliga konkurrerande energilagringsteknikerna som utvecklas för flygplan idag är vätgas och batterier. Medan en kombination av vätgas och bränsleceller erbjuder en högre massenergitäthet än batterier, medför bränsleceller andra utmaningar i form av låg effektivitet vid höga effektuttag och stora krav på infrastrukturutbyggnad för att möjliggöra tankning. Batterier klarar höga effektuttag med lägre förluster och ställer lägre krav på utbyggnad av laddinfrastruktur [5] [6]. Däremot är deras lägre massenergidensitet en begränsning när det gäller att uppnå längre räckvidd [5]. Därför tittar nuvarande aktörer mestadels på inrikes och regionala flyg.

Enligt Trafikverket uppgick Svenska inrikesflygets passagerarvolym till 4,7 miljoner passagerare år 2023 [7]. De bedömer, baserat på eget basscenario samt en prognos från Transportstyrelsen, att passagerarvolymen för inrikes flyg kommer nå 7,1 miljoner passagerare år 2045, för att fortsätta stiga till 9,5 miljoner passagerare år 2065 [7].

Trots att avstånden mellan städer i Sverige är långa, är andelen flygsträckor över 1 000 km mycket ovanliga. Totalt görs 85% av inrikes flygresor på sträckor mellan 300 - 1 000 km, medan resterande 15% görs på sträckor under 300 km [8]. Sveriges tre mest trafikerade inrikesruttor år 2023 presenteras i Tabell 1.1.

Tabell 1.1: Inrikesflygrutter med flest antal passagerare år 2023 [9]

Rutt	Antal passagerare	Flygsträcka (km)
Stockholm – Luleå	943 000	700
Stockholm – Umeå	647 000	480
Stockholm – Göteborg	618 000	400

I Sverige och USA är Heart Aerospace en av de mest framstående aktörerna inom segmentet elektrifiering av regionalflyg. För närvarande utvecklar de det hybrid-elektriska flygplanet ES-30, som kombinerar batteridrift med en förbränningsmotor och är designat för att ta upp till 30 passagerare. Flygplanets drivsystem består av två elmotorer och två turbopropmotorer som driver varsin propeller, batteripaket samt en turbingenerator som fungerar som räckviddsförlängare genom att drivas med flygbränsle [10]. Enligt Heart Aerospace kommer flygplanet vid sin planerade certifiering år 2029 ha en elektrisk räckvidd på 200 km och en total räckvidd på upp till 800 km med både batterier och tidigare nämnda räckviddsförlängare [11]. Dessutom förväntas räckvidden förbättras i takt med tekniska framsteg, med ett ungefärligt mål på 300 km elektrisk räckvidd till mitten av 2030-talet [12]. Detta är väldigt nära den sträcka som är Sveriges tredje mest trafikerade flygsträcka på ca 400 km. Mot denna bakgrund är det intressant att undersöka hur ett helt elektriskt flygplan som ska flyga denna sträckan ser ut och vad för utmaningar det står inför i framtiden.

1.2 Syfte

Detta arbete syftar till att dimensionera en batterielektrisk drivlina för ett flygplan med kapacitet för 30 passagerare på sträckan Göteborg - Stockholm, samt att utvärdera den praktiska genomförbarheten av att elektrifiera ett sådant flygplan utifrån dess funktionskrav med dagens teknik. Arbetet syftar till att göra detta genom att kartlägga bästa på marknaden när det gäller drivlinekomponenterna.

1.3 Tekniska mål

Under dimensioneringsprocessen av en elektrisk drivlina för ett regionalflygplan med kapacitet för 30 passagerare, avsett att trafikera sträckan Göteborg – Stockholm, besvaras ett antal delfrågor. Dessa styr dimensionering och val av centrala komponenter såsom propeller, motor och batteri, baserat på de energi-, effekt- och kraftbehov som ställs på drivlinan. Parametrar kopplade till flygplansmodellen, som exempelvis massa, vingspann och luftmotstånd, beaktas också eftersom de påverkar det totala energibehovet och de mekaniska krav så som vridmoment och propellerutformning. För att göra en grundläggande dimensionering delas huvudsyftet upp i delproblem med följande frågeställningar:

- Bestämma basdata för flygrutten och flygplansparametrar, inklusive vikt, hastigheter och höjder.
- Beräkna drivlinans kraft-, effekt- och energibehov genom simulering av flygfaser.
- Dimensionera propeller och motorer för att säkerställa att dragkrafts- och effektbehovet uppfylls.
- Dimensionera batterilagret för att uppfylla energibehovet, samt kvantifiera nödvändig energitäthet.
- Genomföra en kartläggning av det bästa på marknaden för olika motortyper och batteriteknologier, för att därefter välja och utvärdera en motor och batteriteknologi baserat på prestanda och framtida utvecklingsmöjligheter.
- Diskutera potentiella tekniska begränsningar samt de sociala och miljömässiga aspekterna av hållbarhet kopplade till den elektriska drivlinan.

Sammanfattningsvis utgör dessa delmål grunden för dimensioneringen av en elektrisk drivlina som uppfyller de ruttspecifika tekniska kraven.

1.4 Avgränsningar

Följande avgränsningar valdes för att möjliggöra ett tillräckligt snävt fokus givet projektets begränsade tidsomfattning:

- Dimensioneringen av drivlinan tar huvudsakligen hänsyn till de energi- och effektkrav som ställs på flygplanet i samband med framdrift. Detta innefattar inte dimensioneringen av de system som krävs för laddning av flygplanet, eftersom det bedöms att ha försumbar inverkan.
- Modelleringar av flygplanets energikonsumtion fokuserar på effektkedjan som börjar i batteriet och slutar i effekt ut från propellern. Andra tekniska system som kabinuppvärmning och trycksättning, ljus och andra system modelleras som en konstant effektförbrukare.
- Landningssträckan då flygplanet rullar på marken inkluderas inte i simuleringen, eftersom landningsfasen utgör en relativt kort del av den totala sträckan och därmed bedöms ha minimal påverkan på drivlinans dimensionering [13].
- Dimensioneringen av batteriet baseras enbart på energibehovet, eftersom en mer detaljerad analys inte bedöms vara nödvändig för att uppfylla studiens syfte.

- För att förenkla analysen har antagandet gjorts att batterier avsedda för elflyg i stort sett fungerar på liknande sätt som batterier i eldrivna vägfordon.
- Energidensitetsförlusten från cell- till packnivå antas vara konsekvent över alla batterityper. Detta antagande gör det möjligt att förenkla beräkningsmodellen och säkerställa att resultaten är tillräckligt representativa för att dra relevanta slutsatser utan att överkomplicera analysen.
- Statisk verkningsgrad antas för elmotor, omriktare och batteri, medan propellern modelleras med dynamisk verkningsgrad för att säkerställa ett relevant resultat. Detta då de varierande verkningsgraderna inte har tillräckligt stor variation för att ha stor inverkan.
- Analysen begränsas till ett utvalt dimensionerande lastfall. Variationer i flygplanets fyllnadsgrad beaktas inte, då dessa inte förväntas ha någon avgörande inverkan på den strukturella dimensioneringen.

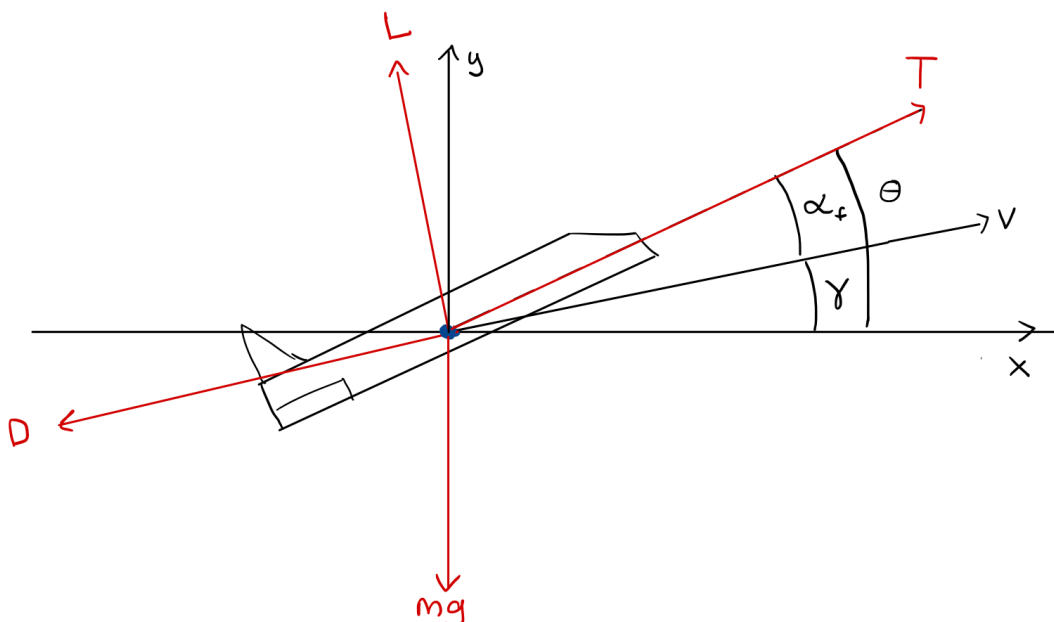
2

Teoretisk Bakgrund

I detta kapitel presenteras begreppet drivlina samt dess ingående komponenter för ett batterielektriskt flygplan och hur dessa fungerar. Vidare beskrivs ekvationer för beräkning av rörelse, energi och effekt för flygningen. Slutligen behandlas även relevanta regulatoriska krav som kommer att vara dimensionerande för projektet.

2.1 Rörelseekvationer för flygplan

För att kunna räkna på hur ett flygplan rör sig genom luften måste först de krafter som verkar på flygplanet, samt de vinklar som beskriver deras riktning, definieras. Figur 2.1 illustrerar de krafter med tillhörande vinklar som krävs för att kunna ställa upp de nödvändiga kraftsambanden.



Figur 2.1: Krafter som verkar på ett flygplan, tillsammans med relevanta vinklar. Det refererade ekvationssystem är jord-fixt, där x-axeln antas liggandes parallellt med ett tänkt jordplan, medan y-axeln pekar rakt upp mot himlen.

Stigvinkeln γ representerar vinkeln mellan flygplanets hastighetsvektor v och jordplanet. Flygplanets attackvinkel α_f definieras som vinkeln mellan flygplanets hastighetsvektor och flygplanets orientering. En attackvinkel som är 0° innebär alltså att flygplanet flyger i precis den riktning som dess nos pekar. Ökad attackvinkel innebär generellt, upp till en viss gräns, ökad lyftkraft men även ökat luftmotstånd. Nosvinkeln θ utgör summan av anfallsvinkeln och stigvinkeln, det vill säga $\theta = \alpha_f + \gamma$.

Vidare verkar lyftkraften L vinkelrätt mot hastighetsvektorn v , medan luftmotståndet D verkar i motsatt riktning mot hastighetsvektorn. Tyngdkraften mg verkar lodrätt. Dragkraften T verkar i en riktning som bildar vinkeln θ med x-axeln. Alla krafter antas vidare verka på flygplanets masscentrum.

Summering av alla krafter i x- och y-led ger:

$$F_{acc,x} = m \frac{dv_x}{dt} = \sum F_x = T \cdot \cos(\alpha_f + \gamma) - L \cdot \sin \gamma - D \cdot \cos \gamma \quad (2.1)$$

$$F_{acc,y} = m \frac{dv_y}{dt} = \sum F_y = T \cdot \sin(\alpha_f + \gamma) + L \cdot \cos \gamma - D \cdot \sin \gamma - mg \quad (2.2)$$

2.1.1 Lyftkraft och luftmotstånd

Lyftkraften och luftmotståndet kan modelleras enligt

$$L = \frac{1}{2} C_L S \rho v^2, \quad (2.3)$$

$$D = \frac{1}{2} C_D S \rho v^2, \quad (2.4)$$

där S är vingens referensyta i m^2 [14]. C_L och C_D kallas lyft- respektive luftmotståndskoefficient. Lyftkoefficienten C_L beror av attackvinkeln α_f och luftmotståndskoefficienten C_D kan i sin tur uttryckas som en funktion av lyftkoefficienten C_L enligt

$$C_D = C_{D0} + K C_L^2, \quad (2.5)$$

där C_{D0} och K är konstanter.

2.1.2 Flygning med konstant hastighet

Vid konstant hastighet har flygplanet ingen acceleration. Detta innebär att alla krafter som verkar på flygplanet tar ut varandra och flygplanet uppnår jämvikt. Alltså är summan av krafterna i x-led respektive y-led lika med 0, vilket framgår av ekvationerna

$$0 = T \cdot \cos(\alpha_f + \gamma) - L \cdot \sin \gamma - D \cdot \cos \gamma, \quad (2.6)$$

$$0 = T \cdot \sin(\alpha_f + \gamma) + L \cdot \cos \gamma - D \cdot \sin \gamma - mg. \quad (2.7)$$

Därefter kan dragkraften T elimineras genom att kombinera (2.6) och (2.7) vilket ger ekvationen

$$0 = L \cdot \cos \gamma - D \cdot \sin \gamma + \frac{L \cdot \sin \gamma + D \cdot \cos \gamma}{\cos(\alpha_f + \gamma)} \cdot \sin(\alpha_f + \gamma) - mg. \quad (2.8)$$

Därefter kan attackvinkeln α_f beräknas numeriskt. När attackvinkeln beräknats kan den användas för att beräkna dragkraften T i någon av (2.1) eller (2.2).

2.2 Eulers metod

Eulers metod är en numerisk lösningsmetod för att lösa ordinära differentialekvationer givet ett begynnelsevärde. Metoden fungerar genom att approximera lösningen stegvis, där varje värde beräknas med hjälp av värden från föregående diskreta tidssteg. Detta åstadkoms genom att använda differensekvationen som ges av

$$f(x_{n+1}) = f(x_n) + hf'(x_n), \quad (2.9)$$

där h är steglängden som ger upphov till de diskreta tidsstegen $x_n = x_0 + kh$. Ekvation (2.9) kan härledas genom en enkel omskrivning av derivatans definition enligt

$$f'(x_n) = \frac{f(x_{n+1}) - f(x_n)}{h}. \quad (2.10)$$

Denna metod är den som används för att beräkna α_f numeriskt i (2.8).

2.3 Drivlinor i flygplan

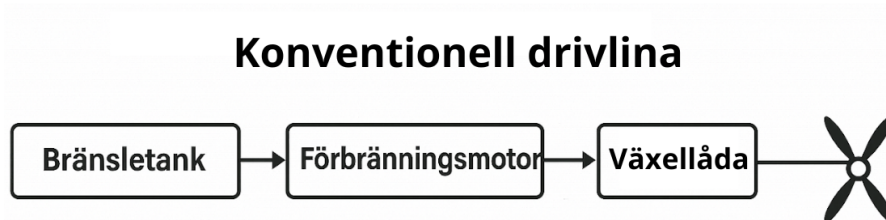
En drivlina är de komponenter som krävs vid framförande av ett fordon. De involverar komponenter som lagrar och omvandlar energi, samt skapar en kraft som driver fordonen framåt [15]. Drivlinan kan dimensioneras utifrån dess avsedda funktion och prestandakrav. Nedan presenteras hur en mer traditionell drivlina för flygplan ser ut, samt hur en elektrisk drivlina kan se ut.

2.3.1 Konventionell drivlina

Drivlinan för flygplan har under en längre tid baserats på förbränningsmotorer [16]. De två vanligaste typerna av konventionella drivlinor är propellermotorer, främst för mindre flygplan, och jetmotorer, främst för större flygplan, vilka båda omvandlar kemisk energi från flygbränsle till dragkraft men på olika sätt [17].

En propellermotor består av en kolvmotor eller en turbopropmotor som driver en propeller för att generera dragkraft [18]. De huvudsakliga komponenterna inkluderar en bränsletank, en förbränningsmotor (kolvmotor eller gasturbin), och en propeller. I vissa fall används en växellåda för att anpassa varvtalet mellan motor och propeller. I Figur 2.2 visualiseras en förenklad version av hur en konventionell drivlina för ett propellerflygplan kan se ut.

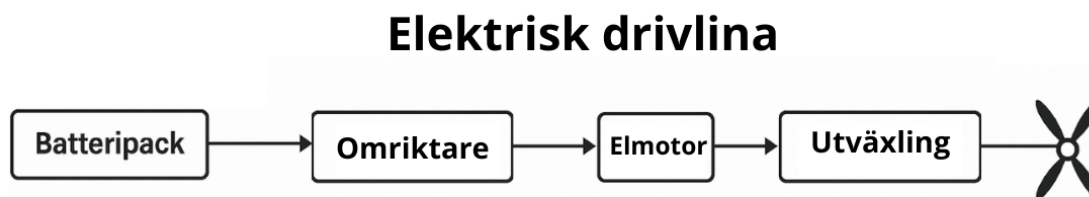
En jetmotor använder istället en gasturbin för att accelerera luft bakåt och skapa dragkraft [18]. De centrala komponenterna är bränsletanken, kompressorn (som ökar lufttrycket), brännkammaren (där bränslet förbränns), turbinen (som driver kompressorn) och avgasmunstycket (som accelererar avgaserna för att skapa framdrivning).



Figur 2.2: Förenklat blockschema över en konventionell drivlina för ett propellerflygplan.

2.3.2 Elektrisk drivlina

En elektrisk drivlina består av ett batterisystem som lagrar och tillför elektrisk energi till drivsystemet, en omriktare som omvandlar likström från batteriet till växelström för motorn, en elmotor som omvandlar elektrisk energi till mekanisk rotation och en propeller som genererar dragkraft [19]. Omriktaren kan även integreras i elmotorhuset, vilket ger minskad total vikt och kräver mindre utrymme [20]. I Figur 2.3 visualiseras en förenklad version av hur en elektrisk drivlina för ett propellerflygplan kan se ut.



Figur 2.3: Förenklat blockschema över en elektrisk drivlina för ett propellerflygplan.

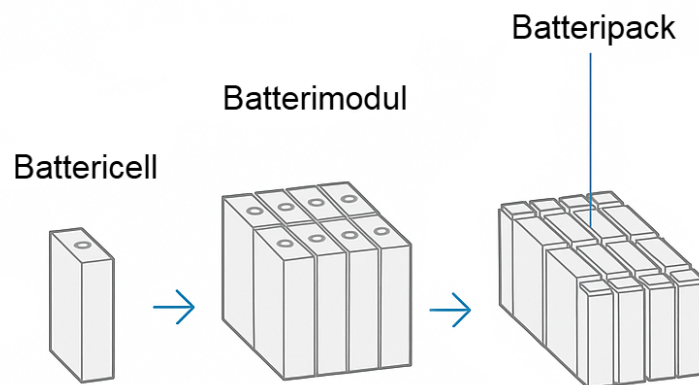
2.4 Energilager

Både vätgasteknologi och batterier används idag för att utveckla mer hållbara energisystem och elektriska drivlinor inom transportsektorn [21]. Vid en jämförelse mellan batterier och vätgas som energilagringalternativ behöver skillnader i verkningsgrad beaktas för att avgöra vilket alternativ som är mest energieffektivt. Batteridrivna fordon har en genomsnittlig verkningsgrad på över 80%, medan vätgasdrivna fordon

när en lägre verkningsgrad på ungefär 50%, främst på grund av energiförluster i omvandlingsprocesserna från vätgas till elektricitet [22, 23]. Skillnaden i verkningsgrad medför att batterier framstår som det mer fördelaktiga alternativet. Trafikverket understryker dessutom att batteridrift utgör ett mer självklart val, då vätgashantering medför ökad komplexitet och högre säkerhetsrisker [24].

2.4.1 Batteriets uppbyggnad

Enligt bland annat [25] består ett batteri av battericell, batterimodul och batteripack, som framgår av Figur 2.4. Battericellen utgör den minsta enheten och genererar elektrisk energi genom en elektrokemisk reaktion mellan anod och katod, separerade av en elektrolyt och en separator. Battericellerna grupperas med hjälp av batterimoduler för att uppnå högre spänning och kapacitet. Dessa moduler kräver extra material för att säkerställa mekanisk och termisk stabilitet, hanterbarhet och säkerhet. Detta inkluderar även fästelement och utrymme för produktionstoleranser, vilket leder till ökad vikt och därmed minskad total energitäthet. Flera moduler integreras till ett batteripack, som innehåller ett batterihanteringssystem för att övervaka och kontrollera laddning, temperatur samt säkerhet, vilket avser ge säker drift med lång livslängd. Med tanke på att ett batteripack innehåller extra material och komponenter utöver själva battericellerna, resulterar detta i en lägre energitäthet på packnivå jämfört med energitätheten hos de enskilda battericellerna. En övergång från cellnivå till packnivå i batterier avsedda för eldrivna vägfordon medför en uppskattad konstant förlust i energidensitet på cirka 40% [26]. Verkningsgraden på dessa pack är oftast i området kring 89% för de flesta applikationer [27]. Därmed kan en total energitäthetsförlust på ca 50 % från cell- till packnivå användas för att kompensera för energiförluster som uppstår i batteriet.



Figur 2.4: En simplifierad konceptuell illustration av ett batterisystems uppbyggnad, från minsta komponent till ett komplett kommersiellt batteri.

2.4.2 Nutida batteriteknologier

Vid användning av batteri som energilagring vid elektrisk drift för kommersiellt flyg är litiumjonbatterier (Li-jon) ett vanligt antagande vid val av energilagring. Detta då litiumjonbatterier har blivit standardlösning inom transportsektorn på grund av sin höga energitäthet och långa livslängd [28]. Vid användning av litiumjonbatterier inom kommersiella elflyg kan det dock vara begränsade för längre flygningar men ändå vara ett genomförbart alternativ för regionala flygningar. En rapport från Transportföretagen diskuterar användningen av litiumjonbatterier i utvecklingen av Sveriges första kommersiella elflygplan. Rapporten noterar att litiumjonbatterier initialt kommer att användas, men att deras nuvarande energitäthet endast når ca 50% av deras teoretiska maxkapacitet, där de bästa batterierna har slutlig användbar energitäthet på 250 Wh/kg [29]. Med detta i åtanke, är litiumjonbatteri ett alternativ för dimensionering av kommersiellt elflyg i regionala rutter.

2.4.3 Energitäthetens roll i flygsträckan

Energitäthet är en egenskap som har direkt påverkan på flygplanets räckvidd. En rapport från Naturvårdsverket redogör hur den nuvarande energitätheten i batterier begränsar kommersiella elflyg till regionala och kortdistansflygningar [30]. Detta beror på att energitätheten direkt påverkar batteriets vikt, vilket i sin tur har en avgörande inverkan på flygplanets totala vikt och därmed dess räckvidd [30]. En lägre energitäthet innebär att en större mängd battericeller krävs för att lagra en given energimängd, vilket resulterar i ökad vikt och större utrymmeskrav [31]. Detta påverkar inte bara flygplanets räckvidd utan även dess aerodynamik och lastkapacitet.

2.4.4 Miljöpåverkan vid framställning av batteri

I en elektrisk drivlina är det batteriet som har störst miljö- och samhällspåverkan, både vid utvinning av material samt produktionen. Batterier aktuella inom transportsektorn använder stora mängder av nickel, koppar, litium och kobolt, varav samtliga har stor miljö- och samhällspåverkan [32]. Utvinning av nickel sker ofta i Indonesien och har resulterat i stor skogsskövling samt emissioner av toxiska tungmetaller och svaveldioxid [33]. Koppar som främst utvinns i Chile, ger likt nickel emissioner av toxiska tungmetaller och svaveldioxid [34]. Litiumutvinning sker ofta i torra områden, främst i Chile, och kräver stora mängder vatten, vilket leder till ytterligare torka samt föroreningar av kvarvarande vattenresurser [35]. Utvinning av kobolt sker till 70% i Demokratiska Republiken Kongo, där det utvinns i gruvarbete med bristande arbetsförhållanden, så som låg säkerhet, barnarbete, långa arbetsdagar och utsläpp av giftigt avfall [36].

Produktionen av batterierna sker sedan till stor del i Kina (ca 70%). Tillverkningen är mycket energikrävande, särskilt för konvertering av råmaterial till batterikvalitet för katod och elektrolyt [37]. Både utvinning av råmaterial och produktionen kräver stor mängd energi, som ofta kommer från fossila bränslen, vilket resulterar i utsläpp av växthusgaser.

2.5 Elektrisk motor

Valet av motor i ett elektriskt flyg beror främst på de specifika kraven i applikationen, exempelvis effekttäthet, verkningsgrad, vikt och komplexiteten i kylsystemet. Av dessa utgör effekttätheten en särskilt kritisk parameter vid utveckling av elmotorer för flyg, eftersom ökad vikt innebär att mer dragkraft krävs för att flygplanet ska kunna flyga [38].

Den mest använda motortypen inom elektriskt flyg är permanentmagnetiska motorer (PM-motor), där permanentmagnetiska synkronmotorer (PMSM) är de mest förekommande varianten [39]. Detta beror främst på deras höga verkningsgrad, effekttäthet, högt vridmoment/tröghetsförhållande och tillförlitlighet [38]. Induktionsmotorer (IM) kan också användas inom elflyg, men de är vanligtvis tyngre och har lägre verkningsgrad jämfört med PMSM [38]. Som framgår i [40] kan PMSM uppnå fyra gånger högre effekttäthet än motsvarande IM, vilket gör dem särskilt attraktiva för vikt känsliga tillämpningar som flygindustrin.

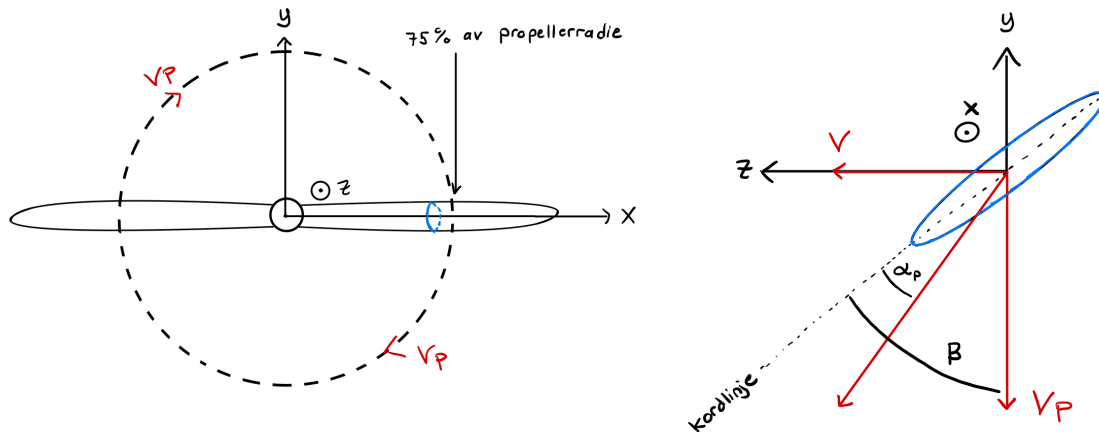
2.5.1 Miljöaspekter vid framställning av permanent magnetiska motorer

Vid framställning av PM motorer används förutom koppar, stål och Aluminium andra sällsynta jordartsmetaller såsom Neodym, Dysprosium och Terbium [41]. Dessa jordartsmetaller är geopolitisk bundna och sker oftast genom gruvdrift i Kina och delar av Afrika. Gruvdriften medför allvarliga miljöproblem såsom avskogning, föroreningar av vatten och mark, samt radioaktivt avfall när metallerna förekommer tillsammans med exempelvis torium eller uran. Ungefär 2 000 ton radioaktivt avfall produceras för varje ton sällsynta jordartsmetaller som utvinns [42]. Dessutom är förädlingen av dessa metaller mycket energiintensiv, vilket leder till höga utsläpp av växthusgaser. Enligt en livscykelanalys uppskattas de genomsnittliga utsläppen till 65.4 kg CO₂-ekvivalenter per kilogram producerad metall [43]. En miljömässig utmanande aspekt är svårigheten att återvinna dessa metaller från uttjänta produkter. De starka magneterna är ofta inbyggda i komponenter som gör dem svåra att separera och återvinna på ett kostnadseffektivt sätt [44].

2.6 Propeller

En propeller är i grunden en roterande vinge som istället för att generera lyftkraft genererar en framåt drivande dragkraft. För att detta skall vara möjligt krävs att propellerns kordlinje, definierad som en tänkt rak linje från propellerbladets framkant till bakkant, bildar en positiv attackvinkel α_p med komponenten av propellerns och flygplanets hastighetsvektorer. Attackvinkeln bör ligga runt två till fyra grader för att propellern skall verka så nära sin optimala verkningsgrad som möjligt [45]. Utöver attackvinkeln används också propellerbladsvinkeln β för att beskriva propellerbladets orientering. Denna definieras som vinkeln mellan kordlinjen och propellerns rotationsplan. Bladvinkeln och attackvinkeln definieras oftast som

den vinkel propellerbladet har vid en distans motsvarande 75 % av propellerradien, mätt från rotationscentrum [14]. Figur 2.5 illustrerar dessa koncept.



Figur 2.5: En propeller sedd framifrån (till vänster) och från sidan i genomskärning (till höger) i ett kartesiskt koordinatsystem. Figuren illustrerar kordlinjen, attackvinkel α_p , bladvinkeln β , flygplanets hastighetsvektor v samt propellerns rotationshastighet v_p i m/s.

Eftersom propellerns tangentialhastighet ökar med avståndet till rotationscentrum är bladen utformade så att bladvinkeln minskar med radien. På så sätt uppnås en relativt konstant attackvinkel längs med hela propellerbladet, vilket bidrar till högre verkningsgrad [45].

2.6.1 Fast och ställbar propeller

En fast propeller, det vill säga en propeller vars bladvinkel inte kan justeras, måste designas kring en noga vald arbetspunkt vid vilken verkningsgrad och dragkraft optimeras. Bladvinkeln måste väljas så att den ger en lämplig attackvinkel vid en specifik kombination av flyghastighet och propellerrotationshastighet. Exempelvis är det vanligt att designa en propeller för optimal effektivitet vid marschflygning i hög hastighet, eller för att maximera stigningsprestanda [45].

En ställbar propeller gör det möjligt att kontrollera bladvinkeln för att kunna verka effektivt över ett bredare spektrum av arbetspunkter. På så sätt kan propellern exempelvis producera hög dragkraft med god verkningsgrad i krävande takeoff-situationer, samtidigt som den kan operera med hög verkningsgrad i marschfart med lägre dragkraftskrav [45]. Bladvinkeln justeras under flygningens gång och kan antingen anta ett antal diskreta steg eller verka kontinuerligt över ett vinkelintervall, beroende på modell.

2.6.2 Propellerdimensionering

En propellers förmåga att producera dragkraft är direkt kopplad till propellerns bladarea. En större bladarea ger högre dragkraft och kan åstadkommas genom att antingen förlänga propellerns diameter eller utöka antalet propellerblad. En förlängning av propellerns diameter leder generellt till bättre verkningsgrad än en ökning av antalet propellerblad, eftersom fler propellerblad leder till större störningar av luftflödet kring resterande propellerblad [14]. Vid dimensionering av propellerns diameter måste dock hänsyn tas till att propellerns topphastighet vid spetsen, definierad som

$$V_{topp} = \sqrt{v^2 + (n_p \pi d_p)^2}, \quad (2.11)$$

där v är flygplanets hastighet i m/s, d_p är propellerns diameter i m och n_p är propellerns varvtal i varv/sekund, inte överstiger ljudets hastighet. Detta eftersom för höga hastigheter leder snabbt avtagande verkningsgrad och mycket högre bullernivåer [14]. Beroende på propellerns specifika utformning ligger denna gräns ofta i intervallet 0.8-0.9 som andel av ljudets hastighet [14].

2.6.3 Prestandamått och energisamband

Det förekommer ett flertal vanliga prestandamått som ofta är baserade på experimentell data från vindtunneltest. I många fall beskrivs dessa som en funktion av avanceringsstalet J enligt

$$J = \frac{v}{n_p d_p}, \quad (2.12)$$

där d_p är propellerns diameter i m [14]. Avanceringsstalet kan alltså ses som ett förhållande mellan flygplanets hastighet och propellerns rotationshastighet.

Vanliga prestandamått uttryckta som funktion av avanceringsstalet inkluderar dragkraftskoefficienten c_T och effektkoefficienten c_P . Dragkraftskoefficienten c_T kan kopplas till den erhållna dragkraften T enligt

$$T = c_T \rho n_p^2 d_p^4, \quad (2.13)$$

där ρ är luftens densitet i kg/m^3 och T ges i N . Effektkoefficienten c_P kan vidare användas för att beräkna den tillförda propellereffekten P_p enligt

$$P_p = c_P \rho n_p^3 d_p^5, \quad (2.14)$$

där P_p ges i W .

Vidare definieras dragkraftseffekten som den från propellern erhållna dragkraften T , multiplicerat med flygplanets hastighet v . Genom att introducera en propellerverkningsgrad η_p kan sambandet mellan propellereffekten P_p och dragkraftseffekten uttryckas enligt.

$$P_p \eta_p = T v. \quad (2.15)$$

2.7 Regulatoriska krav för flygning

För att kunna dimensionera en drivlina för ett flygplan behöver de regler som finns för flygplan följas. För detta arbete har de regler som beskrivs av European union aviation safety agency (EASA) [46] använts som bas. Dessa ger två krav som kommer att vara de mest dimensionerande i detta arbete. Dessa är kraven för takeoff och för reservkraft.

Kraven i [46] som gäller för takeoff innebär att flygplanet behöver nå 15 m över marken i slutet på takeoff-avståndet. Detta för att kunna klara att flyga över potentiella hinder så som träd eller små hus nära landningsbanan. Det gäller även att planet ska kunna ha positiv stigvinkel efter takeoff även om en motor inte är i operation.

För reservkraft är kravet enligt [46] att ett plan med cylindermotor behöver ha tillräckligt med reservkraft för att klara av 45 minuters marschflygning på 1 500 m. Detta krav är det som majoriteten av andra propellerplan följer och är till för att kunna klara förseningar vid landningsbanan eller för att kunna åka till en annan flygplats.

3

Metod

Nuvarande drivlineteknik samt dess utvecklingspotential kartläggs med mål att besvara möjligheten kring elektrifiering av ett flygplan på sträckan Göteborg-Stockholm. Källmaterialet består huvudsakligen av vetenskapliga artiklar, kompletterat med branschrappporter och teknisk dokumentation. Icke-vetenskapliga källor används för att belysa praktiska tillämpningar och aktuella trender.

I följande kapitel kommer metodiken för studien att presenteras. Det involverar hur flygplanet har modulerats samt dess olika stadier i flygningen. Vidare förklaras hur simuleringar för olika beräkningar har tagits fram.

3.1 Översikt: Dimensionering av drivlina

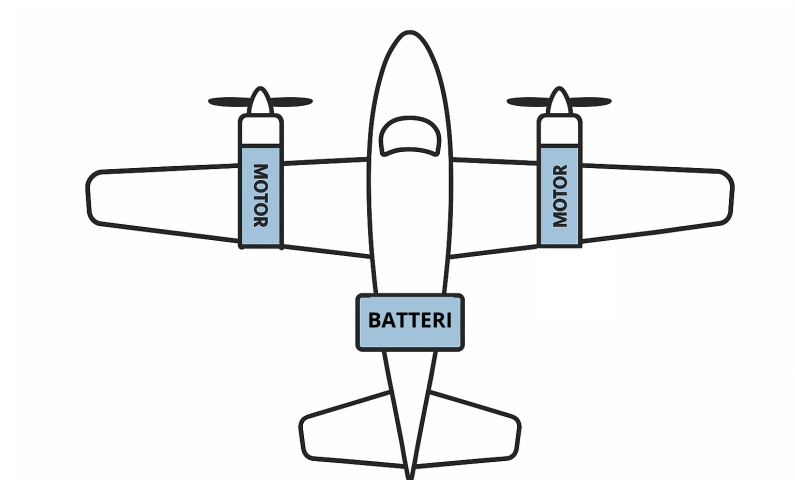
Drivlinan har dimensionerats med hjälp av en iterativ process som beskrivs av följande steg:

1. **Simulering av flygsträcka:** I ett första steg bestäms dragkraftskraven vid stigning, marschflygning och nedstigning med hjälp av simuleringen.
2. **Propellersimulering:** Med hjälp av propellersimuleringen beräknas arbetspunkter för propellern, som motsvarar dessa dragkraftskrav. Här beräknas också propellereffekten P_p inför nästa steg.
3. **Motordimensionering:** Med utgångspunkt i propellerarbetspunkterna beräknas motsvarande arbetspunkter för elmotorn. Dessa jämförs med undersökta motoralternativ, varpå en motor väljs.
4. **takeoff-test:** En takeoff simuleras i simuleringsprogrammet för att säkerställa att flygplanet klarar att lyfta med den valda drivlinan. Ytterligare ett test görs för att säkerställa att flygplanet klarar lyfta i händelse av motorbortfall vid takeoff.
5. **Batteridimensionering:** Slutligen kan hela flygrutten simuleras med den nya drivlinan, varpå batteriet kan dimensioneras utifrån de erhållna energikraven från simuleringen.

3.2 Flygplansmodell

Flygplanets parametrar är till stor del baserade på ES-30, ett flygplan av Heart Aerospace som är under utveckling, samt flygplanet ATR 42-600 som är liknande i storlek. Planet dimensionerades för två motorer och propellrar. Detta för att likna referensplanen som båda arbetar med endast två motorer i taget [12,47]. En förenklad

bild ses i Figur 3.1. Utöver detta görs även en del antaganden dessa presenteras i Tabell 3.1.



Figur 3.1: Förenklad bild över planets uppbyggnad.

Tabell 3.1: Parametrar på det flygplan som använts i simuleringen.

Parameter	Värde
Maximal startvikt	29 800 kg
Planets vikt utan energilager	11 800 kg
Lyftkoefficient, marsch (C_L)	0,93
Luftmotståndskoefficient, marsch (C_D)	0,056
Lyft-mot-luftmotstånd, marsch (L/D)	16,7
Referensarea (vingarea)	77 m ²
Marschfart	97 m/s
Stigningsfart	90 m/s
Nedstigningsfart	90 m/s
Takeoff-hastighet (v_r)	57 m/s
Beslutshastighet (v_1)	57 m/s
Stigningsvinkel	4°
Marschvinkel	0°
Nedstigningsvinkel	-3°
Marschhöjd	3500 m
Sträcka	400 km
Antal motorer	2 st

För att estimeras lyftkoefficienten C_L på flygplanet används data från ett vindtunneltest med en vingmodell från en ATR 42. Datan visar att lyftkoefficienten är omkring 0.2 vid -0.1° attackvinkel och omkring 0.62 vid 3.9° attackvinkel [48]. Ökningen av lyftkoefficient över attackvinkel är linjär fram till närmandet av överstigning (stall) [49] och antas därför vara linjär för alla givna attackvinklar. Detta

antagande kan göras utan större påverkan på resultatet då flygplanets arbetspunkter aldrig befinner sig i närheten av överstigning. Ytterligare adderas en vingklaffvariabel ($C_{vingklaffar}$) som multipliceras med en konstant. Vid användning av en typisk, maximalt utvecklade vingklaff på en vinge, ökar lyftkoefficienten med omkring 0.8-1.5 [50]. På ATR-42 är vingklaffarna maximalt utvecklade vid 35 grader. Men vid takeoff används endast 15-25 grader [51]. Därför väljs 20 grader för takeoff. Konstanten som multipliceras med $C_{vingklaffar}$ väljs till 0.025. Detta ger lyftkoefficienten en ökning på 0.5 vid 20 grader vingklaffar. Lyftkoefficienten kan alltså beräknas med följande ekvation.

$$0.2 + 0.105 \cdot \alpha_f + C_{vingklaffar} \cdot 0.025 \quad (3.1)$$

Vid estimering av luftmotståndskoefficienten C_D används ekvation 2.5. Luftmotståndskoefficienten vid 0° attackvinkel (C_{D0}) samt parametern K baserades på att relationen mellan lyft och luftmotstånd (L/D eller C_L/C_D) vid marschflygning är mellan 14.37 och 19.8 [52].

Vingarean baseras på ATR-42-600s vingarea på ca 55 m^2 [53] och dess vingspann på ca 25 m . Heart Aerospace's prototyp ES-30 har ett vingspann på 35 m [54]. Detta ger en ökningsfaktor på 1,4. Baserat på denna ökning har detta hypotetiska planets vingarea uppskattats till $55 \cdot 1.4 = 77 \text{ m}^2$.

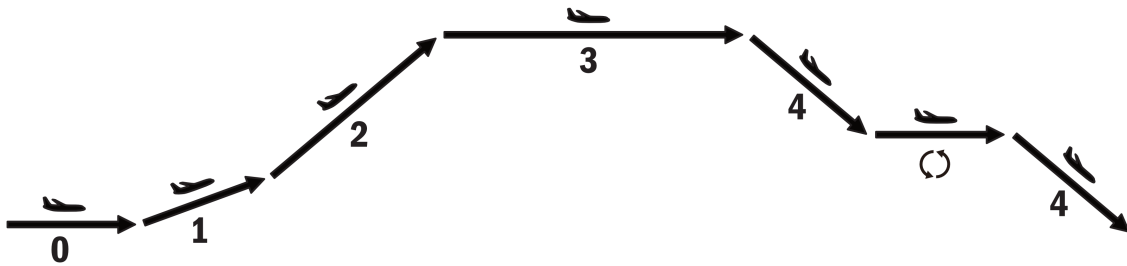
Vikten på flygplanet är beräknat utifrån ATR 42-600s maximala startvikt på 18 600 kg, vilket anges i dess produktblad [47]. Eftersom detta planet drivs av en konventionell drivlina så subtraheras vikten av dess maximala totala bränsle, som är 4 500 kg, samt dess motorer, som väger 480 kg/st. I utbyte adderas vikten på de valda elmotorerna, som väger ca 200 kg/st samt batterierna. Ytterligare så subtraheras vikten av 18 personer, då ATR 42-600 har kapacitet för 48 passagerare, medan det modellerade flygplanet i detta projekt endast har kapacitet för 30 passagerare. Varje passagerare antas väga 80 kg med 20 kg bagage, alltså 100 kg totalt. Detta ger följande maximala startvikt (MSV).

$$MSV = 18600 - 4500 - 2 \cdot 480 - 18 \cdot 100 + 2 \cdot 200 + m_{batteri} = 11740 + m_{batteri} \quad (3.2)$$

3.3 Flygrutt

Flygrutten Göteborg - Stockholm antogs vara 400 km lång fågelvägen. Denna simulerades i ett program i Python där planets parametrar var in-data och med hjälp av detta beräknades teoretiska krafter och energi som skulle krävas för att flytta planet denna sträckan. Simuleringen ämnade att ge oss de dimensionerande krafterna och energier som kommer avgöra dimensionerna för drivlinan. Simuleringen delades upp i 4 delar som beskrivs i Figur 3.3, takeoff, stigning, marsch, och nedstigning. takeoff är med för att dimensionera den högsta kraft som krävs för att klara specifika regulatoriska krav på framdrivningssystemet och för där kommer den största

kraften behövas. De andra faserna är med för att det är där den största energikonsumtionen kommer att ske. I detta arbetet har landning valt att inte simuleras då energimängden som krävs är väldigt liten jämfört med resterande resa [13]. Nedstigningen ansågs alltså inte ha någon större effekt på dimensionering av drivlinan. För att klara att kunna stanna i luften i 45 minuter extra vid de fall att förseningar vid landning skulle förekomma så modelleras nedstigningen med ett avbrott vid 1 500 m höjd in där planet cirkulerar i 45 minuter för att sedan fortsätta nedstigningen. Detta är också ett krav enligt EASAs regler [46].



Figur 3.2: Flygrutt som innefattar en startfas (0), takeoff-fas (1), stigningsfas (2), marschfas (3), nedgångsfas (4), cirkulationsfas (○).

3.4 Simulering

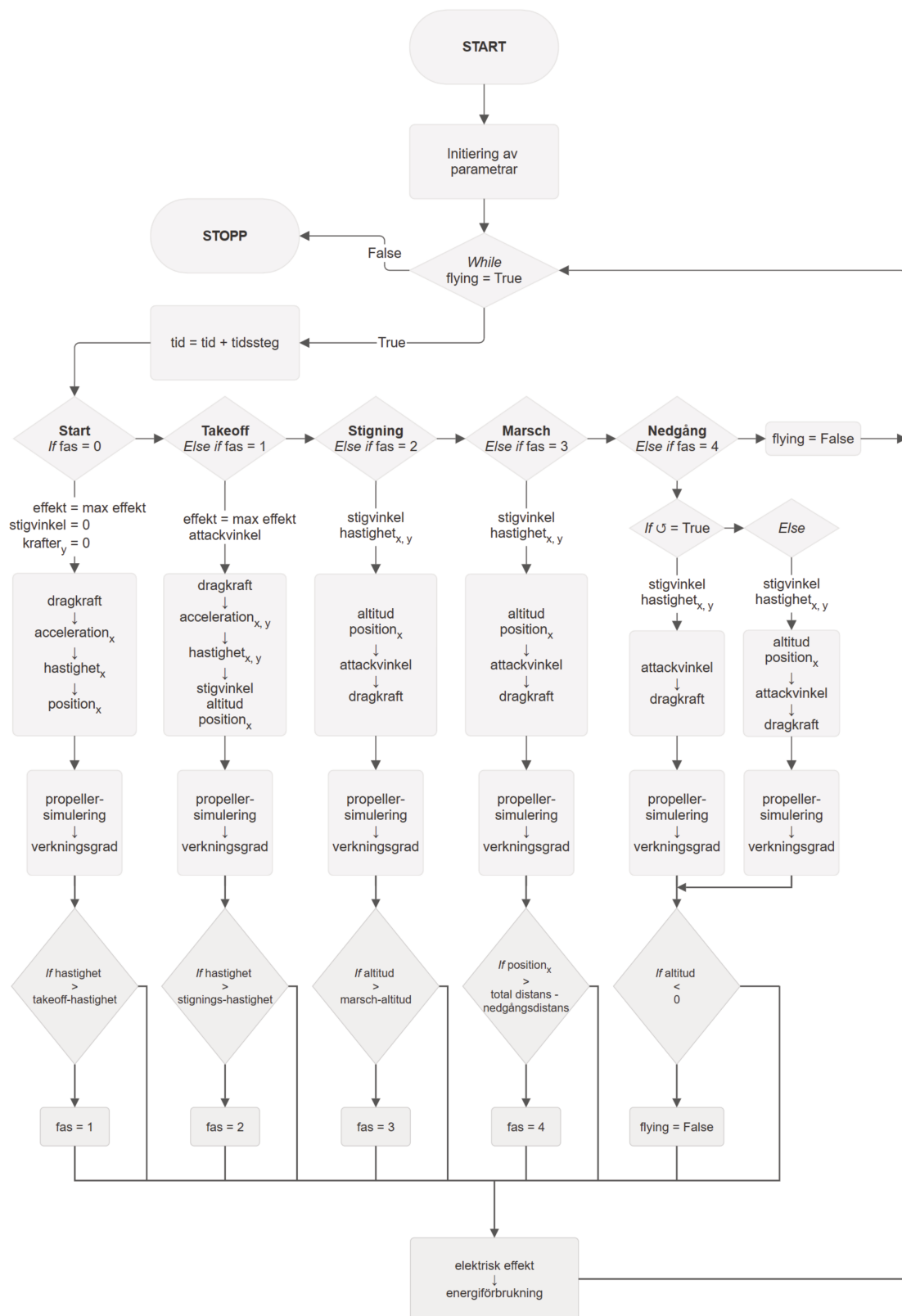
För att bestämma kraven på drivlinan, samt energiförbrukningen, används en simulering i form av ett Python-program med iterativa beräkningar genom hela flygrutten. I Figur 3.3 visas ett blockschema för simuleringen. För fullständig kod, se Bilaga A.

Programmet består av en huvud-loop som itererar genom tidssteg. Längden på tidssteget kan ändras efter behov beroende på hur exakt simuleringen ska köras. För varje tidssteg görs nya beräkningar, baserat på de beräkningar som gjordes i föregående loop. Exempelvis är $v(t) = v(t - 1) + a(t) \cdot t_{step}$, där v benämner hastighet, a acceleration och t_{step} längden på tidssteget. För varje tidssteg sparas värdet på varje variabel i varsin lista.

Arbetsprocessen för programmet i det generella är att den först tittar på vilken flygfas som är aktiv och går in i den fasens beräkningsdel. I de olika faserna beräknas olika saker men i alla faser förutom start och takeoff beräknas hastighet i x- och y-led, positionsförändring, dragkraft och attackvinkel. I start och takeoff beräknas accelerationen och stigvinkel istället för dragkraft och attackvinkel då dessa är bestämda i detta fallet. Om det är första gången som programmet går in i denna fasen beräknas propellerns verkningsgrad enligt avsnitt 3.5.3.

Efter att programmet har gjort sina flygfassspecifika beräkningar beräknas det arbete och den energi som krävs för att förflytta planet denna sträckan. Motorns

Figur 3.3: Blockschema över simuleringskoden.



mekaniska effekt beräknas enligt

$$P_{mekanisk} = \frac{T * d}{\eta_p * t_{step}} \quad (3.3)$$

där T är dragkraften, η_p är propellerns verkningsgrad och d är distansen som flygplanet rör sig över tidssteget t_{step} . För att få ut den elektriska effekt som motorn behöver utföra divideras W med motorns verkningsgrad η_m enligt

$$P_{elmotor} = \frac{P_{mekanisk}}{\eta_m}. \quad (3.4)$$

Den totala elektriska effekten som krävs från batteriet beräknas som motorns elektriska effekt plus 30 kW som krävs till olika stödsystem så som värme och lampor till kabinen.

$$P_{tot} = 30000 + P_{elmotor} \quad (3.5)$$

Den energin som krävs beräknas i kWh genom att ta den elektriska effekten multiplicerat med tidssteget och konverteras till kWh. Sedan adderas denna till det tidigare värdet på energin för att i slutet av programmet få ut en total energi enligt

$$E_{tot}(t) = E_{tot}(t - 1) + \frac{P_{tot} * t_{step}}{3600000} \quad (3.6)$$

och denna läggs sedan, precis som alla andra värden, in i en lista och sparas tills loopen kört färdigt.

När alla beräkningar är gjorda för en iteration av loopen kollar programmet ifall det har nått villkoret för att övergå till nästa fas. Om detta gäller sätts fasvariabeln till det värde som korresponderar till nästa fas. Stämmer det inte går loopen om och gör om beräkningarna för nästa tidssteg. När programmet sedan har kört igenom sista fasen så ger programmet den totala energin som krävs för resan samt vilken energitäthet som krävs av batterierna och detta beräknas enligt

$$E_{täthet} = \frac{E}{m_{batterier}}. \quad (3.7)$$

3.4.1 Start

Under startfasen antas det att piloten utnyttjar motorernas fulla effekt och vill accelerera så fort som möjligt. I simuleringen sätts därför motorernas effekt, eller "gasen", till det maximala som elmotorerna tillåter. Ytterligare aktiveras flygplanets vingklaffar. Detta ger flygplanet en något högre lyftkoefficient, på bekostnad av en högre luftmotståndskoefficient.

Baserat på motorernas max-effekt beräknas därefter flygplanets dragkraft och verkningsgrad för varje tidpunkt. Detta görs med hjälp av propellersimuleringen, som beskrivs mer i detalj under 3.5.3.

Baserat på dragkraften och luftmotståndet beräknas flygplanets acceleration. Flygplanet accelererar längs med startbanan, alltså endast i x-led, tills planets hastighet uppnår v_r . Vid hastigheten v_r börjar flygplanet lyfta på nosen, vilket ger upphov till en lyftkraft och flygplanet lyfter från marken. När denna hastighet är uppnådd övergår simuleringen till nästa fas.

3.4.2 Takeoff

Vid takeoff-hastigheten v_r sätts attackvinkeln i simuleringen till ett positivt fixt värde. Den enda stora skillnaden på takeoff-fasen, jämfört med start-fasen, är introduktionen av y-axeln, alltså att flygplanets förändring i altitud måste beräknas. Detta görs genom att alla krafter, alltså dragkraft, lyftkraft och luftmotstånd, summeras vilket ger en kraftresultant som används för att beräkna accelerationen i x- och y-led. Då stignings-hastigheten är uppnådd sätts vingklaffarna till 0 och simuleringen övergår till stignings-fasen.

För att klara EASAs regulatoriska krav på takeoff behöver planet i slutet på sin startsträcka ha nått 15 m över marken [46]. Planet ska också ha möjligheten att ha en positiv stigvinkel vid denna punkt. Båda de kraven gäller även vid det fall där en motor går sönder under start- eller takeoff-fasen.

För att klara scenariot att ena motorn går sönder vid den mest kritiska punkten, görs ett test i simuleringen. Då test-läget aktiveras i simuleringen halveras motorkraften vid beslutshastigheten v_1 . Vid hastigheter lägre än v_1 har piloten fortfarande chans att avbryta takeoff. Därför kan det antas att motorkraften alltid är maximal innan v_1 uppnås. När flygplanet sedan uppnår 15 meter i altitud returnerar simuleringen vilken sträcka det krävdes för att nå upp till den altituden. Den sträckan blir alltså den kortaste startbanan som flygplanet klarar av.

3.4.3 Stigning

Under stigning så antogs konstant fart och stigvinkel. Simuleringen utgick från ES-30s hastighet och stigvinkel under stigning på 90 m/s och 4°. Sedan simuleras varje tidssteg där position uppdateras. Därefter beräknas dragkraften enligt

$$T = \frac{L * \sin(\gamma) + D * \cos(\gamma)}{\cos(\alpha_f + \gamma)}. \quad (3.8)$$

Där T är den dragkraft som krävs, γ är stigvinkeln och α_f är attackvinkeln som beräknas genom att lösa

$$0 = \frac{L * \sin(\gamma) - D * \cos(\gamma) + (L * \sin(\gamma) + D * \cos(\gamma) * \sin(\alpha_f + \gamma))}{\cos(\alpha_f + \gamma)} + m * g. \quad (3.9)$$

Lyftkraften L och luftmotståndet D beräknas enligt ekvation 2.8 och 2.9. Men då dessa är beroende av attackvinkeln så fås en differentialekvation som löses med hjälp

av Eulers metod beskriven i kapitel 2.7. Stigningen pågår tills dess att flygplanet når en marschhöjd på 3 000 m där stigvinkeln sätts till 0° och planet går över till marschstadiet.

3.4.4 Marschflygning

Under marschstadiet så sätts konstant hastighet på 97 m/s, och konstant stigvinkel på 0° . Sedan pågår simuleringen precis som under stigning fram tills marschfasen är slut. Marsch pågår fram tills dess att den distans som krävs för att flygplanet ska hinna gå ner till marknivå med en jämn nedstigning är nådd. När denna distans är nådd så går simuleringen över till nedstigning.

3.4.5 Nedgångsfas

Nedstigningen ser ut som stigningen beräkningsmässigt. Konstant fart och konstant stigvinkel antas på 90 m/s respektive -3° . Under nedgångsfasen så modelleras ett avbrott i nedstigningen på 45 minuter som representerar förseningar vid landningsbanan. Detta simuleras med att vid 1 500 m höjd så går planet in i en temporär marschfas där den spenderar 45 minuter för att cirkulera vilket motsvarar den reservkraft som krävs och sedan så fortsätter den i nedstigningen [46]. När planet når marknivå så avslutas simuleringen och den totala energikonsumtion ges som utdata av simuleringen.

3.5 Propeller

Propellerns funktion är att konvertera en mekanisk motoreffekt ut på drivaxeln, det vill säga ett vridmoment vid ett visst varvtal, till en dragkraft som driver flygplanet framåt. Simuleringen av propellern har därmed som uppgift att bestämma en arbetspunkt där propellern kan leverera den önskade dragkraften vid en så hög verkningsgrad som möjligt.

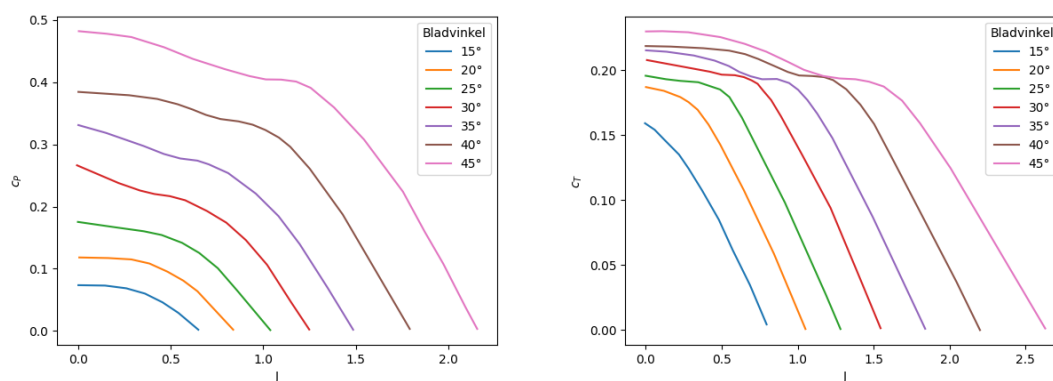
Simuleringen är konstruerad som en iterativ lösare som finner en arbetspunkt för propellern för varje diskret bladvinkelsteg som ingår i propellerdatan. Arbetspunkterna jämförs sedan med varandra och slutligen används den med högst verkningsgrad. När arbetspunkten är bestämd beräknas det vridmoment som motorn måste leverera. Därmed har elmotorns arbetspunkt också lösts ut, eftersom varvtalet redan är känt från propellerns arbetspunkt.

3.5.1 Propellerdata

En fyrbladig propeller med benämningen "5868-9, Clark Y section" väljs från en NACA-rapport från 1938, som inkluderar den propellerdata från vindtunneltest som vår algoritm baserar sig på [55]. Mer specifikt utnyttjas dragkrafts- och effektkoefficienterna som funktion av avanceringsstalet J och propellerbladvinkeln β . Den specificerade diametern är 3 m, men propellern skalas upp till 4 m för att öka bladarean och därmed producerad dragkraft. Inga övriga ändringar görs på propellerdatan i

samband med denna justering. I Figur 3.4 framgår data för dragkraftskoefficienten c_T respektive effektkoefficienten c_P , som de ser ut importerade i propellersimuleringen.

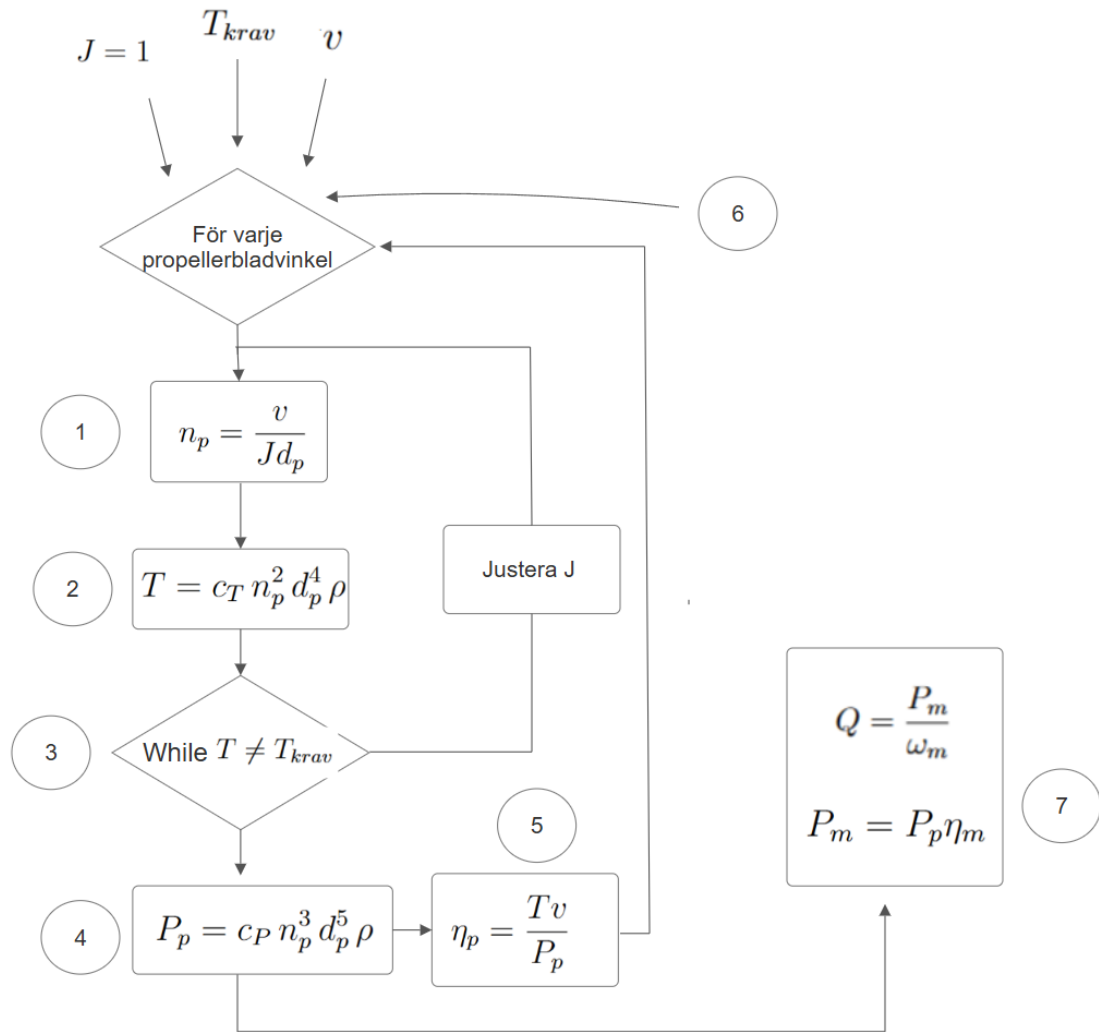
Datan representeras i simuleringen av styckvis linjära funktioner. Datapunkterna som krävs för linjäriseringen importerar manuellt i en lista, efter avläsning från den faktiska grafen för propellern från databladet. För att genomföra linjäriseringen av de importerade datapunkterna har funktionen `numpy.interp()` från Pythons `numpy`-bibliotek använts. Denna kallas varje gång ett värde skall kollas upp och genomför då den linjärisering som krävs mellan två datapunkter för att få fram det interpolerade värdet. I Figur 3.4 visas hur den importerade data ser ut i simuleringen.



Figur 3.4: Två diagram som visar linjäriseringen av datapunkterna för effektkoefficienten c_P (till vänster) och dragkraftskoefficienten c_T (till höger) som funktion av avanceringsstalet J , vid olika propellerbladvinklar.

3.5.2 Iterativ lösare: stigning, marsch och nedgång

Algoritmen som finner optimala arbetspunkter för propellern vid stigning, marsch och nedgång använder flygplanets hastighet v samt den dragkraft T_{krav} , som propellern behöver utveckla som indata. Därefter sätts avanceringsstalet J till 1 för att ge algoritmen en rimlig startpunkt.



Figur 3.5: Blockschema som representerar de sju steg som den iterativa lösaren genomgår.

Lösningss algoritmen visualiseras i ett blockschema i Figur 3.5 och beskrivs av följande steg:

1. Propellerns rotationshastighet bestäms genom att lösa ut n_p enligt

$$n_p = \frac{v}{J d_p}. \quad (3.10)$$

2. Dragkraftskoefficienten c_T beräknas från propellerdatan som funktion av avanceringsstalet J . Därefter räknas den resulterande dragkraften ut enligt

$$T = c_T n_p^2 d_p^4 \rho. \quad (3.11)$$

3. Den resulterande dragkraften T jämförs med den önskade dragkraften. Om dessa avviker från varandra nedjusteras avanceringsstalet J om mer dragkraft T behövs. Omvänt ökas J om den resulterande dragkraften T är för hög. Därpå upprepas steg 1 och 2 för att återigen beräkna T . Denna iterativa process

pågår fram till dess att den resulterande dragkraften T motsvarar den önskade dragkraften T_{krav} , inom en felmarginal på 20 N.

- Propellereffekten P_p beräknas vid det avanceringsstal J och rotationshastighet n_p där dragkraftskravet uppfylldes. Propellereffekten ges av

$$P_p = c_P n_p^3 d_p^5 \rho. \quad (3.12)$$

- Vidare beräknas propellerverkningsgraden η_p enligt

$$\eta_p = \frac{Tv}{P_p} \quad (3.13)$$

- Steg 1-5 genomförs för alla diskreta propellervinkelsteg i propellerdatan. Den propellerbladvinkel som ger högst verkningsgrad η_p väljs ut för att beräkna motorns arbetspunkt i nästkommande steg.
- Motorns elektriska effekt P_m beräknas som

$$P_m = P_p \eta_m, \quad (3.14)$$

där η_m är motorns verkningsgrad som antas ligga på 95 % under flygningens alla faser. Eftersom propellerns rotationshastighet n_p är känd från tidigare steg, kan motorns rotationshastighet n_m beräknas som

$$n_m = \frac{n_p}{g}, \quad (3.15)$$

där g motsvarar utväxlingsfaktorn från motor till propeller. Vridmomentet Q kan nu beräknas enligt

$$Q = \frac{P_m}{\omega_m}, \quad (3.16)$$

där Q är motorns elektrodynamiska vridmoment i Nm och ω_m är motorns rotationshastighet i rad/s som fås direkt från n_m .

3.5.3 Iterativ lösare: Takeoff

Likt beskrivet i avsnitt 3.5.2 är målet under takeoff att producera maximal dragkraft T vid varje given tidpunkt. Detta skiljer sig från stigning, marsch och nedfärd där målet är att producera en dragkraft T_{krav} till en så hög propellerverkningsgrad η_p som möjligt. Under takeoffsimuleringen beräknas därför den maximala dragkraften T som erhålls vid motorns maximala elektriska effekt, vid varje propellerbladsvinkelsteg. Därefter väljs den arbetspunkt som resulterar i högst dragkraft T . I avsnitt 3.5.2 resulterar detta i att (3.13) och (3.12) byter plats med varandra, samt att dragkraftskravet i steg 3 byts ut mot ett propellereffektskrav.

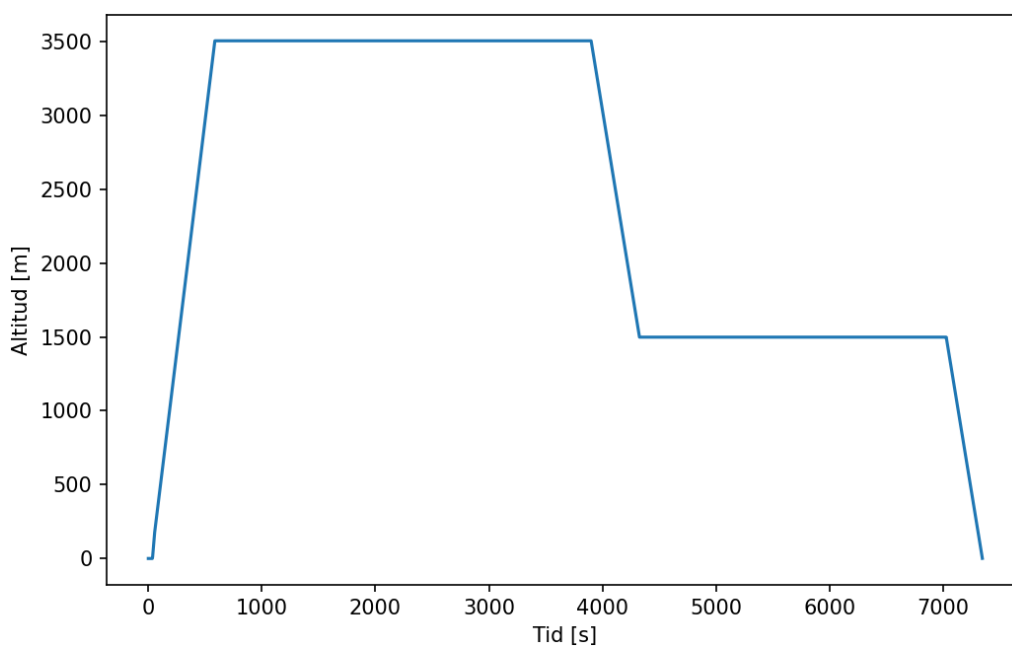
4

Resultat

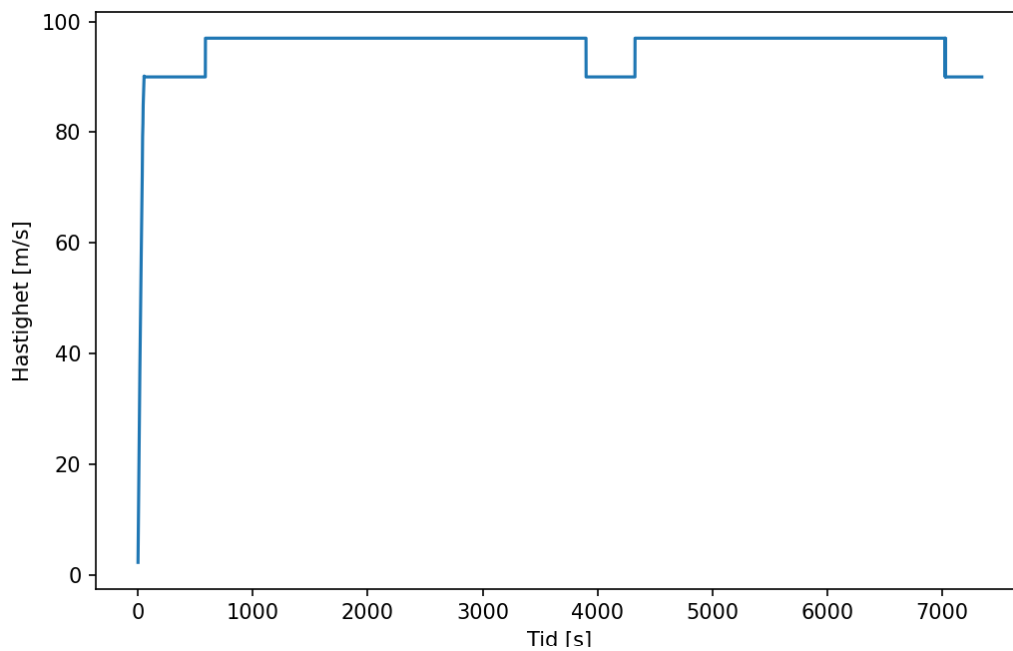
I detta kapitel redovisas simuleringens in- och utdata samt resultat från kartläggningen av nuvarande teknik och regulatoriska krav. Därefter presenteras en känslighetsanalys i syfte att belysa hur olika parametrar kan påverka dimensioneringen.

4.1 Flygrutt

Flygrutten simulerades i de faser som beskrivits tidigare. Figur 4.1 visar flygplanets altitud i alla faser och Figur 4.2 visar flygplanets hastighet. I dessa grafer visas också hur lång tid planet spenderar i varje flygfas.



Figur 4.1: Altitud över tid för flygrutten Göteborg - Stockholm med ett cirkulationsfas under nedstigning för att simulera reservkraft.



Figur 4.2: Hastighet över tid för flygrutten med planet som beskrivet.

4.2 Dimensionering av drivlina

Dimensioneringen av drivlinan baseras på resultaten från simuleringen samt insikter från litteraturstudien. För att generera dessa resultat krävs specifika indata.

4.2.1 Dimensionerande siffror

Simuleringen tar in värdena som beskrivits tidigare som sammanfattas i Tabell 3.1. De värden som är dimensionerande för drivlinans prestanda och energikrav presenteras i Tabell 4.1. Detta ger grunden i simuleringen och resultaten som den ger är de krav som drivlinan måste kunna klara av. Dessa krav sammanställs i Tabell 4.1.

Tabell 4.1: Beräknade behov av kraft och energilager för drivlinan. Dragkraftskravet T avser en propeller medan kravet på energilager avser den totala energiåtgången för hela drivlinan.

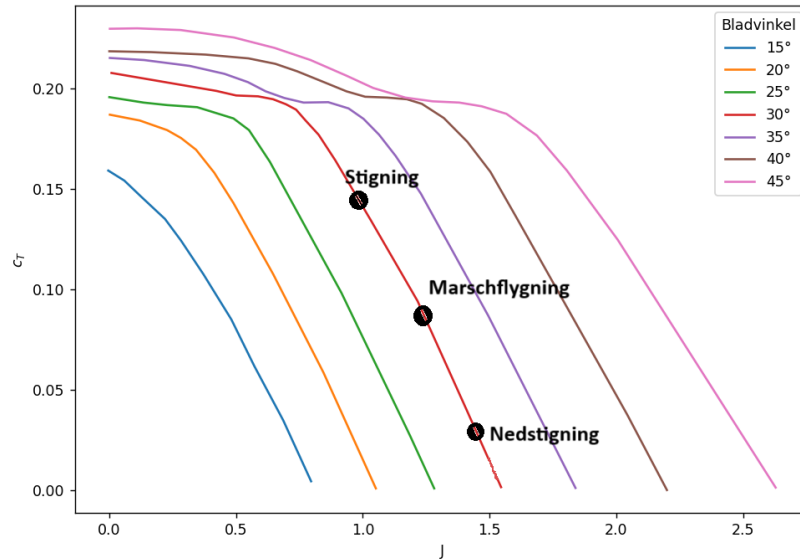
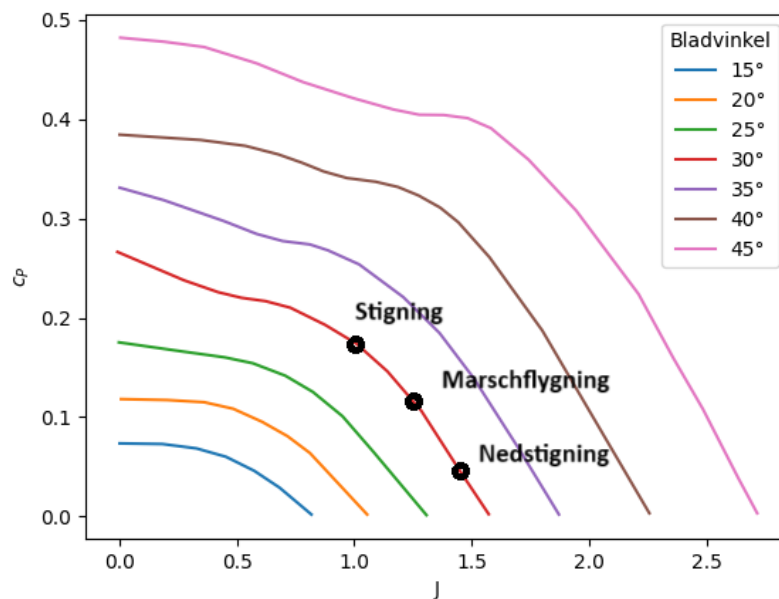
	Stigning	Marschflygning	Nedstigning	Cirkulationsfas	Dimensionerande
T , [kN]	19.0	8.7	1.3	8.6	19.0
Energilager, [kWh]	723	1 825	60	1 420	4 028

4.2.2 Propeller

Tabell 4.2 visar de propellerarbetspunkter som uppfyller de dragkraftskrav som ställs under stigning, marschflygning och nedfärd. I Figur 4.3 och 4.4 visas arbetspunkterna pålagda graferna för dragkrafts- respektive effektkoefficienterna som funktion av avanceringsstalet J .

Tabell 4.2: Propellerns arbetspunkter. Data avser en propeller.

Flygfas	T [kN]	v [m/s]	η_p	n_p [varv/s]	P_p [kW]	β [°]
Stigning	19.0	90	0.84	22.3	2 035	30
Marschflygning	8.7	97	0.86	19.3	981	30
Nedstigning	1.3	90	0.74	15.4	159	30

**Figur 4.3:** Dragkraftskoefficienten c_T som funktion av avanceringstalet J , vid olika propellerbladvinklar, med utritade arbetspunkter för stigning, marschflygning och nedfärd.**Figur 4.4:** Effektkoefficienten c_P som funktion av avanceringstalet J , vid olika propellerbladvinklar, med utritade arbetspunkter för stigning, marschflygning och nedfärd.

4.2.3 Motor

Nedan presenteras en sammanställning av några pågående utvecklingsprojekt inom flygindustrin som rör elektriska motorer inom flygindustrin. Tabell 4.3 visar exempel på motorer från litteraturstudien från fem olika företag med fokus på axeleffekt, vikt, verkningsgrad, maximal motorhastighet samt förväntad tillgänglighet på marknaden. Flera av dessa motorer är fortfarande under utveckling, vilket innebär att vissa uppgifter är preliminära eller ännu inte offentligt bekräftade. Med tanke på att omriktare är integrerad i samtliga motorer ansågs det inte nödvändigt att göra litteraturstudie på olika typer av omriktare.

Tabell 4.3: Några nyckeltal för elektriska motorer avsedda för flygfart. Samtliga motorer är utrustade med inbyggda omriktare.

Företag	Wright Electric	H3X	Safran	Zeroavia
Modell	WM2500	HPDM2300	ENGINEUS XL	ZA2000
Vikt [kg]	-	192 (+/- 20%) [56]	-	-
Max axeleffekt [MW]	2.5 [57]	2.3 [56]	1 [58]	2-5 [59]
Motorhastighet vid maxeffekt [RPM]	-	1 800 [56]	2 200 [60]	-
Max verkningsgrad [%]	96 [57]	97 [56]	95 [58]	-
Tillgänglighet på marknaden	2030 [61]	-	2026 [62]	2028 [63]

Motorvalet faller på HPDM2300 tillverkad av H3X med en maxeffekt på 2,3 MW vid 1 800 rpm. Valet grundar sig på att det var den mest väldokumenterade av de undersökta motorna, med god tillgänglig information om exempelvis vikt, axeleffekt och verkningsgrad. Dessutom innebär den höga effekttätheten och verkningsgraden en viss viktbesparing.

För att möjliggöra fullt utnyttjande av motorns maxeffekt vid 1 800 rpm under takeoff, adderas också en växel med fast utväxling på 1:0.8 mellan motor och propeller. Detta garanterar att propellerns topphastighet inte överskrider 90 % av ljudets hastighet. Motorns arbetspunkter vid stigning, marschflygning och nedstigning framgår av Tabell 4.4.

Tabell 4.4: Motorns arbetspunkter under stigning, marschflygning och nedstigning. Motorns verkningsgrad antas likt tidigare vara 95 %.

Flygfas	P_p [kW]	P_m [kW]	ω_m [rad/s]	Q [kNm]
Stigning	2 035	2 142	175.6	12.2
Marschflygning	981	1032	151.6	6.8
Nedstigning	159	167	121.0	1.4

4.2.4 Batteriteknologier och deras potential för elflyg

Från Tabell 4.7 framgår olika batterivikter och energitätheter flygningen mellan Göteborg och Stockholm kräver. Men för att se huruvida detta är möjligt så krävs en kartläggning av i vilket stadie som batteriforskning är i nuläget. Nedan följer resultatet av denna studie.

Ett flertal forskningsinstitut och företag, såsom Wright Electric, CATL, Amprius Technologies, Dalian Institute of Chemical Physics (DICP) samt Illinois Institute of Technology och Argonne National Laboratory (IIT/Argonne), är idag involverade i utvecklingen av batterier med högre energitäthet. Ett av målen är att möjliggöra elektrifiering av till exempel flygtransport. Fokus ligger bland annat på litium-svavel, litium-luft och andra avancerade batteriteknologier som potentiellt kan uppnå höga energitätheter.

4.2.4.1 Dalian Institute of Chemical Physics

Det kinesiska forskningscentret Dalian Institute of Chemical Physics är en av aktörerna som forskar kring batterier med högre energitäthet. En artikel publicerad från institutet hänvisar till forskning som resulterat i framtagandet av ett litium-svavelbatteri (Li-S) som uppnått en energitäthet på runt 504 Wh/kg, men att ytterligare forskning krävs för förbättrad säkerhet vid kommersiell användning [64].

4.2.4.2 Wright Electric

Wright Electric, ett amerikanskt företag, arbetar med utveckling av batterier för elflyg. Enligt en artikel från Aviation International News så har Wright som mål att utveckla, med hjälp av forskare från Columbia University i New York, ett batteripack med en energitäthet på 1 000 Wh/kg [65]. Fortsättningsvis, enligt en artikel från Engineering Infrastructure ska testning av detta batteri påbörjas år 2025 och kommersiell lansering planeras till år 2027 [66].

4.2.4.3 Amprius Technologies

Företaget Amprius Technologies har sedan 2022 kommersiellt tillverkat och distribuerat ett kisel anod litium-jon batteri med en energitäthet på cellnivå runt 450 Wh/kg [67]. Vid den tidpunkten var detta batteri deras mest energitäta batteri, men 2023 publicerade företaget ett pressmeddelande om att med samma teknologi ska de tillverka ett batteri med en energitäthet på cellnivå runt 500 Wh/kg [68]. Amprius Technologies har ej meddelat allmänheten när detta nya 500 Wh/kg batteri ska bli kommersiellt tillgängligt.

4.2.4.4 CATL

CATL är ett kinesiskt företag som arbetar med att ta fram nya batteriteknologier med högre energitäthet. År 2023 gick de ut med att de arbetar med att utveckla ett kondenserat batteri med en energitäthet på 500 Wh/kg, lämpat för elflyg men även andra elektriska applikationer [69]. Det framgår ej om dessa 500 Wh/kg är egenskapen hos batteriet på cell- eller packnivå. CATL har ej tillkännagivit ett datum för kommersiell tillgänglighet av denna nya batteriteknologi [70].

4.2.4.5 Illinois Institute of Technology & Argonne National Laboratory

Vid Illinois Institute of Technology och Argonne National Laboratory har flera forskare utvecklat ett laddningsbart litium-syre-batteri som fungerar vid rumstemperatur. I [71] utnyttjar batteriet en fyr-elektrons reaktion genom bildning och nedbrytning av litiumoxid, vilket ger en högre energitäthet jämfört med tidigare litium-syre-batterier som baseras på en två-elektrons reaktion. För närvarande har batteriet en energitäthet på 685 Wh/kg på cellnivå, men det har potential att överstiga 1 000 Wh/kg i framtiden.

4.2.5 Sammanställning av batteriteknologier

Tabell 4.5 sammanfattar information om batteriteknologier från litteraturstudien. Där redovisas olika aktörer, deras aktuella teknologier, energitäthet på cell- och packnivå samt eventuell marknadstillgänglighet. Värden inom parentes i tabellen visar teknologins framtida potential.

Tabell 4.5: Egenskaper för olika batteriteknologier från litteraturstudien. Värden markerade med en asterisk (*) är uppskattade efter att en omvandlingsfaktor på 50% har tillämpats för att justera från cellnivå till packnivå samt förluster på grund av verkningsgrad, vilket motsvarar en antagen energitäthetsförlust på 50% (Se kap 2.4.1). Värden inom parentes anger de potentiella värden som tekniken kan uppnå i framtiden.

Företag eller institution	Wright Electric	CATL	Amprius	DICP	IIT/Argonne
Batteriteknologi	Aluminium-luft [66]	Kondenserad [69]	Silicon anod Li-jon [67]	Li-svavel [64]	Solid-state Litium-luft [71]
Energitäthet cellnivå [Wh/kg]	-	500 [69]	450 [67]	504 [64]	685 (1000) [71]
Energitäthet packnivå [Wh/kg]	1000 [65]	250*	225*	252*	342.5* (500*)
Tillgänglighet på marknaden	2027 [66]	-	Sedan 2022 [67]	-	-

4.3 Operation

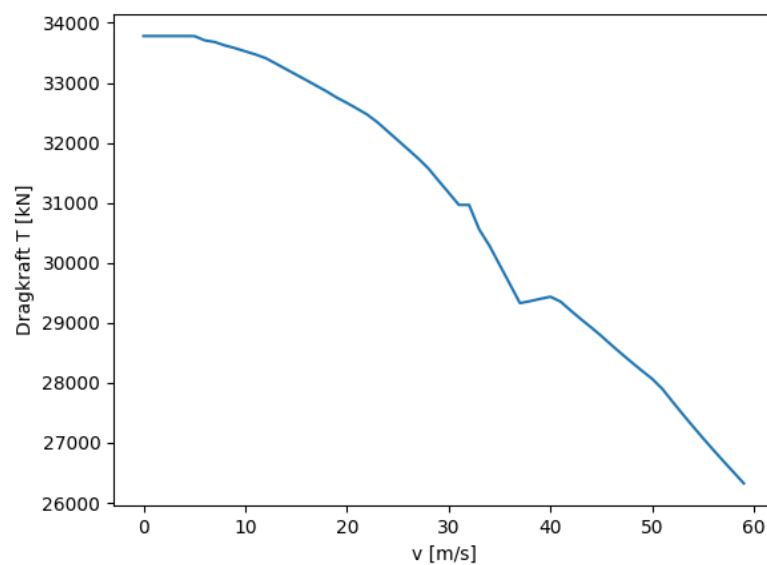
Nedan presenteras det dimensionerade planet under drift. Alla grafer avser total mängd som påverkar planet det vill säga att de inkluderar båda motorers påverkan.

4.3.1 Takeoff: Prestanda och startsträckor

Vid takeoff antas att propellern levererar maximal möjlig dragkraft för att flygplanet skall lyfta så fort som möjligt. I det fall en motor slutar fungera antas att den kvarvarande motorn fortsätter leverera maximal dragkraft. I Tabell 4.6 framgår ett antal av propellerns arbetspunkter vid ett urval av hastigheter under takeoff. Figur 4.5 visar propellerns utvecklade dragkraft T vid takeoff som funktion av flygplanets hastighet v .

Tabell 4.6: Propellerns arbetspunkter under takeoff givet maximal effektutveckling för den valda motorn. Data avser en propeller.

v [m/s]	T [kN]	β [°]	n_p [varv/s]
5	34	20	24.6
10	33	20	24.6
20	32	20	24.1
30	31	20	24.5
40	30	25	23.2
50	28	25	22.9

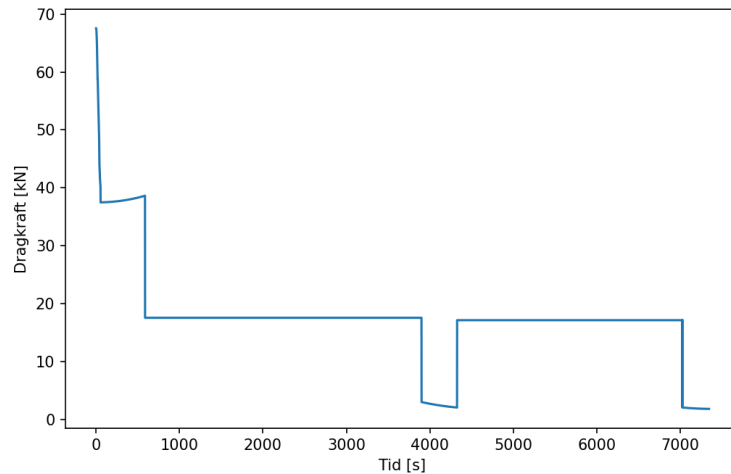


Figur 4.5: Utvecklad dragkraft T som funktion av flygplanets hastighet v under takeoff, givet maximal effektutveckling för den valda motorn. Data avser en propeller.

Från simuleringen framgår att flygplanet kräver 1 625m landningsbana för att starta och lyfta till en höjd på 15 m. I det fall en motor slutar producera dragkraft, vid beslutshastigheten v_1 under takeoff krävs 1 630 m. Detta är kortare än de landningsbanor som finns på Arlanda och Landvetter, vilka båda mäter ca 3 300 m [72, 73].

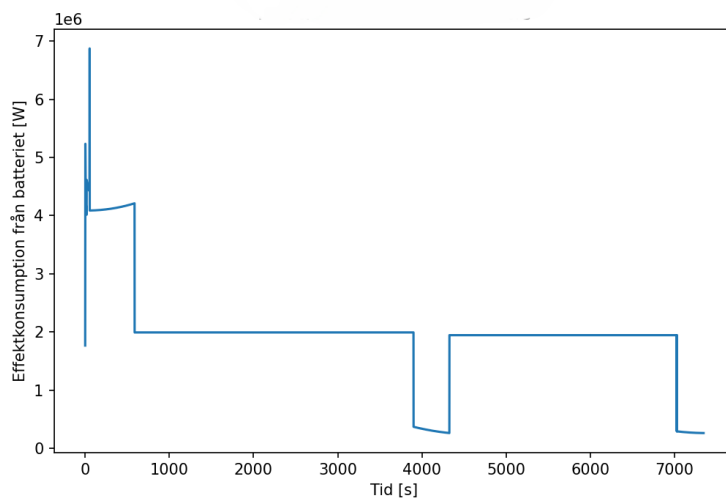
4.3.2 Resultat av energiberäkning

För vardera av flygfaserna beräknar simuleringen den dragkraft som krävs för rörelsen, dessa visas i Figur 4.6.



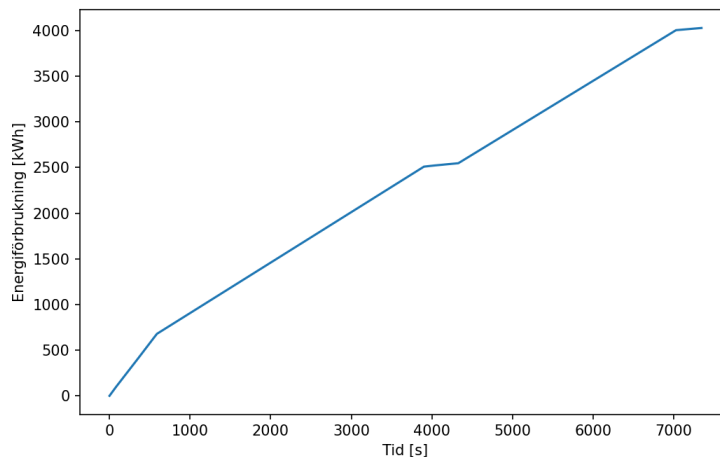
Figur 4.6: Beräknat dragkraftskrav för ett flygplan med 30 passagerare och 18 ton batterier.

Effekten som motorn förbrukar för att utveckla denna dragkraft presenteras i Figur 4.7. Det ses tydligt i båda figurerna att de absolut största vinsterna av hög effekt fås under start- och takeoff-faserna. Därefter är det viktigare att motorn kan operera med en hög verkningsgrad. De spikar som når $5.5 \cdot 10^6$ och $7 \cdot 10^6$ i grafen för effekt bedöms som artefakter som kommer från en bugg i simuleringen. Ingen beräkning tyder på att detta värde är någonting som faktiskt krävs utan detta beror på en viss förändring i propellerpitch leder till ett felaktigt värde vid dessa punkterna.



Figur 4.7: Effekt ut ur batteriet för ett flygplan med 30 passagerare och 18 ton batterier.

Effekten i Figur 4.7 summeras för att få en total krävd energi från batteriet, vilket presenteras i Figur 4.8.



Figur 4.8: Energikonsumtion över tid för ett plan med 30 passagerare med 18 ton batterier.

Från simuleringen ges en krävd total energimängd på 4 028 kWh vilket med en batterimängd på 18 ton ger oss ett energitäthetskrav på 0.249 kWh/kg. Dessa specifikationerna sammanställs i Tabell 4.7. Därmed är 18 ton den batterimängd som krävs för att få en energitäthet som matchar de batterier som finns på marknaden idag. Det är dock vanligt att batterier överdimensioneras för att batterierna inte behöver bli helt urladdade då detta sliter på livslängden [74]. I detta fallet har detta tagits hänsyn till genom att öka energilagret med 10% för att tillåta att endast ladda upp till 90%. Däremot dimensioneras inte batteriet för att förhindra urladdning under 10%, då det bedöms att energireserven som finns för att klara EASAs krav kan fungera som botten. Detta då tillfällen då hela reserven kommer att krävas är väldigt sällsynta och inte bedöms påverka batteriets livslängd markant.

Tabell 4.7: Krav på energilager med 18 ton batterier.

Batterimängd [kg]	Energiförbrukning [kWh]	Energitäthetskrav [kWh/kg]
18 000	4 028	0.249

4.4 Känslighetsanalys

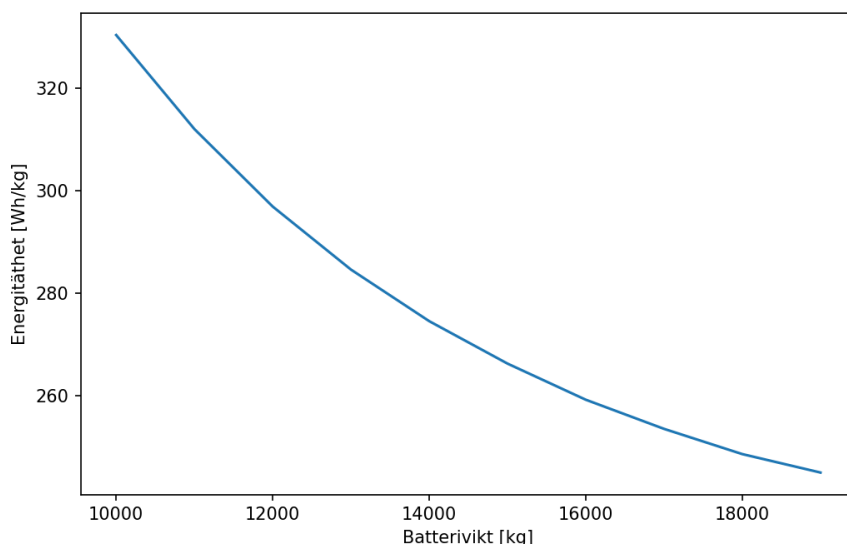
Det som kan observeras i resultaten är att det största problemet drivlinan bemöter är batteriernas energitäthet. Detta då det krävs 18 ton batterier för att klara av resan vilket inte är en rimligt mängd att ta med sig då det medför stora logistiska problem med förvaring och väldigt stora kostnader.

I Tabell 4.8 och Figur 4.9 ses en minskning av den krävda energitätheten i relation till batteriernas vikt, men med avtagande hastighet allt eftersom vikten ökar.

Med detta som bakgrund hade ca 8 ton bedömts som det mål man bör sikta på för att få ut optimal vikt mot energitäthetskrav. Där hade det då från Tabell 4.8 krävts en energitäthet på 0.384 kWh vilket inte finns på marknaden i nuläget. Detta är också den ungefärliga vikten som bränslesystemen i planet ATR 42 väger [47].

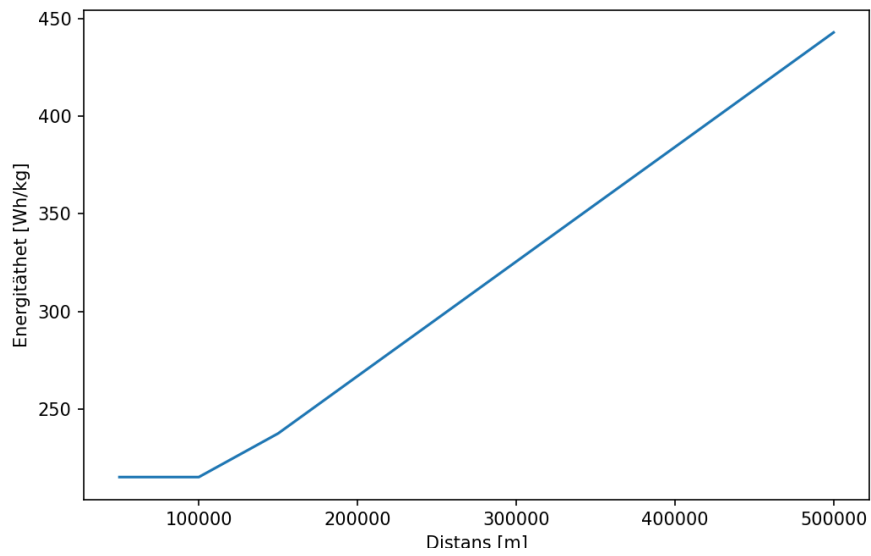
Tabell 4.8: Beräknade behov på energitäthet för olika batterimängder.

Batterimängd [kg]	Energiförbrukning [kWh]	Energitäthetskrav [kWh/kg]
12 000	3 653	0.297
8 000	3 075	0.384
6 000	2 866	0.477



Figur 4.9: Krävd energitäthet i kWh/kg beroende av batterivikt i kg.

Om kravet på 45 minuters batterireserv exkluderas, räcker det med en energitäthet på 0.237 kWh/kg om planet utrustas med 8 ton batterier. Detta tar dock inte hänsyn till en maximal urladdningsnivå på 10% för förbättrad livslängd. Med idag existerande batterier med energitätheter på ca 0.250 kWh/kg skulle alltså resan Göteborg till Stockholm kunna genomföras, men än inte med optimala förutsättningar. I Figur 4.10 visas hur långt ett flygplan med 8 ton batterier kommer med olika energitätheter. Med nuvarande batteriteknik kommer planet mellan 150-200 km med de regulatoriska kraven inräknat. Detta gör att de rutter som är möjliga inte är längre än t.ex. Göteborg-Jönköping, Göteborg-Halmstad eller liknande avstånd på under 200 km.



Figur 4.10: Energitäthet som en funktion av distans för ett plan för 30 passagerare med 8 ton batterier.

5

Diskussion

I följande kapitel diskuteras dimensionering av drivlinan, vilket innefattar diskussion om varje komponent samt vad som är de största utmaningarna med dimensioneringen. Vidare följs en diskussion om samhällliga och etiska aspekter kring elektrifiering.

5.1 Val av komponentmodeller

I detta avsnitt behandlas valet av olika komponentmodeller för den aktuella drivlinan, med fokus på propeller, motor och batteri.

5.1.1 Propeller och motor

Propellern valdes utifrån den nämnda NACA-rapporten eftersom det var den bästa källan med detaljerade prestandadata som vi kunde finna. Det är mycket rimligt att anta att en modern propeller skulle kunna uppnå bättre verkningsgrad och prestanda över ett bredare spektrum av arbetspunkter. Utifrån våra simuleringar kan vi fastslå att verkningsgraden som presteras i Tabell 4.2 befinner sig runt 85 % under marschflygning och stigning. Detta är att betrakta som en god verkningsgrad för den modellerade propellern utan större förbättringspotential. Vid större effektuttag som närmar sig motorns maxeffekt, speciellt vid lägre flyghastigheter som under takeoff, blir dock verkningsgraden markant sämre. Det är speciellt i dessa scenarier som vi misstänker att det finns en del att vinna med en mer modern propellerdesign.

En viktig aspekt av dimensioneringen av propellern var valet att öka bladets diameter från 3 m till 4 m. Beslutet fattades eftersom att den ursprungliga diametern var otillräcklig för att kunna utnyttja den valda motorns maxeffekt vid takeoff och ge maximalt effektpådrag i händelse av motorbortfall vid takeoff. Ett annat alternativ hade varit att istället öka bladarean genom att introducera fler propellerblad och justera dragkrafts- och effektkoefficienterna för att spegla detta. Vi misstänker dock att en sådan förändring hade resulterat i en sämre verkningsgrad än en förlängning av existerande propellerblad, av skäl som angivits i teoridelen. Dessutom hade vi i sådant fall varit tvungna att modifiera prestandakoefficienterna som modelleringen grundar sig på vilket hade introducerat stora osäkerheter. Eftersom att propellerns dragkraft samt effektutveckling är direkt beroende av dess diameter behövs ingen förändring av propellerdatan för att en diameterförlängning ska få genomslag i beräkningarna. I diskussion med kunnig på området har diameterförlängning utan

justering av propellerkoefficienterna bedömts som rimligt.

Det är rimligt att anta att en propeller med större bladarea och en mindre diameter hade kunnat designas för att göra det möjligt att utesluta nuvarande utväxling mellan propeller och motor. En sådan dimensionering hade kunnat inkludera att öka antalet propellerblad och deras utformning. I ett scenario där propellerdiametern hålls kvar vid ursprungliga 3 m visar vårt simuleringsprogram att den högsta rotationshastighet som hade kunnat uppnås under takeoff hade varit ganska exakt 1 800 rpm. Alltså hade en sådan propeller kunnat möjliggöra fullt utnyttjande av motorns maxeffekt vid takeoff utan någon utväxling. En sådan lösning hade varit att föredra eftersom den skulle resultera i färre potentiellt svaga länkar, samt en lägre vikt när växellådan kan uteslutas.

I detta arbete har vi valt mellan motorer som finns tillgängliga på marknaden eller är på väg ut på marknaden. Därför har alternativet att designa en motor specifikt för planets syfte inte beaktas även om detta hade gett möjligheten att ge en motor som kan leverera den önskade effekten vid rätt rotationshastighet.

5.1.2 Batteri

Batterier är ett betydelsefullt hinder som flygindustrin möter just nu. Med nuvarande batteriteknik så krävs det väldigt stora mängder batterier som innebär stora kostnader och problem med förvaring och det blir inte kostnadseffektivt i slutändan. Detta då det inte finns några batterier som gör att man kan ha en rimlig mängd batterier. I detta arbete bedöms detta som ca 8 ton då detta är den ungefärliga vikt som nuvarande bränslesystemen väger vilket skulle kräva en energitäthet på 0.384 kWh/kg vilket inte finns tillgängligt i nuläget [75]. Men med den snabba utvecklingen inom batteriteknologi kan elektriskt drivna flygplan komma att bli tekniskt möjliga i en nära framtid. Detta skulle möjliggöra en mer hållbar luftfart. De batterier som utvecklas får ständigt bättre energitätheter och om den prognostiserade energitätheten för t.ex. IIT/Argonnes batterier stämmer så ser det lovande ut för flygfart i framtiden. Detta då den ökade energitätheten hade öppnat upp för plan som klarar av längre resor som är mer intressanta än de väldigt korta som kan genomföras idag.

En ytterligare positiv tendens är att den energitäthet som sätts som mål för elektriska bilar omkring 0.350 kWh/kg [75]. Detta gör att flera industrier förhoppningsvis kommer visa intresse för batteriutvecklingen, vilket kan innebära större investeringar för att det ska gå framåt. Det råder dock delade meningar om detta och under en intervju med oss så pratade Johan Helsing på Heart Aerospace om att bilindustrins krav inte kommer räcka för flygindustrin. Därmed tror han att när bilindustrin nått sina mål så kommer flygindustrin att tappa sin hjälp med batteriutveckling. Detta har bidragit till att Heart har valt jobba mot ett hybridplan för att klara reservkraftskravet. Troligtvis kommer det därför inte vara inom de närmaste 10 åren som vi kommer ha helt elektriska plan på en sträcka som denna. Även ifall vi hade nått upp till de batterikraven vi ser här hade kostnaden för 8 ton batterier blivit hög om inte forskningen parallellt med att ta fram batteriet också tar fram ett billigare

produktionssätt.

Det som ses vid simulering är att energitäthetskraven blir väldigt höga vid regionala flyg då dimensionering för 45 minuters reservkraft är en väldigt stor mängd i jämförelse till resans längd. Detta innebär att även om batterier räcker till att klara själva resan så kan inte ett plan tillverkas för att det inte finns tillräckligt med reservkraft. Men ifall dessa reglerna ändras i samband med framtagandet av specifika regler för batterielektriska flygplan så behöver inte batterierna uppnå lika hög energitäthet, vilket hade kunnat öppna upp för elektriska flygplan tidigare.

5.2 Samhälleliga och etiska aspekter

Elektrifiering av flygplan kan minska både utsläpp och driftskostnader. Samtidigt medför utvinningen av nödvändiga råmaterial, såsom sällsynta jordartsmetaller som används i drivlinans komponenter, en avsevärd negativ miljöpåverkan. Även tillverkningsprocesserna bidrar i viss utsträckning till miljöpåverkan genom utsläpp av växthusgaser. Trots att elektrisk flyg ofta anses som klimatneutralt så är de inte det ur ett livscykelperspektiv.

Utvinningen av råmaterial medför stora utsläpp av toxiska ämnen och växthusgaser, vilket påverkar både global klimatförändring och lokala ekosystem. Lokalbefolkningar kan drabbas av förorenat vatten, förgiftad jord och förorenad luft, vilket kan leda till kraftiga hälsoproblem och i vissa fall dödsfall. Utöver miljöpåverkan har det visat sig att utvinning av råmaterial ofta sker under bristande arbetsförhållanden, där arbetarnas hälsa och säkerhet försummas.

Med tanke på att många sällsynta jordartsmetaller främst utvinns i ett begränsat antal länder kan detta skapa en sårbarhet i försörjningskedjorna och leda därmed till osäker tillgång för andra nationer. Denna koncentration av resurser kan även ge upphov till handelspolitiska spänningar.

Återvinning av permanentmagneter kan leda till brist på vissa råvaror då sällsynta jordartsmetaller är en begränsad resurs. Med hög efterfrågan och låg tillgång på dessa metaller kan priserna dras upp, vilket i sin tur gör elektriska flygplan dyrare i både tillverkning och underhåll.

Utöver de negativa aspekterna så kan elektrifiering av flyget även medföra samhälleliga fördelar. Med lägre driftskostnader och minskad klimatpåverkan kan kortdistansflygningar bli ett mer attraktivt alternativ än tidigare. Detta kan bland annat öka tillgängligheten till glesbygdsområden och svårtillgängliga regioner där annan infrastruktur saknas. Ett tydligt exempel är Norge, där fjordar, berg och öar gör markbunden transport både tidskrävande och ineffektiv.

För att den elektriska flygtekniken ska kunna bidra till en hållbar framtid är det

nödvändigt att samhälleliga och etiska aspekter hanteras parallellt med den tekniska utvecklingen. Detta inkluderar utveckling av hållbara återvinningssystem och stöd till leverantörer som erbjuder råmaterial framtaget med bättre miljöstandarder och arbetsvillkor.

6

Slutsats

Syftet med detta arbete var att dimensionera en drivlina till ett elektriskt flygplan för 30 passagerare för sträckan Göteborg - Stockholm. Genom en fysikbaserad simuleringsmodell kunde effekt- och energibehovet beräknas för hela flygprofilen, inklusive takeoff, stigning, marsch, nedstigning och en 45 minuter lång reservfas i enlighet med de krav från EASA. Flygplansmodellen baserades på parametrar från ES-30 och ATR 42-600.

Simuleringen visar att drivlinan teoretiskt kan dimensioneras för att uppfylla dessa krav för flygsträckan. Det totala energibehovet uppgick till cirka 4 028 kWh, vilket med tillgänglig batteriteknologi motsvarar ett batterisystem med en massa på omkring 18 ton. Detta utgör en betydande del av flygplanets maximala startvikt och innebär att full elektrifiering inte är praktiskt genomförbar med dagens energitäthet i batterier, som i de mest avancerade batterier uppnår 0.25 kWh/kg. Därav klarar inte den dimensionerade drivlinan de krav som ställs på reservenergi inom ramen för rimlig vikt.

För att elektriskt regionalflyg ska bli realistiskt krävs framför allt tekniska framsteg i ökandet av batteriernas energitäthet men också en anpassning av regelverket. Detta arbete pekar på att den primära begränsningen ligger i energilagringsteknologins nuvarande prestanda och inte drivlinans funktionella förmåga. Trots detta presenterar arbetet en viktig grund för framtida utveckling av drivlina till elektriskt flyg. Hybridlösningar, där batteridrift kombineras med räckviddsförlängare som turbingeneratorer eller bränsleceller, framstår som ett mer realistiskt alternativt på kort till medellång sikt. Dessa lösningar kan möjliggöra minskade utsläpp utan att kompromissa med flygsäkerhet och räckvidd. Flera företag som bland annat Heart Aerospace, är ledande aktörer i denna utveckling.

Sammanfattningsvis visar arbetet att elektrifiering av regionalflyg är tekniskt möjligt men praktiskt begränsad av batteriteknikens nuvarande status. Resultaten ger en grund för vidare arbete och utveckling av mer energieffektiva och hållbara lösningar för framtidens luftfart.

Litteraturförteckning

- [1] International Energy Agency, “Aviation - energy system overview,” 2025. [Online]. Tillgänglig: <https://www.iea.org/energy-system/transport/aviation> (hämtad: 2025-03-26).
- [2] M. Klöwer, M. R. Allen, D. S. Lee, S. R. Proud, , L. Gallagher, och A. Skowron, , “Quantifying aviation’s contribution to global warming,” *environmental Research Letters*, vol. 16, no. 12, p. 124051, Nov. 2021, doi: 10.1088/1748-9326/ac286e.
- [3] International Air Transport Association, “Global outlook for air transport - a world with lower oil prices?” dec. 2024. [Online]. Tillgänglig: <https://www.iata.org/en/iata-repository/publications/economic-reports/global-outlook-for-air-transport-december-2024>, Hämtad: 2025-03-26.
- [4] EUROCONTROL, “Eurocontrol aviation long-term outlook: Flights and co2 emissions forecast 2024-2050,” 2024. [Online]. Tillgänglig: <https://www.eurocontrol.int/publication/eurocontrol-forecast-2024-2050>, Hämtad: 2025-03-26.
- [5] Research Institute of Sweden, “Electric aviation in Sweden – how far has development progressed,” [Online]. Tillgänglig: <https://www.ri.se/en/electric-aviation-in-sweden-how-far-has-development-progressed>(hämtad: 2025-02-05).
- [6] H. Kloo och M.-O. Larsson, “Jämförelse av tekniker för klimatsmartare tunga godstransporter,” , C384, 2019. [Online]. Tillgänglig: <https://bransch.trafikverket.se/contentassets/f1e0a794d4ba4a5d8bf27fd58ed2d23a/jamforelse-av-tekniker-for-klimatsmartare-tunga-godstransporter.pdf>, Hämtad: 13 maj 2025.
- [7] Trafikverket, “Trafikverkets flygprognos 2045/2065 - nationell prognos för antalet flygresenärer och spaning på den svenska kommersiella civilflygfarten,” 2024. [Online]. Tillgänglig: <https://diva-portal.org/smash/get/diva2:1847544/FULLTEXT03.pdf>, Hämtad: 2025-03-26.
- [8] Trafikanalys, “Styrmedel för luftfartens klimatomställning,” 2022. [Online]. Tillgänglig: https://www.trafa.se/globalassets/pm/2022/pm-2022_8-styrmedel-for-luftfartens-klimatomstallning.pdf, Hämtad: 2025-03-26.
- [9] Swedavia, “Destinationsstatistik 2023,” Excel-data, 2024, Tillgänglig: <https://www.swedavia.se/om-swedavia/statistik/#>, hämtad: 2025-02-10.
- [10] C. Alcock, “Heart presses ahead with new independent hybrid regional airliner,” *Aviation International News*, . Jul. 10, 2024. [Online]. Tillgänglig: <https://www.ainonline.com/aviation-news/futureflight/2024-07-10/>

- heart-presses-ahead-new-independent-hybrid-regional-airliner, (hämtad: 2025-02-05).
- [11] E. Arvai, "Heart aerospace moves to los angeles," *AirInsight*, Apr. 2025, [Online]. Tillgänglig: <https://airinsight.com/heart-aerospace-moves-to-los-angeles/> (hämtad: 2025-05-02).
- [12] Heart Aerospace, "Es-30 hybrid electric aircraft," u.å. [Online]. Tillgänglig: <https://heartaerospace.com/es-30/> (hämtad: 2025-02-07).
- [13] M. Durgut, "Buckle up for truth: Which flight stage burns the most fuel?" .Mar. 2022. [Online]. Tillgänglig: <https://www.aviationfile.com/which-flight-stage-burns-the-most-fuel/> (hämtad: 2025-05-06).
- [14] D. P. Raymer, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018, ss. 481-488, 637-653.
- [15] Förklarande, "Vad är en drivlina?" u.å. [Online]. Tillgänglig: <https://forklarade.com/vad-ar-en-drivlina/> (hämtad: 2025-03-25).
- [16] P. Tensor, "Understanding aircraft propulsion systems: Types principles," 2024. [Online]. Tillgänglig: <https://pttensor.com/2024/09/21/understanding-aircraft-propulsion-systems-types-principles/> (hämtad: 2025-03-25).
- [17] Volato, "Turboprop plane vs. jet: Speed, altitude, efficiency differences," 2024. [Online]. Tillgänglig: <https://flyvolato.com/turboprop-plane-vs-jet/> (hämtad: 2025-05-12).
- [18] Florida Flyers Flight Academy, "Flygplansmotorer: ultimatum guide till de 5 olika typerna," u.å. [Online]. Tillgänglig: <https://www.flightschoolusa.com/sv/flygmotorer-guide-till-5-olika-typer/> (hämtad: 2025-03-25).
- [19] A. Del Pizzo, L. Di Noia, och F. Marulo, "Design considerations on energy storage system for electric aircraft propulsion," i AEIT International Annual Conference (AEIT), Milano, Italien, 2016, ss. 1-6. [Online]. Tillgänglig: <https://ieeexplore.ieee.org/document/7892786>, (hämtad: 2025-04-01).
- [20] B. Zhang, Z. Song, S. Liu, R. Huang och C. Liu, "Overview of integrated electric motor drives: Opportunities and challenges," *Energies*, vol. 15, no. 21, 2022. Tillgänglig: <https://www.mdpi.com/1996-1073/15/21/8299>. (hämtad: 2025-03-25).
- [21] Research institute of Sweden, "Vätgas och bränsleceller för förnybara energisystem och elektrifiering av fordon," u.å. [Online]. Tillgänglig: <https://www.ri.se/sv/expertisomraden/expertiser/vatgas-och-bransleceller> (hämtad: 2025-04-08).
- [22] SVT Nyheter, "Vätgas och bränsleceller: fakta och förhoppningar," 2024. [Online]. Tillgänglig: <https://www.svt.se/nyheter/vetenskap/vatgas-och-bransleceller-fakta-och-forhoppningar> (hämtad: 2025-04-08).
- [23] Miljöfordon Sverige, "Elfördon," u.å. [Online]. Tillgänglig: <https://miljofordonsverige.se/miljo-bilar/fossiloberoende-fordon/elfordon/> (hämtad: 2025-04-08).
- [24] O. Lundgren, "Miljöeffekter av elektrifierad transportinfrastruktur," 2023. Tillgänglig: <https://trafikverket.diva-portal.org/smash/get/diva2%3A1863566/FULLTEXT01.pdf>, Hämtad: 2025-04-08.

- [25] Holo Battery, “Battery cell vs battery module vs battery pack,” 2023. [Online]. Tillgänglig: <https://holobattery.com/sv/battery-cell-vs-battery-module-vs-battery-pack/> (hämtad: 2025-04-08).
- [26] Nigel, “Cell to pack,” *Battery Design*, 2022. [Online]. Tillgänglig: <https://www.batterydesign.net/cell-to-pack/> (hämtad: 2025-05-06).
- [27] Energihandbok, “Lagring av elektrisk energi,” u.å, [Online]. Tillgänglig: <https://www.energihandbok.se/lagring-av-elektrisk-energi> Hämtad: 2025-05-06.
- [28] P. Skallefjell, J. Bedoire Fivel, och K. Malmgren, “Målkonflikter i den gröna omställningen. en konsekvensanalys av ett scenario med utesluten import av elbussar och batterier till den europeiska marknaden,” 2024. [Online] Tillgänglig: <https://www.transportforetagen.se/globalassets/rapporter/buss/2024-05-31-malkonflikter-i-den-grona-omstallningen.pdf>, (hämtad: 2025-04-08).
- [29] M. Waltersson, “Elektrifiering av flygbranschen,” examensarbete, Stockholms tekniska Institut (STI), Stockholm, Sverige, 2020. [Online]. Tillgänglig: <https://www.transportforetagen.se/globalassets/rapporter/flyg/elektrifiering-av-flygbranschen-sti-200225.pdf>.
- [30] “Redovisning ru: Miljöeffekter av elektrifieringen av transporter,” u.å. [Online] Tillgänglig: <https://www.naturvardsverket.se/491c55/contentassets/3a1f5d5418b043699cfedd13563f2b2a/redovisning-ru-miljoeffekter-elektrifieringen-av-transporter.pdf>, Hämtad: 2025-04-08.
- [31] E. Pajalic, “Energy storage for aircraft applications: A comparison between battery and fuel cell technology,” Kandidatexamen, Linköping Universitet, 2016. [Online] Tillgänglig: <https://www.diva-portal.org/smash/get/diva2:1072474/FULLTEXT01.pdf>, Hämtad: 2025-04-08.
- [32] E. Mattsson, E. Lindblom och E. Emilsson, “Miljöeffekter av elnät och energilagring,” *IVL Svenska Miljöinstitutet*, 2021. [Online] Tillgänglig: <https://ivl.diva-portal.org/smash/get/diva2:1549438/FULLTEXT01.pdf>, Hämtad: 2025-04-02.
- [33] V. Milko och Y. Wahil, “Global demand spurring indonesia’s mining boom comes at a cost for many communities,” *The Associated Press*, December, 18, 2024, tillgänglig: <https://apnews.com/article/indonesia-nickel-stainless-steel-energy-transition-evs-c7f9e28b3a59f0113e1f96cd9b154067> (hämtad: 2025-05-06).
- [34] R. Arvidsson, M. Chordia och A. Nordelöf, “Kobolt är inte den enda hälsoboven i litumjonbatterier,” *NyTeknik*, Maj, 9, 2023, [Online]. Tillgänglig: <https://www.nyteknik.se/debatt/kobolt-ar-inte-den-enda-halsoboven-i-litumjonbatterier/2053425?> (hämtad: 2025-04-07).
- [35] A. Maxwell och J. Blair, “Lithium mining must not dry up the atacama desert,” Maj, 12, 2022, [Online]. Tillgänglig: <https://www.nrdc.org/bio/amanda-maxwell/lithium-mining-must-not-dry-atacama-desert> (hämtad: 2025-05-06).

- [36] A. International, "This is what we die for: Human rights abuses in the democratic republic of the congo power the global trade in cobalt," 2016, [Online]. Tillgänglig: <https://www.amnesty.org/en/documents/afr62/3183/2016/en/>, Hämtad: 2025-02-09.
- [37] D. Quayle, "Cathode materials: nine approaches to help tackle the co2 challenge," Oktober, 15, 2024, [Online]. Tillgänglig: <https://www.worley.com/en/insights/our-thinking/resources/cathode-materials-nine-approaches-to-help-tackle-co2-challenge?>, Hämtad: 2025-05-06.
- [38] P. Thalin, E. Béchet, V. Nicolai, T. Maître och J.-M. Bourgeois. SAE International, 2018, i Fundamentals of Electric Aircraft, Kap. 11, ss. 62-69. [Online]. Tillgänglig: <http://ebookcentral.proquest.com/lib/chalmers/detail.action?docID=28983708>, Hämtad: 2025-04-10.
- [39] T. Zhao, S. Wu, och S. Cui, "Multiphase pmsm with asymmetric windings for more electric aircraft," *IEEE Transactions on Transportation Electrification*, 2020, vol. 6, nr. 4, ss. 1592-1602, 2020, doi:10.1109/TTE.2020.2997609.
- [40] D. Larbi, F. Julien, M. Smail, T. Nouredine, och V. Christophe, "Design and comparison of high-speeds pmsm and im for aircraft application," i IEEE Transportation Electrification Conference and Expo, Asia-Pacific (ITEC Asia-Pacific), 2023, ss. 1-6. [Online]. Tillgänglig: https://www.researchgate.net/publication/377100664_Design_and_Comparison_of_High-speeds_PMSM_and_IM_for_Aircraft_Application, Hämtad: 2025-03-05.
- [41] N. Gawronski, "Eliminating rare earth elements in electric motors," [Online]. Tillgänglig: <https://eepower.com/news/eliminating-rare-earth-elements-in-electric-motors/>. Hämtad: May 13, 2025.
- [42] H. I. Review, "Not so green technology: The complicated legacy of rare earth mining," [Online]. Tillgänglig: <https://hir.harvard.edu/not-so-green-technology-the-complicated-legacy-of-rare-earth-mining/>. Hämtad: May 13, 2025.
- [43] C. Browning, S. Northey, N. Haque, W. Bruckard, och M. Cooksey, "Life cycle assessment of rare earth production from monazite," in *REWAS 2016*, R. Kirchain, B. Blanpain, C. Meskers, E. Olivetti, D. Apelian, och R. Ayres, Ed. Springer, 2016. [Online]. Available: https://doi.org/10.1007/978-3-319-48768-7_12
- [44] V. Rizos, E. Righetti och A. Kassab, "Understanding the barriers to recycling critical raw materials for the energy transition: The case of rare earth permanent magnets," *Energy Reports*, vol. 12, ss. 1673-1682, Jul. 2024, <https://doi.org/10.1016/j.egy.2024.07.022>.
- [45] F. A. Administration, "Aviation maintenance technician handbook - powerplant," 2023. [Online]. Tillgänglig: <https://www.faa.gov/regulationspolicies/handbooksmanuals/aviation/faa-h-8083-32b-aviation-maintenance-technician>, Hämtad: 2025-03-05 .
- [46] E. U. A. S. Agency, "Easy access rules for air operation," 2023. [Online]. Tillgänglig: <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/easy-access-rules/>

- online-publications/easy-access-rules-air-operations?page=15&kw=Take-off#_DxCrossRefBm47994402, Hämtad: 2025-05-02.
- [47] ATR, "Atr-42-600 product brochure," u.å. [Online]. Tillgänglig: <https://www.atr-aircraft.com/aircraft-services/aircraft-family/atr-42-600/>, Hämtad: 2025-04-11.
- [48] A.B. Mosbah, R. Botez och T.M. Dao, "New methodology for the prediction of the aerodynamic coefficients of an atr-42 scaled wing model," 2014. [Online]. Tillgänglig: https://www.researchgate.net/publication/270961026_New_Methodology_for_the_Prediction_of_the_Aerodynamic_Coefficients_of_an_ATR-42_Scaled_Wing_Model, Hämtad: 2025-05-05.
- [49] A. for Students, "Lift and lift coefficient," 2025. [Online]. Tillgänglig: <https://www.aerodynamics4students.com/aircraft-performance/lift-and-lift-coefficient.php>, Hämtad: 2025-05-13.
- [50] F. Dubs, *Aerodynamik der reinen Unterschallströmung*. Springer Basel AG, 1979, ss. 189. [Online]. Tillgänglig: <https://www.scribd.com/document/642005700/Aerodynamik-der-reinen-Unterschallstromung-by-F-Dubs>, Hämtad: 2025-05-13.
- [51] N. Sultanov, "Atr 42 refresher," p. 556, 02 2022, [Online]. Tillgänglig: https://www.researchgate.net/profile/Nariman-Sultanov/publication/358777081_ATR_42_REFRESHER/links/6214e0bb08bee946f396ca8a/ATR-42-REFRESHER.pdf, Hämtad: 2025-05-13.
- [52] D. D.V. Pham, J. V. Bowles, C. Recine och S. Go, "Advanced turboprop transport aircraft modeling for the electrified powertrain flight demonstration project," 2023. [Online]. Tillgänglig: https://www.researchgate.net/publication/270961026_New_Methodology_https://ntrs.nasa.gov/citations/20230006542 Hämtad: 2025-05-05.
- [53] ATR, "Atr-42-600 fact sheet," u.å. [Online]. Tillgänglig: https://web.archive.org/web/20201021122542/http://1tr779ud5r1jjgc938wedppw-wpengine.netdna-ssl.com/wp-content/uploads/2020/07/Factsheets_-_ATR_42-600.pdf, Hämtad: 2025-04-11.
- [54] Heart Aerospace, "Heart aerospace unveils first full-scale demonstrator for 30-seat hybrid-electric airplane," [Online]. Sept. 2024. Tillgänglig: <https://heartaerospace.com/newsroom/heart-aerospace-unveils-first-full-scale-demonstrator-for-30-seat-hybrid-electric-airplane/> (hämtad: 2025-04-11).
- [55] E. P. Hartman och D. Biermann, "The aerodynamic characteristics of full-scale propellers having 2, 3, and 4 blades of clark y and r. a. f. 6 airfoil sections," 1938. [Online]. Tillgänglig: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19930091715>, Hämtad: 2025-02-28].
- [56] H3X Technologies, "Hpdm-2300 integrated motor drive," H3X Technologies, 2025. [Online]. Tillgänglig: <https://h3x.docsend.com/view/dda4dhwtisre3wta>, Hämtad: 2025-04-12.
- [57] Wright Electric, "Wright motor: The world's largest propulsion system for an electric aircraft," u.å. [Online]. Tillgänglig: <https://www.weflywright.com/motor> (hämtad: 2025-04-12).

- [58] Safran Group, “Engineus™ xl electrical motor: from 500kw to 1 mw,” march. 2023. [Online]. Tillgänglig: <https://www.safran-group.com/news/engineustm-xl-electrical-motor-500kw-1-mw-2023-03-23> (hämtad: 2025-05-02).
- [59] ZeroAvia, “Za2000 hydrogen-electric powertrain,” 2025, [Online]. Tillgänglig: <https://zeroavia.com/za2000/> (hämtad: 2025-04-12).
- [60] Safran Group, “Engineus™ electric propulsion system,” maj. 2025. [Online]. Tillgänglig: <https://www.safran-group.com/products-services/engineustm>, Hämtad: 2025-05-02).
- [61] C. Alcock, “Wright takes bae 146 fast-track to electric airliner market,” 2021, nov. 2021. [Online]. Tillgänglig: <https://www.ainonline.com/aviation-news/air-transport/2021-11-04/wright-takes-bae-146-fast-track-electric-airliner-market>, Hämtad: 2025-04-12).
- [62] Safran Group, “Safran creates four production lines for its electric motors,” 2023, [Online]. Tillgänglig: <https://www.safran-group.com/pressroom/safran-creates-four-production-lines-its-electric-motors-2023-06-19> (hämtad: 2025-05-02).
- [63] ZeroAvia, “Airframe manufacturers,” 2025. [Online]. Tillgänglig: <https://zeroavia.com/airframe-manufacturers/> (hämtad: 2025-04-29).
- [64] Y, ma, H. Zhang, B. Wu, M. Wang, X. Li och H. Zhang, , “Lithium sulfur primary battery with super high energy density: Based on the cauliflower-like structured c/s cathode,” *Scientific Reports*, vol. 5, ss. 14949, 2015, doi:10.1038/srep14949.
- [65] C. Alcock, “U.s. air force backs wright’s work on rechargeable thermal batteries,” *Aviation International News*, aug. 2024. [Online]. Tillgänglig: <https://www.ainonline.com/aviation-news/futureflight/2024-08-07/us-air-force-backs-wrights-work-rechargeable-thermal>, Hämtad: 2025-04-25.
- [66] M. Froese, “Wright electric developing ev battery with 1,000 wh/kg specific energy,” *EV Engineering Online*, okt. 2023. [Online]. Tillgänglig: <https://www.evengineeringonline.com/wright-electric-developing-ev-battery-with-1000-wh-kg-specific-energy/>, Hämtad: 2025-04-25.
- [67] Amprius Technologies, Inc., “Amprius technologies ships first commercially available 450 wh/kg, 1150 wh/l batteries,” Feb. 2022, tillgänglig: <https://amprius.com/about/news-and-events/amprius-technologies-ships-first-commercially-available-450-wh-kg-1150-wh-l-batteries/>, Hämtad: 2025-04-25.
- [68] I. Amprius Technologies, “The all-new amprius 500 wh/kg battery platform is here,” mar 2023, [Online] <https://amprius.com/the-all-new-amprius-500-wh-kg-battery-platform-is-here/> Hämtad: 2025-04-25.
- [69] M. Maisch, “Catl launches 500 wh/kg condensed matter battery,” *PV Magazine*, apr 2023, [Online]. <https://www.pv-magazine.com/2023/04/21/catl-launches-500-wh-kg-condensed-matter-battery/> Hämtad: 2025-04-25.
- [70] WALL-Y, “Elflyg är omöjligt... oj, vänta: Nytt batteri med hög energitäthet,” warp news, Maj. 2023. [Online]. Tillgänglig: <https://www.warpnews.se/energi/elflyg-ar-omojligt-oj-vanta-nytt-batteri-med-hog-energitathet/>, Hämtad: 2025-04-25.

-
- [71] A. Kondori, M. Esmaeilirad, A. M. Harzandi, R. Amine, M. T. Saray, m.fl., “A room temperature rechargeable Li_2O -based lithium-air battery enabled by a solid electrolyte,” *science*, vol. 379, nr. 6631, ss. 499-505, Feb. 2013, doi:10.1126/science.abq1347.
- [72] Park and fly arlanda, “Hur lång är landningsbanan på arlanda?” u.d. [Online]. Tillgänglig: <https://www.parkandflyarlanda.se/sv/Hur-lang-arlandningsbanan-pa-Arlanda> (hämtad: 2025-05-06).
- [73] S. K. AB, “Göteborg landvetter airport – förbereds för expansion,” u.d. [Online]. Tillgänglig: <https://issuu.com/b2bnyheter.se/docs/swedavia-2022/s/17695509> (hämtad: 2025-05-06).
- [74] E. Wikner och T. Thiringer, “Extending battery lifetime by avoiding high soc,” *Applied Sciences*, vol. 8, no. 10, 2018, [Online] <https://www.mdpi.com/2076-3417/8/10/1825> (Hämtad).
- [75] F.M. Nizam Uddin Khan, M. G. Rasul, A.S.M. Sayem och N. Mandal, “Maximizing energy density of lithium-ion batteries for electric vehicles: A critical review,” *Energy Reports*, i 7th International Conference on Renewable Energy and Conservation, vol. 9, ss. 12387–12408, Okt. 2023. [Online]. Tillgänglig: <https://doi.org/10.1016/j.egy.2023.08.069>.

A

Bilaga

All kod som används för simuleringar och analys är tillgänglig på:
<https://github.com/Lallbin/Elflyg.git>

Institutionen inom elektroteknik
CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA
Göteborg, Sverige
www.chalmers.se



CHALMERS