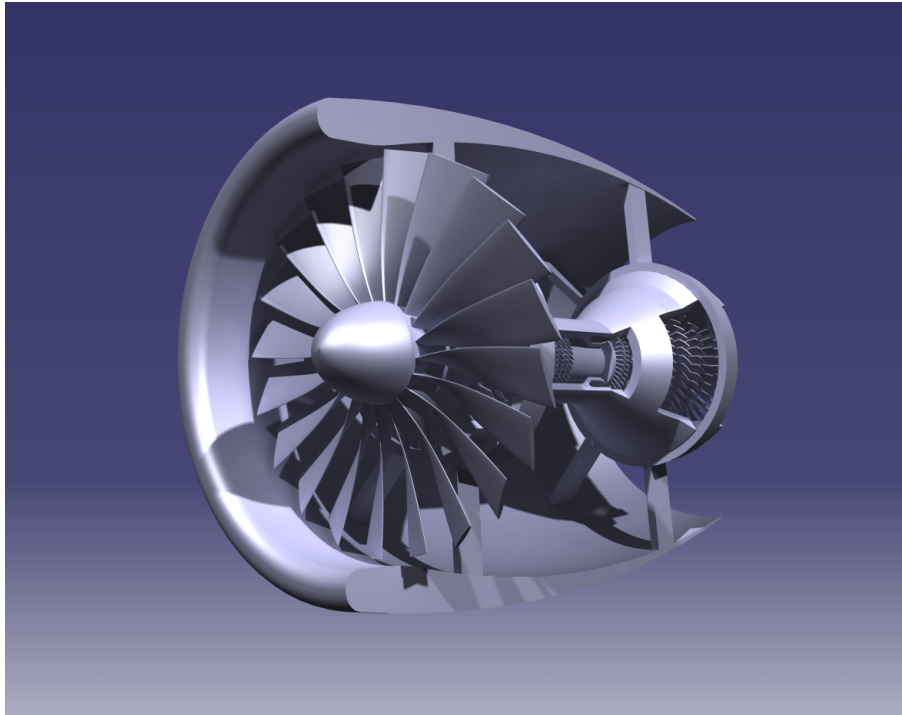




CHALMERS



Theoretical research and functional modelling of aircraft engines

Teoretisk undersökning och funktionsmodellering av flygmotorer

3D-printed functional model for educational purposes
3D-skriven funktionsmodell för användning i undervisning

Kandidatarbete inom Industri- och materialvetenskap

Sam Azadi Sofia Larsson
Gabriel Berg Viktor Larsson Rosén
Alice Eriksson William Svensson

Institutionen Industri- och materialvetenskap

CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA
Göteborg, Sverige 2024
www.chalmers.se

KANDIDATARBETE 2024

Theoretical research and functional modelling of aircraft engines

Teoretisk undersökning och funktionsmodellering av
flygmotorer

3D-printed functional model for educational purposes

3D-skriven funktionsmodell för användning i undervisning

SAM AZADI
GABRIEL BERG
ALICE ERIKSSON
SOFIA LARSSON
VIKTOR LARSSON ROSÉN
WILLIAM SVENSSON



CHALMERS

Institutionen Industri- och materialvetenskap

Divisionen för Produktutveckling

IMSX16-VT24-80

CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA

Göteborg, Sverige 2024

Theoretical research and functional modelling of aircraft engines
Teoretisk undersökning och funktionsmodellering av flygmotorer
3D-printed functional model for educational purposes
3D-skriven funktionsmodell för användning i undervisning
SAM AZADI, GABRIEL BERG, ALICE ERIKSSON, SOFIA LARSSON, VIKTOR
LARSSON ROSÉN, WILLIAM SVENSSON

© SAM AZADI, GABRIEL BERG, ALICE ERIKSSON, SOFIA LARSSON, VIKTOR LARSSON ROSÉN, WILLIAM SVENSSON, 2024.

Handledare: Julian Martinsson Bonde, doktorand inom Industri- och materialvetenskap

Examinator: Ola Isaksson, professor inom Industri- och materialvetenskap

Kandidatarbete 2024
Institutionen Industri- och materialvetenskap
Divisionen för Produktutveckling
IMSX16-VT24-80
Chalmers tekniska högskola
SE-412 96 Göteborg
Telefon +46 31 772 1000

Omslag: Rendering av funktionsmodell

Typuppsättning i L^AT_EX
Tryckt av Chalmers Reproservice
Göteborg, Sverige 2024

Theoretical research and functional modelling of aircraft engines
Teoretisk undersökning och funktionsmodellering av flygmotorer
3D-printed functional model for educational purposes
3D-skriven funktionsmodell användning i undervisning
SAM AZADI, GABRIEL BERG, ALICE ERIKSSON, SOFIA LARSSON, VIKTOR
LARSSON ROSÉN, WILLIAM SVENSSON
Institutionen Industri- och materialvetenskap
Divisionen för Produktutveckling
Chalmers tekniska högskola

Abstract

This report focused on studying and comparing new technologies in aircraft engines with today's conventional engines. By exploring research questions that examine current engine solutions in commercial aviation, assessing the relevance of new engine variants for further development, and investigating how a functional model of an aircraft engine can be designed to facilitate teaching, the group has gained a deeper understanding of aircraft engine performance and environmental sustainability.

The report identifies that turbofan and turboprop engines dominate commercial aviation today, while the trend continues towards electrification and hybridisation to reduce environmental impact. New engine variants, such as the Rolls Royce UltraFan and all-electric engines, show promising benefits in terms of lower emissions and improved performance compared to older engines. However, challenges remain to be overcome, particularly in battery technology to enable fully electric aircraft at longer distances.

The 3D-modelled functional model of a twin spool turbofan and open rotor engine has been designed to facilitate teaching and demonstrate basic engine functions. The model fulfills the main requirements and many of the requests in the requirements specification, but there is room for improvement, especially in weight and number of configurations.

Finally, with the ongoing development and research in aero engines, there is an exciting future for the aerospace industry where environmental sustainability and efficiency continue to be the drivers of innovation.

Sammanfattning

Denna rapport har fokuserat på att studera och jämföra nya teknologier inom flygmotorer med dagens konventionella motorer. Genom att utforska forskningsfrågor som granskar nuvarande motorlösningar inom kommersiellt flyg, bedöma relevansen av nya motorvarianter för vidareutveckling och undersöka hur en funktionsmodell av en flygmotor kan utformas för att underlätta undervisning, har gruppen fått en djupare förståelse för flygmotorers prestanda och miljömässigt hållbarhet.

Rapporten identifierar att turbofläkt- och turbopropmotorer dominerar de kommersiella flygen idag, medan utvecklingen fortsätter mot elektrifiering och hybridisering för att minska miljöpåverkan. Nya motorvarianter, som Rolls Royce UltraFan och helt elektriska motorer, visar lovande fördelar i form av lägre utsläpp och förbättrad prestanda jämfört med äldre motorer. Dock finns det utmaningar kvar att övervinna, särskilt inom batteriteknik för att möjliggöra helt elektriska flygplan på längre distanser.

Den modellerade funktionsmodellen av en tvåaxlig turbofläkt motor kan konfigureras om till en open rotor motor. Modellen har utformats för att underlätta i undervisning och demonstrera grundläggande funktioner i flygmotorer. Modellen uppfyller huvudkraven och många av önskemålen i kravspecifikationen, men det finns utrymme för förbättringar, speciellt inom vikt och antal konfigurationer.

Slutligen, med den pågående utvecklingen och forskningen inom flygmotorer, finns det en spännande framtid för flygindustrin där miljömässig hållbarhet och effektivitet fortsätter att vara drivkrafterna för innovation.

Nyckelord

Kommersiella flygmotorer, Gasturbin, Turbofläkt, Turboprop, Växlad Turbofläkt, UltraFan, Open rotor, Elektriska flygmotorer, Funktionsmodell, 3D-skrivning.

Förord

Kandidatarbetet görs vid institutionen Industri- och materialvetenskap på Chalmers tekniska högskola på vårterminen 2024. Arbetet har genomförts av civilingenjörstudenter inom Maskinteknik och Automation och Mekanik. Vi är tacksamma till vår handledare Julian Martinsson och examinator Ola Isaksson för den hjälp och vägledning de har gett oss under hela projektets gång. Även ett stort tack till eXPerimentverkstaden för användning av 3D-skrivare och svarvar för tillverkning av funktionsmodellen.

Sam Azadi, Gabriel Berg, Alice Eriksson, Sofia Larsson, Viktor Larsson Rosén, William Svensson, Göteborg, Maj 2024.

Akronymer

Nedan är listan över akronymer som har använts i detta arbetet listade i alfabetisk ordning:

BLI	Boundary Layer Ingestion
BPR	Bypass ratio
CAD	Computer Aided Design
FF	Forskningsfråga
GTF	Geared Turbofan
HP	High Pressure
HPC	High Pressure Compressor
HPT	High Pressure Turbine
IPC	Intermediate Pressure Compressor
IPT	Intermediate Pressure Turbine
LP	Low Pressure
LPC	Low Pressure Compressor
LPT	Low Pressure Turbine
SAF	Sustainable Aviation Fuel
TRL	Technology Readiness Level
UHB	Ultra-High Bypass
UHBR	Ultra-High Bypass ratio

Innehåll

Akronymer	ix
Figurer	xiii
Tabeller	xv
1 Introduktion	1
1.1 Syfte	1
1.2 Forskningsfokus	1
1.3 Omfattning och avgränsningar	2
1.4 Samhälleliga och etiska aspekter	2
2 Flygindustrins nuvarande tillstånd	5
2.1 Nuvarande marknad	6
2.2 Gasturbiner	7
2.2.1 Kompressorer	8
2.2.2 Förbränningskammare	9
2.2.3 Turbiner och avgasrör	10
2.2.4 Prestanda	11
2.3 Turbofläkt	12
2.4 Turbopropmotorer	14
3 Utveckling av tekniken	17
3.1 Växlad turbofläkt (GTF)	17
3.2 Rolls Royce UltraFan	18
3.3 Open rotor	19
3.4 Elektriska alternativ	20
3.5 Bränsle	22
4 Metod	25
4.1 Litteratursökning	25
4.2 Intervjuer	25
4.3 TRL	25
4.4 Funktionsmodell	26
5 Resultat	29
5.1 TRL analys	29

5.2	Datainsamling för jämförelse	30
5.2.1	Formler	31
5.3	Jämförelse	32
5.4	Funktionsmodell	36
5.4.1	Kravspecifikation	36
5.4.2	Design	37
5.4.3	3D-skrivning	39
5.5	Intervjuresultat	39
5.5.1	Intervju 1: GKN	39
5.5.2	Intervju 2: Fokker F50 pilot	41
6	Diskussion	43
6.1	Svar på forskningsfrågor	43
6.1.1	Forskningsfråga 1	43
6.1.2	Forskningsfråga 2	44
6.1.3	Forskningsfråga 3	46
6.2	Utvärdering av funktionsmodell	46
7	Slutsats	49
	Litteraturförteckning	51
A	Bilaga A. Motor specifikationer	I
B	Bilaga B. Kravspecifikation	V
C	Bilaga C. CAD figurer	VII
D	Bilaga D. 3D-skrivning	XXI

Figurer

2.1	Simplifierat schematiskt diagram för en flygplansmotor. Siffrorna res- presenterar olika stegen luften går in.	7
2.2	Joule-Braytons pV-samt Ts-diagram. Modifierad från (Andrz9j~commonswiki, 2007). CC BY-SA 3.0.	8
2.3	Schematiskt diagram för en flygplansmotor. Siffrorna respresenterar olika stegen luften går in.	10
2.4	Schematisk bild av en gasturbin (Nord68, 2023). CC BY-SA 4.0. . . .	11
2.5	Framsidan av turbofläktmotor, CFM International LEAP-1A, monterad på en Airbus A320neo.	12
2.6	Framsidan av äldre turbofläktmotor, CFM International CFM56-B, monterad på en Airbus A320ceo.	13
2.7	Baksidan av äldre turbofläktmotor, CFM International CFM56-B, monterad på en Airbus A320ceo.	13
2.8	BPR (α). Modifierad från (Emoscopes, 2006). CC BY 2.5.	14
2.9	Framsidan av turbopropmotor, Pratt & Whitney PW100, monterad på en Fokker F50.	15
3.1	Framsidan av växlad turbofläktmotor, Pratt & Whitney PW1000G, monterad på en Airbus A320neo.	18
3.2	Baksidan av växlad turbofläktmotor, Pratt & Whitney PW1000G, monterad på en Airbus A320neo.	18
3.3	Open rotormotor från Safran, (Tiraden, 2017). CC BY-SA 4.0.	20
5.1	TRL	30
5.2	Kvadrantdiagram NO_x , CO utsläpp, se tabell 5.1.	32
5.3	Kvadrantdiagram dragkraft till viktförhållande, bränsleflöde, se tabell 5.2	33
5.4	Kvadrantdiagram bränslekapacitet, räckvidd, se tabell 5.3.	34
5.5	Ljudnivå, se tabell 5.4.	35
5.6	Kärna	38
B.1	Kravspecifikation	V
C.1	Sprängskiss av turbofläktmotor	VIII
C.2	Nacelle för turbofläktmotor, främre del	IX
C.3	Nacelle för turbofläktmotor, bakre del	IX
C.4	Nacelle för open rotor motor, främre del	X

C.5	Nacelle för open rotor, bakre del	X
C.6	Open rotor propellerbladblad	XI
C.7	Open rotor propeller	XII
C.8	Fläkt för turbofläktmotor	XIII
C.9	Motorkärna	XIV
C.10	Hölje för motorkärna	XV
C.11	Turbofläktmotor, hel, från sidan	XVI
C.12	Turbofläktmotor, hel, sett från en vinkel	XVII
C.13	Open rotormotor, sett från sidan	XVIII
C.14	Open rotormotor, sett från en vinkel	XIX
D.1	Kärnans hölje	XXII
D.2	Turbin och kompressorhjul	XXIII

Tabeller

4.1	TRL-skala (Kopierad från (Ilenia Bruno et al., 2020))	26
5.1	NO_x , CO utsläpp för figur 5.2.	33
5.2	Dragkraft till viktförhållande, bränsleflöde för figur 5.3.	34
5.3	Bränslekapacitet, räckvidd för figur 5.4.	35
5.4	Ljudnivå för figur 5.5.	36
A.1	Tabell över de vanligaste turbofläktmotorerna och deras specifikationer	I
A.2	Referenser för Tabell	I
A.3	Data för jämförelse	II
A.4	Referenser för motorer i Tabell A.3	II
A.5	Referenser för flygplan i Tabell A.3	III

1

Introduktion

Inom flybranchens snabbväxande värld sker konstanta förändringar, särskilt inom turbofläktmotorer. Utöver bara hastighet och effektivitet ligger fokus nu på hållbarhet, miljöpåverkan samt förbättringen av passagerarupplevelsen (Brouckaert et al., 2018). Det finns ett brett urval av flygmotorer som är anpassade för olika ändamål, till exempel turbofläktmotorer som används mycket inom passagerarflyg och jetmotorer som används mycket inom överljudsplan. Denna rapport utforskar framtiden för motorer inom civil luftfart och analyserar hur kommande utvecklingar kommer omforma branschen.

1.1 Syfte

Syftet med arbetet är att studera ny teknik inom flygmotorer och hur dessa kan jämföras med dagens konventionella flygmotorer. Syftet är även att designa och tillverka en funktionsmodell av en flygmotor. Anledningen till undersökningen och funktionsmodellen är att det finns ett behov av en modell inom forskning och undervisning för att kunna demonstrera dels hur en flygmotor fungerar, dels olika nya tekniker.

1.2 Forskningsfokus

På grund av de höga kraven kring framtidens miljömål behöver tillverkaren inom flygindustri att anpassa och utveckla nya teknologier. Detta är nödvändigt för att bibehålla konkurrenskraften och för att vara en del av drivkraften mot en mer hållbar flygindustri. Syftet med denna forskning är att utvärdera prestanda och hållbarhet för dessa nya flygmotorer och utöver detta att utveckla en modell med vilket studenter och forskare kan förstå och utvärdera nya designkoncept. Forskningsfrågorna (FF:borna) som detta arbetet tar upp är följande:

FF1 *Hur ser nuvarande motorlösningar ut i kommersiellt flyg?*

Syftet med **FF1** är att skapa en förståelse och utgångspunkt inom flygplansmotorer som används idag inom kommersiella passagerarflygplan. Detta görs också för att sedan i **FF2** kunna jämföra med de nya motorvarianterna.

FF2 *Vilka av de nya motorvarianterna är relevanta för vidareutveckling, och varför?*

FF2 är formulerad för att skapa en bild av vilka av de nya framsteg som utvecklas inom flygtekniken idag, som är mest framtidssäkra inom effektivitet och miljövänlighet. Denna frågan motiveras av behovet av studenter och forskare att förstå hur motorer inom flygindustrin utvecklas.

FF3 *Hur kan en flygplansmotor modelleras för att underlätta undervisning?*

FF3 görs för att uppfylla behovet av att tillhandahålla en konkret representation av en konventionell flygmotor (**FF3**), som fungerar som grunden för att visa upp nya motorvariationer (**FF2**) inom både forsknings- och utbildningssammanhang. Syftet är att utveckla en omfattande 3D-skriven funktionsmodell som integrerar insikter från **FF1** och **FF2**, vilket underlättar ökad förståelse och engagemang i utforskningen av flygmotorteknik.

1.3 Omfattning och avgränsningar

Forskningen är avgränsad till att endast fokusera på motorer inom kommersiellt bruk. Dessutom är denna forskning begränsad inom teknik som har nått minst nivå 4 på Technology Readiness Level (TRL)-skalan.

1.4 Samhälleliga och etiska aspekter

Den största samhälleliga och etiska aspekten för projektet är miljöpåverkan från flygmotorer, vilket är den drivande faktorn bakom undersökningen. I rapporten kommer miljöpåverkan vid användning av flygmotorerna.

Ett av projektets syften är att undersöka hur flygmotorer kan göra mindre skada ur en miljösynpunkt. Projektet syftar även till att skapa en eller flera funktionsmodeller för användning i undervisningssyfte. Här är det viktigt att modellerna är sanningsenliga och använda på ett sätt som inte lär ut felaktigheter. En annan aspekt är att göra funktionsmodellen så tillgänglig som möjligt för att kunna tillgodose även personer med funktionsvariationer informationen, exempelvis att ta färgblindhet i beaktning.

För projektet är en viktig aspekt att vara varsam vid hantering av personuppgifter och annan känslig data. Detta kommer troligtvis vara mest relevant vid eventuella intervjustudier. För att detta ska ske korrekt bör gällande regler för hantering av personuppgifter följas, samt att all information som används i projektet har en skriftlig bekräftelse från den intervjuade.

Det resultat gruppen har som mål är att hitta de arkitekturer kopplade till flygmotorer som kan resultera i att framtidens flygmotorer är mer hållbara än de som används idag. Där är alltså nyttan mindre miljöpåverkan från flygtrafik. Från konstruktionen av en funktionsmodell är den stora nyttan att ge större förståelse för

de grundläggande funktionerna i en flygmotor och skillnader mellan olika typer av motorer. Som tidigare nämnt kan resultaten vara skadliga ifall exempelvis funktionsmodeller är felaktiga eller konstruerade på ett sätt som inte tar tillgänglighet i åtanke.

2

Flygindustrins nuvarande tillstånd

Flygmotorer är ett område där mycket händer idag. Anledningen till detta är främst klimatförändringar där flygindustrin står för cirka 3 % av globala koldioxidutsläpp. Flygtransport växer även med cirka 5 % per år, vilket vidare ger vikt åt forskning inom området. En rad mål kallade ACRE 2020 har satts inom flygindustrin. Dessa mål är en minskning av bränsleförbrukning och koldioxidutsläpp med 50 %, en minskning av kväveoxidutsläpp med 80 %, en minskning av ljudnivå med 50 % och en förbättrad miljöpåverkan under livscykeln av flygplan och relaterade produkter. Ett projekt som startats för att nå dessa mål är Clean Sky där en rad olika koncept tagits fram och analyserats. Projektet har över 600 partners i 24 Europeiska länder där målet utöver hållbarhet även är att se till så att den Europeiska flygindustrin är fortsatt konkurrenskraftig (Clean Sky, 2016). Även det amerikanska Federal Aviation Administration har satt ett rad mål för sin flygindustri som liknar de satta av den europeiska European Union Aviation Safety Agency, EASA, men där de även nämner användning av Sustainable Aviation Fuel (SAF) samt elmotorer inom kortdistansflyg. Planen för att nå dessa mål heter 2021 Aviation Climate Action Plan (Federal Aviation Administration, 2021).

Även forskning inom väte som ett flygbränsle är aktuellt. Ett projekt som drivs av Clean Sky 2 och Fuel Cells & Hydrogen 2 visade att vätgas kan användas för att driva flygmotorer genom bränsleceller, förbränning i gasturbiner eller som komponent i syntetiska bränslen redan 2035. De visade även att den extra kostnaden per person för kortdistansflyg blir mindre än 20 USD per passagerare och att det kan minska miljöpåverkan med 50 till 90 %. För att vara relevant för användning i större skala krävs dock mer forskning och utveckling av bränsleceller och flytande vätgastankar, men även bättre infrastruktur för produktion och distribuering av vätgas (Clean Aviation, 2020).

Slutligen finns det även en ekonomisk aspekt då en högre bränsleeffektivitet ger en ekonomisk vinning. Ämnet är därför intressant för många parter såsom lärosäten som undervisar samt forskar inom ämnet, flygmotortillverkare och flygbolag som ser en ekonomisk vinning samt befolkningen i allmänhet som både flyger och påverkas av klimatförändring. Ämnet kan även relateras till den mer generella diskussionen om klimat- och miljöpåverkan som är en av de största politiska frågorna idag.

2.1 Nuvarande marknad

För att kunna jämföra och utvärdera nya lösningar behöver landskapet idag identifieras och studeras. Baslinjen för dagens turbofläktmotorer tas fram genom att se vad som i högst grad produceras just nu inom industrin och utvärderas baserat på orderinformation från 2023. Detta görs genom att undersöka de två ledande producenterna av flygplan, Airbus och Boeing (Statista, 2021). De båda producerar flygplan inom kort- till mediumdistans samt långdistansflyg och när jämförelsen görs definieras kort- till mediumdistans som upp till 9000 km, och långdistans som upp till 18 000 km. Enligt respektive producents orderinformation var deras mest beställda modeller inom kategorin kort till medium distans 737 för Boeing med 887 beställningar (Boeing, 2024b) samt A320 för Airbus, med 1675 beställningar (Airbus, 2024d). För långdistansflygplan var det 787 Dreamliner för Boeing med 301 beställningar (Boeing, 2024b) samt A350 för Airbus med 281 beställningar (Airbus, 2024d) som var deras populäraste modeller.

De fyra ledande flygplansmodellerna delar till viss del motorproducenter, men då vissa modeller erbjuder variationer med olika motorer använder de tillsammans fyra olika turbofläktmotorer från fyra olika producenter. Vissa använder samma basmodell med små variationer för att anpassas till de olika planen, men är i grunden samma motor. De två vanligaste planen för kort- till mediumdistans 737-MAX och A320 använder motorn LEAP från företaget CFM International, i två olika variationer, som sett i Tabell A.1. Detta är en tvåaxlig turbofläkt med en hög bypass ratio (BPR), vilket innebär att de har en högtryckskompressor (HPC) kopplat med en högtrycksturbin (HPT), samt en lågtryckskompressor (LPC) med en lågtrycksturbin (LPT). Det finns även en relativt ny variation för flygplanet A320 som erbjuder en växlad tvåaxlig turbofläkt, som leder till en mer optimal hastighet för kompressorerna och kan erbjuda en högre BPR. Som visat i bilaga A.1 har den just nu högst BPR av de vanligaste motorerna presenterade i detta kapitel.

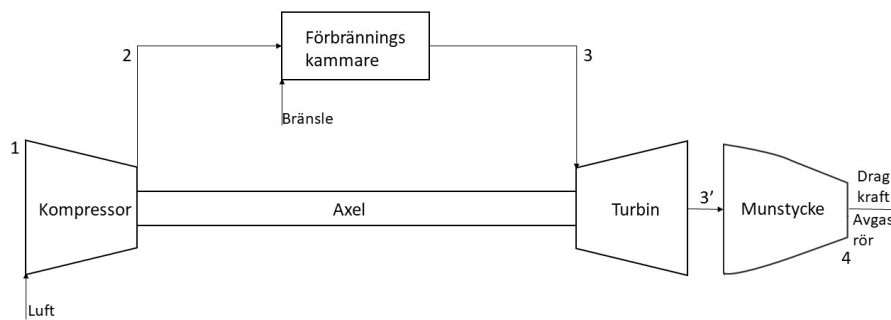
För planen som används för långdistansflyg, A350 och 787 Dreamliner är det Rolls Royce som till störst del producerar deras motorer. De har olika variationer på Trent motorn som är en treaxlig motor med hög BPR. Detta innebär att utöver att den har kompressorer och turbiner för lågt och högt tryck finns det även ett mellansteg. Som kan ses i bilaga A.1 genererar dessa motorer ungefär tre gånger så hög dragkraft vid lyftning. Det finns även här vissa avvikelser då Boeing erbjuder 787 Dreamlinermodellen med en motor från GE Aerospace, kallad GENx. Den delar mycket med CFM Internationals LEAP-motorer, särskilt LEAP-1A, då det är en tvåaxlig motor med liknande antal steg både för kompressorer och turbiner. Den största skillnaden är att den har en relativt låg BPR, LEAP-1A har 11:1, jämfört med GENx som har 8.8:1, även detta visat i bilaga A.1.

Sammanfattningsvis har motorerna på dagens marknad två eller tre axlar och BPR, där de ligger mellan 8.6:1 som minst och 12.5:1 som mest. Majoriteten förblir oväxlade men den växlade turbofläktmotorn har börjat ta sig in på marknaden.

2.2 Gasturbiner

Gasturbinen uppfanns 1939 och är där med en av de yngre energiomvandlarna inom teknikens värld. Samma år lyfte det första gasturbindrivna flygplanet för första gången. En gasturbin är en förbränningsmotor med kontinuerlig förbränning, vilket skiljer sig från den intermittenta förbränningen funnen i en Diesel eller Otto cykel som tillämpas i de flesta förbränningsmotorer (Langston, 2004).

En schematiskt baslinje för en gasturbinflygplansmotor visualiseras i figur 2.1. Den består av en kompressor som trycksätter insugsluften, en kammare som antänder den komprimerade luften med bränsle och slutligen en turbin som expanderar denna blandning. Kompressorn och turbinen är monterad i varandra genom en axel. Gasflöde av hög temperatur lämnar turbinen och accelererar ut genom ett munstycke, vilket producerar dragkraft. Drivkraften genereras när massflödesmomentet ökar från motorinloppet till motorutloppet multiplicerat med flyghastigheten. Gasturbinmotorers dragkraft som används i flygfordon kan variera (Langston, 2004). Motorn med den högsta dragkraften i aktivt bruk är GE Aerospace's GE90-115B som driver Boeing 777-300ER med en maximal dragkraft på 569 kN (GE Aerospace, 2024).



Figur 2.1: Simplifierat schematiskt diagram för en flygplansmotor. Siffrorna representerar olika stegen luften går in.

Den ideala Joule-Brayton-cykeln, vilket visas grafiskt i figur 2.2, som ett pV- samt Ts-diagram är en representation av egenskaperna hos en fixerad mängd luft när den passerar genom en gasturbin. Verkningsgraden som resulteras är i dagsläget runt 40-60 % beroende på motorn. Ekvationen för verkningsgraden av den ideala cykeln är,

$$\eta_B = 1 - \frac{T_4}{T_3} = 1 - \frac{1}{r^{k-1/k'}}, \quad (2.1)$$

där T_4 och T_3 motsvarar temperaturen i enheten Kelvin i punkt tre samt fyra i

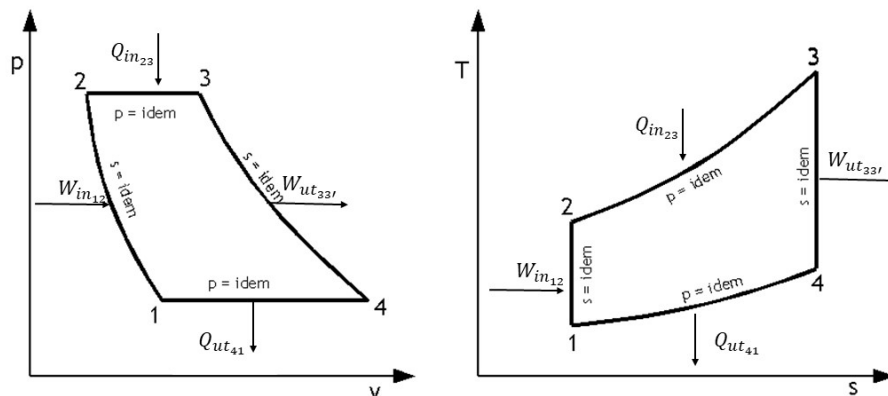
figur 2.2.

$$k = \frac{c_p}{c_v}, \quad (2.2)$$

motsvarar förhållandet av den specifika värmekapacitet för den ideala gasen. Slutligen är,

$$r = \frac{P_2}{P_1}, \quad (2.3)$$

kompansionsförhållandet i punkt två genom punkt ett. Genom ekvation 2.1 kan man dra slutsatsen att den termiska verkningsgraden ökar när turbinens inloppstemperatur, T_3 , och kompressorns tryckförhållande ökar. Moderna gasturbinmotorer har tryckförhållanden på 40:1-50:1 (MTU Aero Engines, 2024; Rolls-Royce, 2024a) och gasinloppstemperaturer i turbinen, se steg 3 i figur 2.2, som kan uppnå 1650°C (Langston, 2004).



Figur 2.2: Joule-Braytons pV-samt Ts-diagram. Modifierad från (Andrz9j~commonswiki, 2007). CC BY-SA 3.0.

2.2.1 Kompressorer

Den första kompressorn, högtryckskompressor (HPC), sitter djupt inuti motorn och är den kompressorn som startas först vid startsekvensen av motorn. Den fungerar endast med extremt tryckluft, vilket är anledningen till att turbofläktmotorer behöver en extern tryckluftskälla för att starta. (Saravanamuttoo et al., 2017). Den andra kompressorn är en lågtryckskompressor (LPC) och är direkt kopplad till den

synliga fläkten framtill. Rotationshastigheten för dessa kompressorer är märkta som N_1 för LPC:n och N_2 för HPC:n, N_1 och N_2 uttrycks i procentenhet (Farokhi, 2014). De flesta motorer i bruk är så kallade två spolmotorer där två axlar kopplar lågtryckskomponenterna till högtryckskomponenterna (Saravanamuttoo et al., 2017). Flygplansmotorer integrerar oftast en axialkompressor. Denna typ av kompressor är sammansatt av flera steg, där varje steg består av en uppsättning roterande blad, kallad vingprofil, och en uppsättning av stationära blad, kallad statorer. Konfigurationen är utformad för att komprimera flödet när det avancerar genom varje steg. Fel design i kompressorn kan leda till stall i bladen eller flödesseparation, vilket leder till kompressorumpning (Langston, 2004). Kompressorumpning är ett fenomen där luftflödet byter riktning genom kompressorn och beror på att tryckgradienten jobbar emot flödesriktningen och att skillnaden mellan flödesriktningen och bladvinkeln blir för stor. Detta händer oftast när massflödet och eller hastigheten på kompressorn inte är i ett område där kompressorn är designad för att arbeta. För att styra luftflödesriktningen har motorer inloppsledskolvar och många även variabla sådana. Detta tillåter kompressorn att arbeta bättre i områden som den inte är designad för, vilket minskar risken för kompressorumpning (Saravanamuttoo et al., 2017).

2.2.2 Förbränningskammare

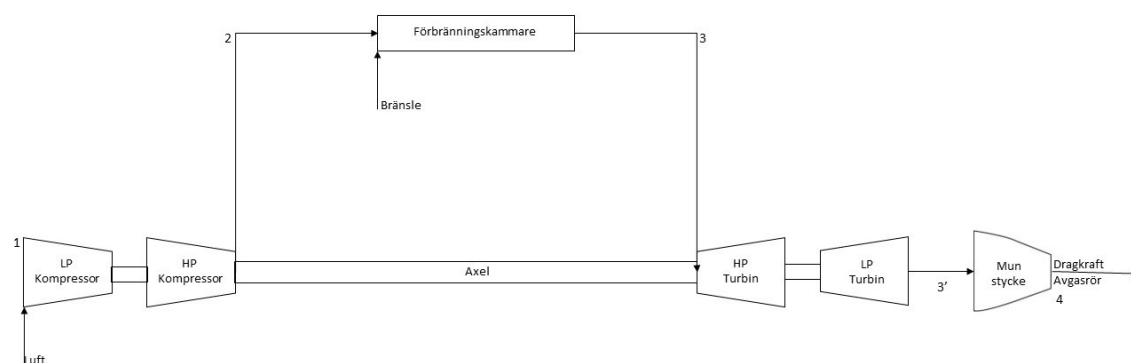
Det finns en del varianter av förbränningskammare som tillämpas i gasturbiner men majoriteten av moderna flygmotorer använder annular combustion chambers (JetX Engineering, 2024). Högtrycksluften lämnar kompressorn och går in i gasturbinens brännkammare, där det inom ett begränsat utrymme och vid höga flödeshastigheter tillförs värme genom förbränning av bränsle, antingen gas eller vätska. På grund av de förhöjda temperaturerna i brännkammaren är regelbundna inspektioner nödvändiga och komponenter kan behöva repareras eller bytas ut under gasturbinens livslängd. I jämförelse med andra tidigare nämnda diesel- eller bensinmotorer har gasturbiner särskilt låga nivåer av förbränningsföroreningar, inklusive oförbränt bränsle, kolmonoxid (CO), kväveoxid (NO_x) och rök (Langston, 2004). Den främsta fördelen med annular combustors ligger i dess förmåga att uppta endast 75 % av det utrymme som krävs av andra typer av förbränningskammare för samma effektbehov. I motsats till dessa alternativ är ytarean som utsätts för höga temperaturer i denna brännare betydligt lägre, vilket resulterar i cirka 15 % mindre luft som behövs för kylning. Minskningen av den kylda luften leder till en ökning av förbränningseffektiviteten, vilket möjliggör fullständig bränsleförbränning och förhindrar utsläpp av kolmonoxid i atmosfären.

Mängden bränsle som strömmar in i förbränningskammaren är relaterad till den önskade temperaturökningen. Detta är dock begränsat av de termiska egenskaperna hos materialen som används i turbinen och avgasmunstycket. Eftersom den komprimerade luften som lämnar kompressorn redan har en förhöjd temperatur sträcker sig den önskade temperaturökningen som åstadkoms enbart av förbränningskammaren

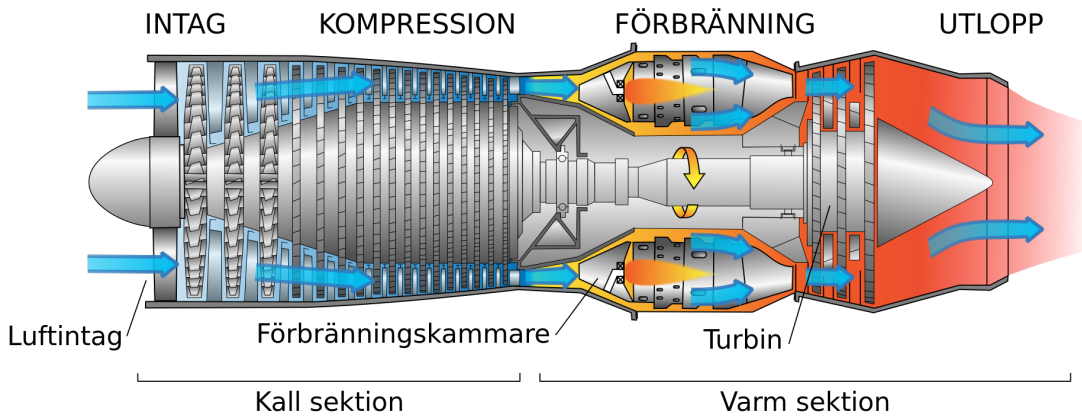
typiskt mellan 500°C och 800°C (JetX Engineering, 2024).

2.2.3 Turbiner och avgasrör

Det primära målet för en turbin är att leverera den kraft som kompressorn behöver. Även i motorer där avgaser inte är det huvudsakliga framdrivningsmedlet, som i turbopropmotorer, vilket kommer att förklaras i detalj i kapitel 2.4, fortsätter turbiner att användas för att generera kraften för att driva propellrarna. Detta åstadkoms genom gradvis expansion av den heta högtrycksatta luften från förbränningskammaren (JetX Engineering, 2024). Att designa och driva turbiner är vanligtvis mindre utmanande jämfört med kompressorer, eftersom flödet expanderar i en generellt gynnsam tryckgradient. I synnerhet kräver axialturbiner färre steg än en axialkompressor för att uppnå samma tryckförändringsstorlek. Komplexiteten i turbindesign och tillverkning är i kravet att garantera livslängden hos turbinkomponenter, vilket utsätts för högtemperaturgasflöde. Att säkerställa hållfasthet är särskilt viktigt i det inledande turbinskedet, där temperaturen når sina högsta nivåer (Langston, 2004). Varje jetmotor har ett avgassystem för att styra turbinens avgaser till atmosfären. Detta beror på att det är hastigheten och trycket hos dessa avgaser som genererar dragkraften som driver flygplanet framåt. Kommersiella flygmotorer har ett fast avgasmunstycke som konvergerar något för att stöda flödet, det vill säga accelerationen av avgaser (JetX Engineering, 2024). I figur 2.3 och figur 2.4 visas ett mer realistiskt schematiskt diagram samt detalj av komponenter för en gasturbin.



Figur 2.3: Schematiskt diagram för en flygplansmotor. Siffrorna resresenterar olika stegen luften går in.



Figur 2.4: Schematisk bild av en gasturbin (Nord68, 2023). CC BY-SA 4.0.

2.2.4 Prestanda

Dragkraft mäts i Newton (N), medan axeleffekt ofta mäts i Watt (W). Som tidigare nämnt beror dragkraften på mängden luft som kommer in i motorn och den acceleration som uppnås när den lämnar avgaserna. Det är viktigt att notera att dessa egenskaperna påverkas av flygplanets hastighet, höjd och atmosfäriska förhållanden. Ur ett designperspektiv är målet att uppnå högsta dragkraft till vikt förhållande samtidigt som den specifika bränsleförbrukningen minimeras. I den mest grundläggande formen kan dragkraft definieras som följande,

$$T = \dot{M}(V_j - V), \quad (2.4)$$

där \dot{M} är massflödet, V_j är avgashastigheten och V är flygplanet hastighet. Dock finns det en mer relevant formel för att beräkna dragkraften, vilket beskrivs,

$$T = \dot{M}(V_j - V) + (P_8 - P_0)A. \quad (2.5)$$

I denna ekvation är P_8 det statiska trycket över munstycket som befinner sig vid avgasröret efter turbinen, P_0 är atmosfärstrycket och A är munstyckets tvärsnittsarea.

Att få en exakt mätning och ett värde som kan itereras för att beräkna ett flygplans dragkraft är utmanande på grund av de många yttre faktorerna. En utmaning är hastigheten på flygplanet och intake momentum drag som motorn orsakar när den producerar dragkraft. Om V_j är ett statisk värde i ekvation 2.4, då avgashastigheten inte kan ökas efter en viss gräns, och V ökas, då mer luft sugas in ju mer dragkraft man producerar, kan man konkludera att motorn förlorar dragkraft när farten på flygplanet ökar. En ytterligare utmaning är höjd. När ett flygplan börjar klättra, sjunker trycket i luften. Tryckfallet motsvarar i första hand mängden luft som kommer in i motorn för ett givet antal varv per minut minskas, vilket i sin tur

begränsar bränsleflödet. Moderna plan är utrustade för att sänka sitt bränsleflöde med ett automatiserat bränsleflödeskontrollsystem, vilket också minskar dragkraften.

Det finns många aspekter av gasturbiner som kan och har förbättras under åren. Dessa förbättringar har för det mesta varit inom effektiviteten och därigenom minimerade bränsleförbrukning, utsläpp och buller. För att uppnå dessa förbättringar har mycket utveckling skett inom det totala tryckförhållandet, turbinens inloppstemperatur, BPR och fläkttryckförhållandet av motorn (Saravanamuttoo et al., 2017). Utvecklingen inom detta område täcks från avsnitt 2.3 till 3.3.

2.3 Turbofläkt

Denna del kommer att fördjupa sig i grunderna för turbofläktmotorer, vilket är den modernaste varianten av den grundläggande gasturbinmotorn, se figur 2.5 för en modern variant av en turbofläkt samt figurer 2.6 och 2.7 för en äldre variant. Liksom sina föregångare består en turbofläktmotor av ett komplett aggregat inklusive gasgenerator, vilket beskrivs i avsnitt 2.2.



Figur 2.5: Framsidan av turbofläktmotor, CFM International LEAP-1A, monterad på en Airbus A320neo.



Figur 2.6: Framsidan av äldre turbofläktmotor, CFM International CFM56-B, monterad på en Airbus A320ceo.

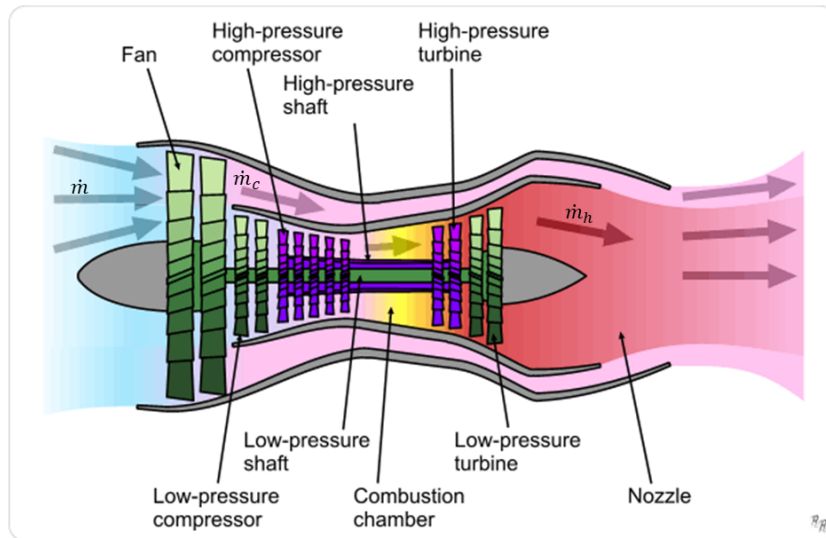


Figur 2.7: Baksidan av äldre turbofläktmotor, CFM International CFM56-B, monterad på en Airbus A320ceo.

Enligt Hall (2021) har den vanligaste konfigurationen av en turbofläktmotor två spolar, en för fläkten och en för kärnkomponenterna. Vissa avancerade turbofläktmotorer kan ha extra spolar för att ytterligare förbättra effektiviteten. När man undersöker turbofläktmotorer introduceras två ytterligare viktiga parametrar utöver gasturbinens bypass ratio (BPR) och fläktrycksförhållandet, nämligen BPR, betecknat som α , och representerar proportionen mellan flödes hastigheten i fläktens bypass kanal (\dot{m}_c) och gasgeneratorn (\dot{m}_h), vilket är kärnan i motorn. Detta förhållande kan beskrivas med ekvationen,

$$\alpha = \dot{m} - \frac{\dot{m}}{\dot{m}_h} = \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_h}, \quad (2.6)$$

och illustreras i figur 2.8. Enligt MacIsaac et al. (2011) har turbofläkt BPR gått från 5:1 i 1970 till runt 11:1 i 2015. Ur figur 2.7 och 3.2, samt data i tabell A.3, går det tydligt notera hur BPR:n har ökat under turbofläktens utveckling, med Pratt & Whitney PW1000G i figur 3.2 som har en betydligt större BRP.



Figur 2.8: BPR (α). Modifierad från (Emoscopes, 2006). CC BY 2.5.

Saravanamuttoo et al. (2017) förklarar att i turbofläktmotorn går ett segment av det totala luftflödet förbi kärnan innan det går ut genom ett separat munstycke. Detta resulterar i att dragkraften består av två element: kallströmsdragkraften och varmströmsdragkraften. Turbofläktmotorer kännetecknas därför vanligtvis av deras BPR, vilket bestäms genom att jämföra det kalla flödet genom bypass kanalen mot det varma flödet vid ingångspunkten för HP-kompressorn.

Enligt Farokhi (2014) kvantifierar fläkttrycksförhållandet, π_f , förändringen i det totala trycket över fläktsteget. Specifikt representerar det förhållandet mellan det totala trycket vid fläktutgången och det totala trycket vid fläktinloppet. Detta förhållande kan beskrivas med ekvationen,

$$\pi_f = \frac{p_{t1}}{p_{t2}}. \quad (2.7)$$

Detta förhållande ger ett mått på tryckökningen som uppnås av fläktsteget, vilket är en kritisk faktor för att bestämma motorns prestandaegenskaper såsom dragkraft, bränsleförbrukning och effektivitet.

Det finns andra varianter på flygmotorer som används inom kommersielltflyg och följande kapitel kommer att täcka detta.

2.4 Turbopropmotorer

Turboprop är en gasturbinmotor som fungerar genom att komprimera, antända med hjälp av bränsle och sedan expandera gas för att driva en axel som i sin tur driver en

propeller framtill på motorn, figur 2.9 visar framsidan på en typisk turbopropmotor.



Figur 2.9: Framsidan av turbopropmotor, Pratt & Whittney PW100, monterad på en Fokker F50.

Propellern drivs genom en växellåda som sänker hastigheten på propellern jämfört med turbinen. Det är framförallt propellern som ger dragkraft även om en mindre del av kraften kommer från luften som strömmar igenom turbinen. Detta kan visualiseras med formeln,

$$TP = (SP)\eta_{pr} + FC_a, \quad (2.8)$$

där TP står för dragkraft, SP står för axeleffekt, η_{pr} står för propellerverkningsgrad och F står för kraften som den genomströmmande luften genererar. Eftersom att SP är mycket större än F blir propellerverkningsgraden väldigt viktig för en turboprop. Verkningsgraden beror mycket på flygförhållanden såsom höjd och hastighet, där turbopropmotorer fungerar bättre vid lägre hastigheter och höjder. Turbopropmotorer är i regel effektiva upp till mach 0.6 vilket är den stora andelen till att de inte används i samma utsträckning som turbofläktmotorer som är effektivare vid högre hastigheter (Saravanamuttoo et al., 2017).

Ny forskning görs även inom turpopmotorer då dessa används mycket inom regionala flyg där hastigheter, höjder och distanser är små. Ett sådant program, Clean Sky 2, existerar och drivs av Safran Helicopter Engines. Motorn som skall byggas är baserad på kärnan från en turboshaftmotor vilket är en motor som används i helikoptrar. Kärnan skall modifieras så att den är bättre lämpad för en turbopropmotor samt integreras med en nytänkande växellåda. Detta skall sänka CO_2 produktionen med 15 % till 23 %. Med detta skall även bränslekonsumtion och ljudnivå sänkas, vilket sänker driftkostnaderna för flygbolagen (Brouckaert et al., 2018).

3

Utveckling av tekniken

Som nämnts i tidigare kapitel händer det mycket inom flygmotorer idag och mycket ny teknik tas fram med syftet att förbättra motorerna i olika aspekter. Följande kapitel kommer att presentera en rad nya koncept och tekniker samt förklarar hur dessa fungerar.

3.1 Växlad turbofläkt (GTF)

En variant av turbofläktmotorn är växlad turbofläkt eller GTF, vilket står för Geared Turbofan, se figurer 3.1 och 3.2 för bilder på motorn. En GTF skiljer sig från en konventionell turbofläktmotor genom en planetväxel som sänker varvtalet på fläkten så att den inte behöver rotera lika fort som lågtrycksturbinen. En sådan här motor finns idag i drift nämligen en motor från Pratt & Whitney. Planetväxeln i denna motor växlar ner fläkten med cirka 3:1 vilket sänker varvtalet från 9000 rpm till 3200 rpm. Detta betyder att både fläkten och kompressorn kan rotera i optimal hastighet, vilket tillåter en högre BPR med större fläkt då hastigheten på fläktspetsarna sänks (Mohd Tobi and Ismail, 2016).

För hög hastighet på fläktspetsarna medför flera problem. Ett av problemen är att luftmotståndet ökar kraftigt med ökad hastighet, vilket betyder att motorn behöver generera mer effekt, som i sin tur ökar bränsleförbrukningen. Ett annat problem med hög hastighet på fläktspetsarna är att kraften på dem ökar, vilket leder till problem med hållfasthet. Något mer som är viktigt är ljudet som motorn skapar, både för passagerare och för områden nära flygplatser. En GTF löser dessa problem men skapar i sin tur ett nytt problem nämligen att lufttillförseln till motorns kärna kan bli för låg. Detta kan i sin tur leda till kompressorpumpning (Bandopadhyay et al., 2022).



Figur 3.1: Framsidan av växlad turbofläktmotor, Pratt & Whitney PW1000G, monterad på en Airbus A320neo.



Figur 3.2: Baksidan av växlad turbofläktmotor, Pratt & Whitney PW1000G, monterad på en Airbus A320neo.

3.2 Rolls Royce UltraFan

UltraFan är Rolls Royce nya innovativa prototyp inom GTF, och är en stor del av Clean Sky's Engine program (Clean Aviation, 2021). Motorn har en ny arkitektur, nya material och en Power Gearbox (PGB) som bidrar till att motorn har en hög BPR. Detta gör det möjligt för UltraFan att vara 25 % mer effektiv än Rolls Royce första generation Trent motorer och kommer ha 40 % mindre NO_x utsläpp samt 35 % lägre ljudnivå. Från första dagen av bruk kommer den även kunna köras på 100 % SAF (Rolls-Royce, 2024b).

För att göra detta möjligt innehåller Ultrafan nya avancerade teknologier som har testats genom digitala medel och som nu har förts samman i den demonstrativa prototypen. Ultrafan motorn består av en fläkt gjort av kolfiberkomposit med kanter av titan. Bladen är skapade genom hundra lager av kolfiber som är fyllda med harts-material som sedan utsätts för värme och högt tryck. Denna kombination reducerar vikten och ger upphov till ytterligare bränsleeffektivitet.

Enligt Rolls-Royce (2024b) är UltraFanens PGB det som ger upphov till motorns höga bypass effektivitet på 50 MW. Under tester har motorn levererat 64 MW. Planetväxeln i PGB låter turbinen på baksidan köra med hög hastighet medan fläkten på framsidan kör med lägre hastighet. De olika hastigheterna gör att både turbinen

och fläkten kan rotera på deras optimala hastigheter.

Artikeln säger också att Lean burn förbrännaren är en viktig del av UltraFan för att minska motorns utsläpp. ALEC systemet (Advanced Low Emissions Combustion System) är en lean burn teknologi i motorn som förbättrar bränsleeffektiviteten och hållbarheten. Genom förblandning av bränsle och luft uppnås en fullständig förbränning som maximerar frigöringen av energin och släpper ut mindre NO_x . Advance3 kärnan använder sig av den 3-axliga arkitekturen i motorn och är designad för bättre effektivitet och hållbarhet.

Dessa nya teknologier kommer göra det möjligt för motorn att ha en dragkraft mellan 111 till 489 kN. Under testerna från fas 1 har motorn kört med full kraft med över 378.1 kN av dragkraft (Rolls-Royce, 2024b).

3.3 Open rotor

En open rotormotor är en typ av gasturbinmotor som består av en turbin med en eller flera fläktar monterade utanför motorns nacelle. De kan ses som en vidareutveckling eller avgrening av turbopropmotorer och benämns även som propfan. Tack vare utformningen med fläkten utanför motorns nacelle kan open rotormotorer uppnå en hög verkningsgrad (η_p) genom att möjliggöra en större fläkt diameter än en motsvarande turbofläktmotor. Verkningsgraden η_p beskrivs av ekvationen,

$$\eta_p = \frac{2}{1 + \frac{v_g}{v_0}}, \quad (3.1)$$

där v_g är avgashastigheten och v_0 är flygplanets hastighet genom luften. Det är mer energieffektivt att accelerera en stor massa luft lite, än att accelerera en liten mängd mycket. Detta kan uppnås genom att öka fläktens diameter (CFM, 2021). Trots att jetmotorer var mindre effektiva än propellermotorer gjorde deras stora hastighetsövertag, lägre ljudnivå och längre räckvidd tillsammans med låga bränslekostnader att de snabbt tog över när de introducerades under 50-talet. Detta resulterade i sin tur att väldigt lite forskning rörande utveckling av propellermotorer kom att genomföras. Ett av de första forskningsprojekten rörande open rotormotorer och vidareutveckling av propellermotorer är NASAs Advanced Turboprop Project, som genomfördes från år 1976 till 1987. Bakgrunden till detta var höga råoljepriiser, vilka resulterade i att NASA ombads studera hur flyg kunde spara bränsle. Av alla koncept ansågs open rotor ha högst potential för detta (Hager and Vrabel, 1998).

Ett viktigt steg i att validera open rotortekniken var SR-1, en enkelrotorig motor som utvecklades av Hamilton Standard och Lewis. För att uppnå effektivitet vid hög hastighet syftade projektet till att minska kompressionsförluster. Detta gjordes på en rad områden, så som bättre vingprofiler, halverade tjocklek- och kordaförhållanden,



Figur 3.3: Open rotormotor från Safran, (Tiraden, 2017). CC BY-SA 4.0.

högre power loadings för att minska diameter och ökat antal propellerblad till åtta för att minska lasten på varje blad. För att minska strypning vid fläktbladens rötter, integrerades motordesignen för att minska flödes hastigheten mellan fläktbladen vid navet. För att vidare minska kompressionsförluster sveps fläktbladens spetsar. På SR-1 gjordes detta först med 30° , vilket vid Mach 0,8 gav en verkningsgrad på 77 %. Vidare ökades svepningen till 45° , med en ökning av verkningsgraden vid Mach 0,8 till 79 %. Förutom ökad verkningsgrad kunde svepningen potentiellt minska buller (Hager and Vrabel, 1998).

Under utvecklingen av open rotormotorn uppstod en del av tekniska utmaningar, till exempel den höga bullernivån jämfört med turbofläktmotorn. För att undersöka detta utfördes flygtester då kod för bulleranalys inte existerade (Hager and Vrabel, 1998).

Open rotor har en signifikant potential inom bränsleeffektivitet, vilket är kritiskt för framtidens flygindustri. Trots deras tekniska motgångar fortsätter utvecklingen mot högre effektivitet och minskad miljöpåverkan. Ett exempel är forskningsprogrammet CFM Rise, som genomförs av GE Aviation och Safran (Bonnassies, 2021).

3.4 Elektriska alternativ

Inom flygindustrin utvecklas det flera olika sätt att elektrifiera flygplan, och de kan kategoriseras som tre olika typer, baserat på i hur stor utsträckning el utnyttjas. Den variant som förlitar sig minst på el kallas "More Electric Aircraft" (Liu et al., 2022). Det innebär att den fortfarande drivs av en traditionell gasturbin, men på olika sätt omvandlas den energi som genereras till elektricitet som energitillförsel till flygplanens subsystem såsom manövrering, landningshjul, bränslepump och miljö i

kabinen, och är en teknik som används i kommersiella flyg idag (Giampaolo Buticchi et al., 2022). Detta görs genom att det genereras el i en generator från planets motorer som driver dessa funktioner. Detta sparar på bränsle för att den inte driver alla dessa funktioner direkt från motorn (Liu et al., 2022).

En annan typ av elanvändning kan ses i det som kallas hybridflygplan. De genererar energi i konventionella turbofläktmotorer, men utnyttjar även el i form av batterier eller från en generator som komplement till drivkraften av planet. Antingen i form av propellrar eller fläktar på andra ställen än vid motorerna, eller som en extra tillförsel av energi vid energikrävande delar av flygningen (Giampaolo Buticchi et al., 2022). Till sist finns det helt elektrifierade flygplanet som drivs helt och hållet på batterier. Ett exempel på ett helelektrisk flygplan finns hos Heart Aerospace, och har idag en räckvidd på 200 km (Heart Aerospace, 2024).

En typ av hybridmotor utnyttjar ett laddat batteri under flygningen och bidrar med energi som komplement till turbofläktmotorn. Det finns två olika strategier när det kommer till den här typen av motorer. Ett tillvägagångssätt är att den elektriska kraften stöttar systemet i steg som tar mycket kraft, som vid start och lyftning till exempel. Fördelarna här blir att man kan dimensionera motorerna mycket mindre då majoriteten av flygningen inte är särskilt bränslekrävande. Nackdelen blir när man dimensionerar ner motorerna att man inte får 'back-up' ifall det elektriska systemet skulle falla vid en nödsituation, och det är därmed inte sannolikt att en sådan modifiering skulle godkännas. Ett annat alternativ är att all tillgänglig kraft används jämnt över hela flygningen för att ta vara på hybridmotorn. Detta blir en säkrare metod då motorn är dimensionerad för full kraft, men drar lite mindre bränsle. Nackdelen med detta är att man inte får samma viktreducering som det första alternativet, men motorn blir säkrare (Liu et al., 2022).

Turboelektriska motorer förlitar sig inte på att ladda upp ett batteri för att använda, utan de genererar el genom en generator som är kopplad till gasturbinen. Det finns turboelektriska motorer där all energi från gasturbinen går in i generatoren, som går till distribuerade fläktar över planet. Det finns även partiella turboelektriska motorer, vilket innebär att det finns fläktar även i anslutning till gasturbinen som en konventionell motor, men det är även en del till generatoren som i sin tur går till andra fläktar, denna variant kallas partiella turboelektriska motorer (Liu et al., 2022).

Ett av de mer lovande alternativen är partiella turboelektriska motorer. Detta på grund av hur batteristorleken och storleken på generatoren i de andra variationerna blir för stor vilket i sin tur inte kommer vara energieffektivt. En undersökning med hybridelektriska motorer gjordes, med Rolls Royce Ultrafan som jämförelse, och de hittade att vid extra tillförsel vid start, stigning och landning hade en långdistansflygning 0.4 % effektivare bränsleförbränning, och en kortdistansflygning hade 5.6 % förbättring (Liu et al., 2022). Detta är rimligt då den elektriska motorn inte bidrar med något i cruisingstadiet, så det blir en större skillnad vid korta flygningar. Därför är det inte en teknik som är riktigt mogen för längre flygningar.

Ett av de stora värdena med elektrifiering av vissa fläktar beror på att man vill kunna placera dem på olika platser på planet. Det är delvis en möjlighet att placera dem längre bak på planet för att utnyttja det som kallas Boundary Layer Ingestion (BLI). Det innebär att luftintaget sitter på planets bakre del och tar in den långsammare luften från planets gränsskikt (boundary layer), på grund av friktionen mellan planet och luften. Som beskrivet i avsnitt 2.2 är den genererade dragkraften beroende av skillnaden i hastighet mellan luften som tas in i motorn och luften som kommer ut. Genom att ta in luft med en lägre hastighet krävs det därför en lägre hastighet ut ur motorn, vilket i sin tur kräver mindre energi för att uppnå samma mängd dragkraft. Ännu en fördel är möjligheten att integrera framdrivningssystemet med flygplanet och minska luftmotståndet. Även luftströmmarna bakom flygplanet tas upp av motorerna och ökar effektiviteten genom att minska virvelvindarna bakom flygplanet som annars jobbar emot planets framfart (Hendricks, 2018). Ett exempel på ett flygplan under utveckling som har turboelektriska motorer och BLI är NASAs projekt STARC-ABL som just nu är under utveckling. Planet ska ta 150 passagerare och reducera bränslekonsumtion med 7-12 % (Glenn Research Center, 2023).

Ett av de större problemen med BLI är att sättet luften rör sig gör det svårt att ta in en stor andel av den. För att ta in mer än 40 % av BLI:n hade det behövs stort och tungt maskineri, vilket utgör ett hinder när man ska effektivisera flygplanen. När det används tillsammans med konventionella bränsledrivna motorer kan man se en minskning i bränsle på 0.6 % med konventionell teknik och 3.6 % med superkonducerande elektrisk utrustning (Samuelsson and Grönstedt, 2021). Förklaringen av den låga minskningen kan till stor del förklaras av att det är mycket i systemet som producerar förluster.

3.5 Bränsle

Utöver olika motorkoncept är även olika bränslen något som forskas inom. En kategori av bränslen som redan idag används i en mindre utsträckning är SAF. Med SAF menas bränslen som ej är fossila och som till exempel kan vara producerad av biomassa såsom skog (EASA, 2022b). Ett förslag från den europeiska kommissionen finns som säger att inblandning av SAF i flygbränsle ska öka från 2% 2025 till 63% 2060 (EASA, 2022b). Även andra bränslen såsom ammoniak och dimetyleter tänks kunna användas som flygbränsle (Siddiqui and Dincer, 2021).

Ett påtänkt flygbränsle är vätgas. Dess påverkan på miljö beror till stor del på hur det tillverkas. Den konventionella metoden kolvätekrackning har en hög påverkan på global uppvärmning med 0.098 kgCO₂ per km och ton fraktat medan elektrolys av vatten med hjälp av solkraft endast producerar ca 0.041 kgCO₂ per km och ton fraktat. Elektrolysen har dock bland annat en högre joniserande strålningspotential.

Ammoniakbränslen har 1.03 kgCO₂ per km och ton fraktat vilket är snarlikt bränslen bestående av kolväten där dimetyleter har 1.3 kgCO₂ per km och ton fraktat, biodiesel 1.1 kgCO₂ per km och ton fraktat, etanol 1.06 kgCO₂ per km och ton fraktat.

fraktat, fotogen 1.04 kgCO₂ per km och ton fraktat och metanol 1.0 kgCO₂ per km och ton fraktat (Siddiqui and Dincer, 2021).

4

Metod

I detta kapitlet presenteras och motiveras de olika metoderna som använts för att samla in data för forskningen och hur funktionsmodellen utvecklas i detta arbetet.

4.1 Litteratursökning

I denna litteraturstudie har en systematisk litteraturöversikt använts som metod. Detta innebär att skribenterna systematiskt söker data baserat på empiriska studier, noggrant granskar och bedömer vetenskapligt innehåll, samt sammanställer den senaste forskningen inom det valda problemområdet. Denna metod är synnerligen relevant för syftet med denna studie, som är att sammanfatta den aktuella forskningen inom det angivna problemområdet.

4.2 Intervjuer

För att samla in kvalitativ data användes semistrukturerade intervjuer, främst för **FF2** men även för resterande delar av litteraturstudien. Intervjun för **FF2**, se 5.5.1, gjordes med en expert inom området, en Engine Performance Research Engineer på GKN Aerospace den 12:e april 2024. Intervjun fokuserade på hur framtiden för flygmotorer och flygbränslen ser ut. Expertens insikter validerar litteraturstudiens resultat om vilka nya motorer och bränslen som forskas på och som långsiktigt kan bidra positivt till flygindustrins utveckling.

Syftet med den andra intervjun, se 5.5.2, vilket genomfördes den 10:e april 2024, var att finna generell fakta om Fokker F50 flygplan typen samt dess motor för att utföra en ännu mer detaljerad jämförelse mellan olika motorarkitekturer. Den intervjuade personen är en lämplig källa då hen är pilot och certifierad att flyga Fokker F50 med Pratt & Whitney PW100 motor.

4.3 TRL

För att bedöma var olika flygplansmotorer befinner sig i utvecklingsstadiet så används The Technology Readiness Level (TRL)-skalan. Detta erbjuder en standardiserad ram för att bedöma framstegen för teknologi från dess tidiga utvecklingsstadier till dess beredskap för implementering. Den TRL-skala som kommer att användas under arbetet är den som utvecklats av Ilenia Bruno et al. (2020) för EU Horizon 2020

arbetsprogram och som används inom många länder och regioner i Europa, se tabell 4.1. De linjära framstegen är tydligt fastställda från ett initialt stadium av nyfikenhetsdriven forskning till ett slutligt stadium av fullt utvecklad och testad innovation, lanserad som en ny produkt och/eller tjänst på den respektive marknaden.

Tabell 4.1: TRL-skala (Kopierad från (Ilenia Bruno et al., 2020))

MATURITY LEVEL	DESCRIPTION
TRL1	Basic principles observed
TRL2	Technology concept formulated
TRL3	Experimental proof of concept
TRL4	Technology validated in lab
TRL5	Technology validated in relevant environment (industrially relevant environment in the case of key enabling technologies)
TRL6	Technology demonstrated in relevant environment (industrially relevant environment in the case of key enabling technologies)
TRL7	System prototype demonstration in operational environment
TRL8	System complete and qualified
TRL9	Actual system proven in operational environment (competitive manufacturing in the case of key enabling technologies; or in space)

Efter granskning av varje motor enligt TRL-skalan kommer endast motorer med värde högre än 4 att övervägas för fortsatt undersökning. Detta innebär att fokus ligger på motorer som har gått igenom de tidiga utvecklingsfaserna och befinner sig närmare en färdig produkt. Genom att göra detta kan resurser effektivt riktas mot de mest lovande och framstegsrika motorerna för framtida utveckling och implementering.

4.4 Funktionsmodell

Innan en funktionsmodell skapas är det mycket viktigt att definiera syftet med modellen för att maximera värdet med en minimerad användning av resurser. Funktionsmodellen kommer att användas för att besvara frågor som: “Kommer det att fungera?” eller “Hur väl uppfyller det kundens behov?”. Genom att få dessa frågor besvarade kommer gruppen att samla kunskap om hur de ska fortsätta med utvecklingsarbetet för att öka funktionsmodellens utbildningsförmåga.

Catia är en av de främsta 3D-renderingsprogrammen som används inom produktutveckling som har etablerat sig som ett pålitligt verktyg för att forma framtidens innovationer. Det har spelat en avgörande roll i skapandet av komponenterna i funktionsmodellen då det är just detta program som använts.

Funktionsmodellen har främst tillverkats med additiv tillverkning genom 3d-skrivning. De 3D-skrivare som har använts för dessa ändamål inkluderar UltiMaker S5, Prusa

Mk4, samt Mk3. Där både PETG och PLA har använts. Vissa komponenter har även tillverkats med hjälp av skärande bearbetning, till exempel axlar.

5

Resultat

Resultatet består dels av en jämförelse av de tidigare nämnda motorerna samt en presentation av funktionsmodellen där även kravspecifikationen presenteras. I jämförelsen jämförs en rad olika egenskaper. Dessa visualiseras främst i figurer och tabeller. Funktionsmodellen presenteras dels genom att beskriva den övergripande samt genom att beskriva de individuella delarna som modellen består av.

5.1 TRL analys

TRL-skalan för en motor återspeglar dess utvecklingsstadium och beredskap för implementering, se tabell 4.1 (Ilenia Bruno et al., 2020). Se figur 5.1 för TRL analysen för motorerna. Låt oss utforska varför varje motor har tilldelats sitt respektive TRL-värde.

1. Turbofläkt (TRL 9): Denna motor har nått TRL 9 eftersom den har genomgått omfattande tester och redan används kommersiellt. Motorns design och funktionalitet har bevisats under många år av användning, och den har visat på pålitlig prestanda i olika verkliga tillämpningar.

2. Växlad turbofläkt (TRL 9): Liknande turbofläkten har den växlade turbofläkten (GTF) nått TRL 9 på grund av framgångsrik kommersiell implementering. Motorns växlade design förbättrar bränsleeffektiviteten och minskar utsläppen, vilket gör den till ett föredraget val för moderna flygplan.

3. Turboprop (TRL 9): Turbopropmotorer har nått TRL 9 tidigare, vilket indikerar deras beredskap för implementering. Trots motorns höga TRL har de ersatts av mer effektiva och kraftfulla framdrivningssystem.

4. Open rotor (TRL 7): Open rotormotorer har nått TRL 7, vilket indikerar att de har gått vidare till prototypdemonstration i relevanta miljöer. Dessa motorer erbjuder ökad bränsleeffektivitet genom att eliminera den traditionella nacellen runt fläkten, men ytterligare tester och förfining behövs innan bredare användning kan ske.

5. Helelektrisk (TRL 7): Elektriska motorer är på TRL 7, vilket antyder att även de har utvecklat prototyper som testats i relevant miljö. Även om helelektrisk framdrivning har potentialen att ge betydande miljöfördelar måste utmaningar som

energilagring och effekthantering lösas, men det finns exempel där de är på väg mot kommersialisering.

6. Rolls Royce Ultrafan (TRL 6): Rolls Royce Ultrafanmotorn är på TRL 6, vilket indikerar att den har gått förbi grundläggande forskning och genomgår betydande tester och validering. Även om den ännu inte är kommersiellt tillgänglig visar den lovande egenskaper med innovativa funktioner som kompositfläktblad och avancerad aerodynamik.

7. Hybridflygplan (TRL 5): Med hybridflygplan syftas det på turboelektriska flygplan, som i dagsläget är i tidiga stadier. De första prototyperna är under utveckling med positiva resultat.

Sammanfattningsvis återspeglar de tilldelade TRL-värdena för dessa motorer deras respektive utvecklingsstadier, från beprövade kommersiella teknologier till lovande innovationer som genomgår tester och förfining.



Figur 5.1: TRL

5.2 Datainsamling för jämförelse

För kortdistansflygplan valdes Airbus A320neo delvis för att det är det mest beställ- da narrow body flygplan i dagens marknad (Airbus, 2024d), samt för att det kommer med två motorvarianter, CFM Internationals LEAP-1A och Pratt & Whitneys GTF PW1000G. Även en äldre variant för en turbofläkt, valdes för att studeras hur de nyare motorerna har förbättrats under de senaste decennierna jämfört med denna motor. Valet blev CFM Internationals CFM56 på Airbus A320ceo, vilket A320neo utvecklades från.

När det kom till långdistansflyg valdes Boeing 787 Dreamliner, Boeings senaste och mest eftertraktade wide body (Boeing, 2024b). Det valdes att endast undersöka Rolls Royce Trent 1000 motorn som kommer med denna flygplan för att ha en direkt jämförelse mellan en aktuell Rolls Royce motor och den kommande UltraFan.

För det regionala turboprop flygplanet valdes Fokker F50 på grund av att en gruppmedlem hade nära koppling till en expert för denna typ av plan och motor, vilket gjorde det lättare att komma åt data. Dessutom används denna motor också i andra populära regionala turboprop flygplan som ATR 72-familjen och De Havilland Canada Dash 8 (ATR, 2024; Bombardier, 2006).

Data söktes för de motorerna som uppfyllde ett TRL-värde av 9, vilket redovisades i bilaga A.3. Dock var det svårt att hitta konkreta data för elektriska alternativ och open rotor eftersom deras TRL-värden var under 9, så generell fakta om hur dessa två motorer jämförs med de nuvarande motorer söktes upp för att utföra jämförelserna. Rolls Royce UltraFan hade också ett TRL-värde under 9, men där kunde relevant data räknas ut genom deras jämförelser med tidigare motorn Trent 700 och flygplanet Airbus A330, vilket möjliggjorde inkluderingen av den i analysen. Eftersom hybridflygplan fortfarande är i början av utvecklingsfasen med en TRL av 5, samt att hybridisering går att utveckla på samtliga motorer som körs på fossila bränslen så inkluderas den inte i jämförelsen. Men överlag så siktar hybridisering främst på att minska farliga utsläpp och ljudnivåer.

För att genomföra en analys mellan dessa motorer utfördes fyra olika jämförelser med hjälp av kvadrantdiagram, vilket i huvudsak är ett spridningsdiagram uppdelat i kvadranter. I denna typ av analys utvärderades varje motors prestanda utifrån två parametrar. Beroende på hur en motor presterade under var och en av dessa nyckelprestandaindikatorer placerades den i en av kvadranterna. Dessa nyckelprestandaindikatorer var NO_x mot CO , Bränsleflöde mot dragkraft till viktförhållande, bränslekapacitet mot räckvidd och en jämförelse på motorernas ljudnivå, se figurerna 5.2-5.5.

5.2.1 Formler

Dragkraft till viktförhållande, kallat Thrust to Weight ratio, är måttet mellan dragkraften och vikten av en flygmaskin, vilket är direkt proportionellt mot accelerationen hos flygmaskinen. Ett flygplan med högt förhållande mellan dragkraft och vikt har hög acceleration samt bättre klättringshastighet (Hall, 2023). För att beräkna dragkraft till viktförhållande användes,

$$\frac{T}{W}, \quad (5.1)$$

där dragkraften är,

$$T = F = m \times a, \quad (5.2)$$

och där vikten är,

$$W = m \times g. \quad (5.3)$$

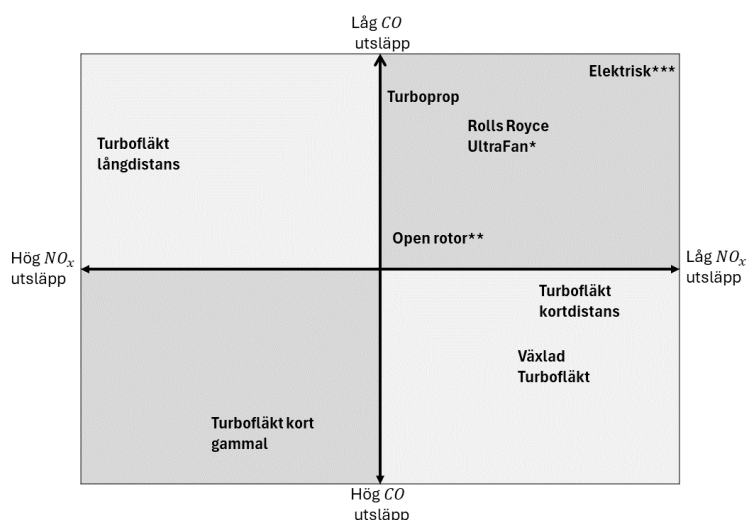
Dessa tre formler nyttjades för att beräkna dragkraft till viktförhållanden för turbofläktmotorerna i tabell 5.3.

För att beräkna dragkraft till viktförhållande för turbopropmotorer användes,

$$\frac{T}{W} = \frac{\eta_p}{V} \times \frac{P}{W}, \quad (5.4)$$

där η_p är den framdrivande verkningsgraden, 0,75 för fast metallpropeller, V är verklig luftfartshastighet i meter per sekund, P är motorens axelhästkrafter i Watt, och vikten W anges i kilogram (Raymer, 1992).

5.3 Jämförelse



Figur 5.2: Kvadrantdiagram NO_x , CO utsläpp, se tabell 5.1.

Denna jämförelsen ger insikter i miljöprestanda för olika flygplansmotorer och föreslår områden för vidareutveckling för att förbättra deras miljövänlighet inom utsläppen av NO_x och CO , syfte är att identifiera miljövänliga och effektiva framdrivningssystem. Figur 5.2 illustrerar utsläppsfördelningen i kvadrant 1 (låg NO_x , låg CO), och lyfter fram flygplansmotorer med låga utsläpp av båda föroreningarna. Bland

dem uppvisar elektriska**** alternativen, turboprop och Rolls Royce Ultrafan* de lägsta totala utsläppen. Dessa motorer anses vara miljövänliga och effektiva för att minska både luftföroreningar och utsläpp av växthusgaser. Turbofläkt kortdistans och växlad turbofläktmotorer visar potential för förbättring av CO -utsläpp och med deras lägre NO_x -utsläpp ger det dem en fördel jämfört med open rotormotorer när det gäller övergripande farliga utsläpp.

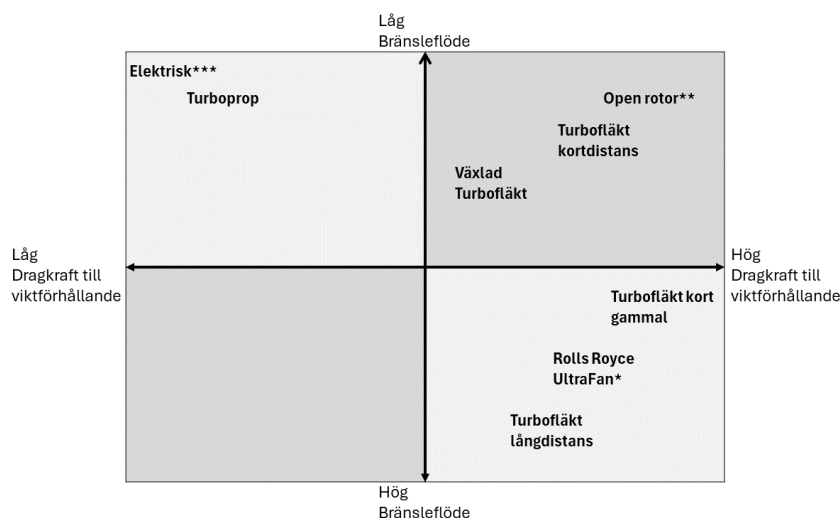
Tabell 5.1: NO_x , CO utsläpp för figur 5.2.

	Turbofläkt kortdistans	Turbofläkt kort gammal
Motor, Flygplan	CFM International LEAP-1A, A320neo	CFM International CFM56, A320ceo
NO_x utsläpp [g/kg]	9,87	14,92
CO utsläpp [g/kg]	6,99	7,76

	Turbofläkt långdistans	Växlad Turbofläkt
Motor, Flygplan	RR Trent 1000, 787 Dreamliner	P&W PW1000G-JM, A320neo
NO_x utsläpp [g/kg]	28,11	10,99
CO utsläpp [g/kg]	1,94	9,20

	UltraFan*	Turboprop
Motor, Flygplan	RR UltraFan, A330	P&W Canada PW100, F50
NO_x utsläpp [g/kg]	11,62	12,00
CO utsläpp [g/kg]	1,31	0,80

	Open rotor**	Elektrisk****
NO_x utsläpp [g/kg]	<14,92	0
CO utsläpp [g/kg]	<7,76	0



Figur 5.3: Kvadrantdiagram dragkraft till viktförhållande, bränsleflöde, se tabell 5.2

Denna analys undersöker effektiviteten hos olika flygplansmotorer när det gäller att omvandla bränsle till dragkraft, med fokus på förhållandet mellan dragkraft till viktförhållande och bränsleflöde. Figur 5.3 samt tabell 5.2 presenterar data för olika motor och flygplanskombinationer. Till exempel har CFM International LEAP-1A-motorn på A320neo ett dragkraft till viktförhållande på 79-84 N/kg med ett bränsleflöde på 0,47 kg/s, medan CFM International CFM56-motorn på A320ceo visar ett förhållande på 86 -96 N/kg med ett bränsleflöde på 0,71 kg/s. Motorer som UltraFan* och turboprop uppvisar distinkta dragkraft-till-vikt-förhållanden och bränsleflöden, vilket påverkar deras effektivitet. Analysen lyfter fram open rotor**-motorerna

höga dragkraft till viktförhållande (>135 N/kg) med minimal bränslefflöde ($<0,71$ kg/s), och elektrisk*** alternativets försumbara bränsleförbrukning. Dessa fynd ger insikter om motoreffektivitet, vilket är avgörande för att förbättra flygplanens prestanda och minimera miljöpåverkan.

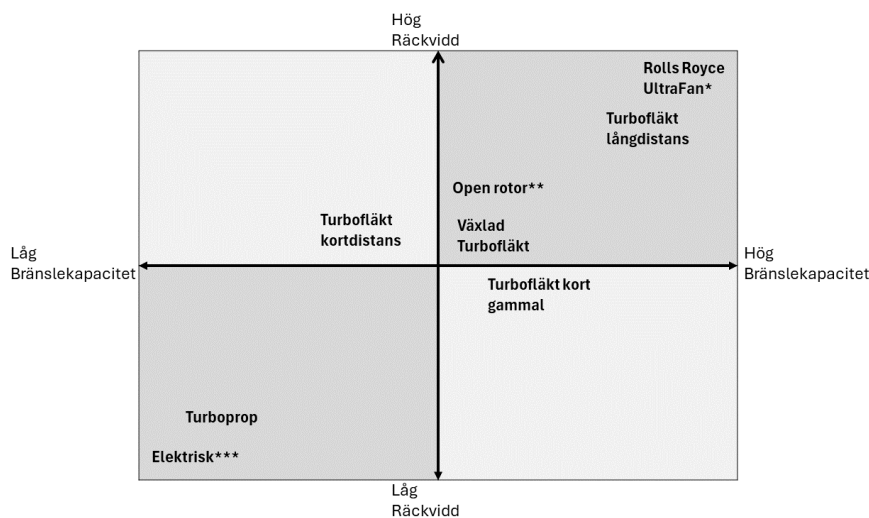
Tabell 5.2: Dragkraft till viktförhållande, bränslefflöde för figur 5.3.

	Turbofläkt kortdistans	Turbofläkt kort gammal
Motor, Flygplan	CFM International LEAP-1A, A320neo	CFM International CFM56, A320ceo
Dragkraft till viktförhållande [N/kg]	79-84	86-96
Bränslefflöde [kg/s]	0,47	0,71

	Turbofläkt långdistans	Växlad Turbofläkt
Motor, Flygplan	RR Trent 1000, 787 Dreamliner	P&W PW1000G-JM, A320neo
Dragkraft till viktförhållande [N/kg]	83-89	80-82
Bränslefflöde [kg/s]	1,36	0,40

	UltraFan*	Turboprop
Motor, Flygplan	RR UltraFan, A330	P&W Canada PW100, F50
Dragkraft till viktförhållande [N/kg]	60,45	115-135
Bränslefflöde [kg/s]	1,27	0,09

	Open rotor**	Elektrisk***
Dragkraft till viktförhållande [N/kg]	>135	$<60,45$
Bränslefflöde [kg/s]	$<0,71$	0



Figur 5.4: Kvadrantdiagram bränslekapacitet, räckvidd, se tabell 5.3.

Denna analys undersöker sambandet mellan bränslekapacitet och räckvidd för olika flygplanskonfigurationer, i syfte att analysera deras operativa förmåga. Tabell 5.3 presenterar data om bränslekapacitet och räckvidd för olika motor och flygplanskombinationer. Till exempel visar CFM International LEAP-1A motorn på A320neo och CFM International CFM56 motorn på A320ceo bränslekapaciteter på 26 730 L respektive 27 200 L, med motsvarande räckvidder på 6 300 km och 6 200 km. Noterbart är att Rolls Royce Trent 1000 motorn på 787 Dreamliner uppvisar en betydligt högre bränslekapacitet på 126 654 L, vilket möjliggör en räckvidd på 13 530 km. Dessutom visar UltraFan* motorn på A330 en ännu större bränslekapacitet på 139 090 L, vilket underlättar en räckvidd som överstiger 13 530 km. Däremot uppvisar motorer som turboprop lägre bränslekapacitet, vilket resulterar i kortare räckvidder. Analysen belyser särskilt de unika egenskaperna hos vissa motorer, såsom open rotor** motorns måttliga bränslekapacitet på 26 730 L, vilket möjliggör

en räckvidd som överstiger 6 300 km, och det elektriska***alternativets potential för utökad räckvidd med försumbar bränsleförbrukning. Dessa fynd ger värdefulla insikter om avvägningen mellan bränslekapacitet och räckvidd för olika motorkonfigurationer, vilket är avgörande för att optimera flygplanets prestanda och operativa effektivitet.

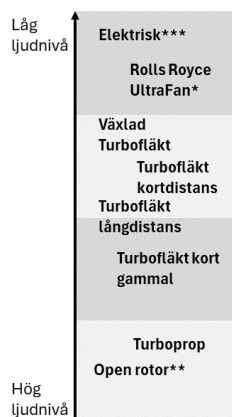
Tabell 5.3: Bränslekapacitet, räckvidd för figur 5.4.

	Turbofläkt kortdistans	Turbofläkt kort gammal
Motor, Flygplan	CFM International LEAP-1A, A320neo	CFM International CFM56, A320ceo
Bränslekapacitet [L]	26 730	27 200
Räckvidd [km]	6 300	6 200

	Turbofläkt långdistans	Växlad Turbofläkt
Motor, Flygplan	RR Trent 1000, 787 Dreamliner	P&W PW1000G-JM, A320neo
Bränslekapacitet [L]	126 654	26 730
Räckvidd [km]	13 530	6 300

	UltraFan*	Turboprop
Motor, Flygplan	RR UltraFan, A330	P&W Canada PW100, F50
Bränslekapacitet [L]	139 090	6 420
Räckvidd [km]	>13 530	2 578

	Open rotor**	Elektrisk***
Bränslekapacitet [L]	26 730	-
Räckvidd [km]	>6 300	<2 578



Figur 5.5: Ljudnivå, se tabell 5.4.

Denna analys undersöker de ljudnivåer som producerats av olika flygplansmotorer, vilket ger insikter om deras akustiska prestanda. Tabell 5.4 samt figur 5.5 presenterar data om bullernivåer för olika motor och flygplanskombinationer. Till exempel uppvisar CFM International LEAP-1A motorn på A320neo ljudnivåer från 79 till 84 dB, medan CFM International CFM56 motorn på A320ceo visar nivåer mellan 86 och 96 dB. RR Trent 1000 motorn på 787 Dreamliner och P&W PW1000G-JM motorn på A320neo visar ljudnivåer på 83-89 dB respektive 80-82 dB. Dessutom genererar UltraFan* motorn på A330 ljudnivåer på cirka 60,45 dB, medan turbopropmotorn på F50 producerar betydligt högre ljudnivåer från 115 till 135 dB. Analysen indikerar särskilt att motorer som open rotor** överstiger ljudnivåer på 135 dB, medan elektriska***alternativ fungerar vid ljudnivåer under 60,45 dB.

Denna forskning belyser de akustiska egenskaperna hos olika flygplansmotorer, vilket är avgörande för att ta itu med bullerproblem och förbättra passagerarnas komfort och hållbarhet.

Tabell 5.4: Ljudnivå för figur 5.5.

	Turbofläkt kortdistans	Turbofläkt kort gammal
Motor, Flygplan	CFM International LEAP-1A, A320neo	CFM International CFM56, A320ceo
Ljudnivå [db]	79-84	86-96
	Turbofläkt långdistans	Växlad Turbofläkt
Motor, Flygplan	RR Trent 1000, 787 Dreamliner	P&W PW1000G-JM, A320neo
Ljudnivå [db]	83-89	80-82
	UltraFan*	Turboprop
Motor, Flygplan	RR UltraFan, A330	P&W Canada PW100, F50
Ljudnivå [db]	60,45	115-135
	Open rotor**	Elektrisk***
Ljudnivå [db]	>135	<60,45

5.4 Funktionsmodell

Funktionsmodellen konstruerades för att visa skillnaderna och funktionerna hos turbofläktmotorer och open rotormotorer och är en nedskalad modell av en flygmotor. Totalt består funktionsmodellen av 24 delar varav 18 gemensamma mellan varianterna och 3 specifika till respektive variant. De gemensamma delarna är kärnan och dess tillhörande delar det vill säga 11 kompressor- och turbinhjul, 4 lager, 2 axlar och kärnans hölje. De variantspecifika delarna är fläkten respektive propellern och den tvådelade nacellen. Nacellen har även en utskärning där halva är borttagen för att göra det lättare att kunna se hur motorn ser ut inuti men även för att få ner materialåtgången till modellen.

5.4.1 Kravspecifikation

Innan designen av funktionsmodellen gjordes en kravspecifikation vars syfte var att säkerställa att funktionsmodellen utformades på ett sätt som uppfyllde dels de krav ställda av examinatorn men även de krav som själva ställts av gruppen. Dessa krav kan både vara hur modellen skall se ut eller fungera samt krav om utformning och tillverkningsbarhet för att modellen skall kunna tillverkas med den utrustning som finns tillgänglig. För att se kravspecifikationen se bilaga B.1.

Kravspecifikationen presenterar krav och önskemål, vilket går att se i kolumnen K/Ö. Under rubriken kriterier listas de olika kriterierna med en förklaring till höger samt ett målvärde om detta finns. I det fall ett kriterium är ett önskemål finns det även en viktning specificerad, som talar om hur viktigt önskemålet är där en högre siffra betyder att målet är viktigare. Ytterligare finns även verifieringsmetod samt referens för respektive kriterium.

5.4.2 Design

Designen av funktionsmodellen för turbofläktmotorn inspirerades av CFM International LEAP motorn. Den totala längden på turbofläktvarianten är 600 mm med en diameter på 490 mm, och kan ses som sprängskiss i bilaga C.1. Nacellen, se bilaga C.2 och C.3, konstruerades i två delar av flera anledningar. Dels möjliggjorde det tillverkning med 3D-skrivning, och dels underlättade det monteringen av kärnan. För att hålla de två delarna samman användes magneter, där magneterna i ena delen var försänkta så att de i den andra delen kunde agera som styrstift och samtidigt hålla delarna ihop. Inuti nacellen placerades två ringar med koniska ytor inåt för att säkra kärnan. Genom att klämma på motsvarande koniska ytor på kärnans hölje behövdes inga verktyg för monteringen. Fläkten för den traditionella turbofläktmotorn, se bilaga C.8, var fäst med ett gängat hål och tillverkad med en diameter som nacellen tillät, alltså 376 mm vingpets till vingpets. Bladen var fästa i en kärna med en diameter på 96 mm och en längd på 120 mm, och hela komponenten var utskrivna i en enda del. Nacellen var i förhållande till kärnan mindre än de flesta turbofläktmotorer, vilket resulterade i en mindre BPR. Detta beslut togs delvis för att kärnan inte kunde göras för liten utan att förlora sin funktionalitet samt för att det inte var möjligt att göra nacellen större på grund av tillgänglig utrustning samt materialåtgång.

Nacellen på open rotorvarianten, se bilaga C.4 och C.5, är lik den till turbofläktvarianten men skiljer sig i att den är mindre i diameter samt har stationära propellerblad monterade framtill. Diametern på nacellen är 230 mm och måttet från vingpets till vingpets är 622 mm. Vingpetsmåttet är större på open rotor varianten än vad diametern är på turbofläkt varianten för att visa att BPR:n brukar vara högre på en open rotor än en turbofläkt. Open rotor varianten har även en mindre nacell då propellern inte sitter innanför nacellen.

Propellern till open rotorn, se bilaga C.7, har samma mått vingpets till vingpets som nacellens blad det vill säga 622 mm. Den har 12 blad likt nacellen fast skruvade åt andra hållet. I centrum finns ett nav med en M24 gänga som skruvas på motsvarande gänga i änden på lågtrycksaxeln. Bladen, se bilaga C.6, fästs i runda delar som sitter fast i navet. Detta för att visa att bladen skall kunna ställas i rotation. Bladen är 5 mm tjocka trots att detta är tjockare än riktiga blad i denna skala. Anledningen till tjockleken är tillverkningsbarhet, alltför tunna blad gör det svårt att ta bort eventuellt stödmaterial från 3D-skrivningen utan att samtidigt bryta av bladen.

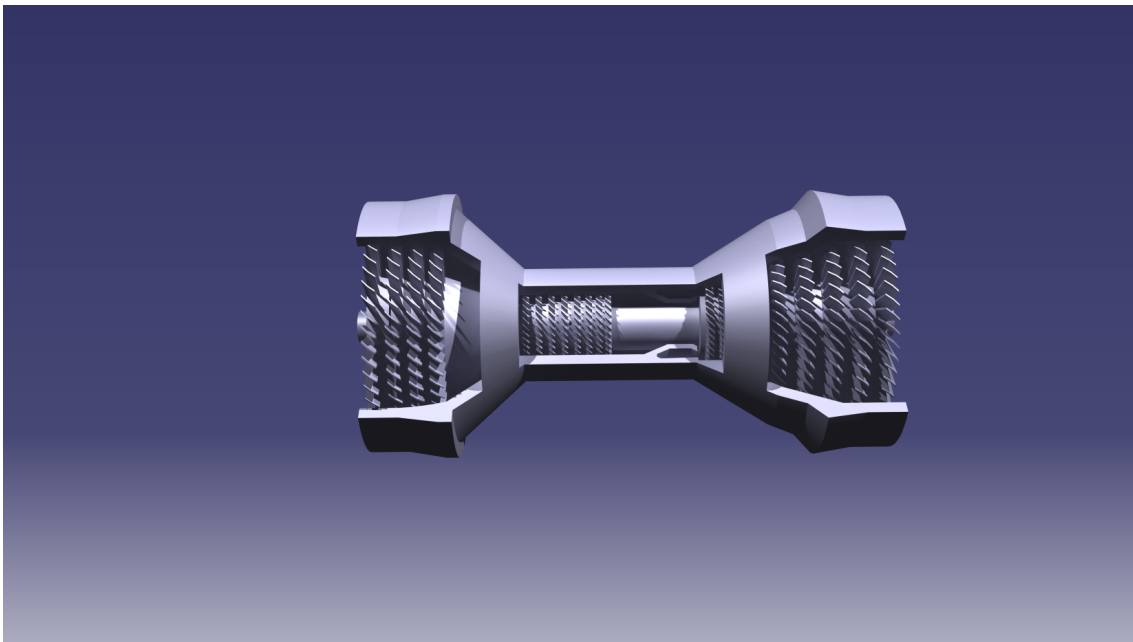
Nacellen designas för att kunna monteras genom att halvorna skruvas ihop.

Kärnans geometri visas i figur 5.6 nedan och är som tidigare nämnt baserad på CFM International LEAP. Utifrån nacellen sattes största ytterdiameter till 200 mm och totallängden till 410 mm.

Kärnan utformades med stort fokus på tillverkningsbarhet samt att tydligt visualisera motorns funktion och kan delas upp i sex delar: hölje, lågtryckskompressor, högtryckskompressor, förbränningskammare, högtrycksturbin, lågtrycksturbin samt

hög- och lågtrycksaxel.

Höljets utformning har två primära utgångspunkter: de koniska ytorna för montering i nacellen samt den centrala lagringen av HP-axeln. För att demonstrera funktionen utformades kärnans hölje med en 45 °genomskärning. Höljet utformades för att kunna delas upp och limmades ihop. Detta tillåter kompressor- och turbinsteg med större diameter än höljets minsta diameter att monteras centralt i höljet. Uppdelningen medför även att höljet kan skrivas ut utan användning av stödmaterial, då överhäng undviks. Höljet konstruerades med två lagersäten anpassade för kullager. Lågtryckskompressorn utformades med fyra steg, där diametern minskar från 184 mm till 164 mm i luftens riktning. Dessa monterades på lågtrycksaxeln med presspassning. Alla kompressor- samt turbinsteg utformades så att bladens vinkel medför 3D-skrivning utan användning av stödmaterial. Efter lågtryckskompressorn samt högtryckaxelns lager följer högtryckskompressorn. Kompressorn har nio steg, med en konstant ytterdiameter på 68 mm. Navets ytterdiameter ökar från 50 mm till 68 mm i luftens riktning. Förbränningskammaren förenklades till stor del för att underlätta design samt ge en enklare förståelse. Efter förbränningskammaren följer högtrycksturbinens två steg, även dessa pressade på högtryckaxeln. Här är ytterdiametern konstant på 84mm. Slutligen är lågtrycksturbinens fem steg pressade på lågtryckaxeln. Ytter- samt navdiameter följer precis som för lågtryckskompressorn höljets diameter och ökar här från 128 mm till 170 mm. Högtrycksaxeln består av ett rör med en ytterdiameter på 42 mm samt två hylsor fastpressade i vardera ände. Hylsorna har ett intern lagersäte för lågtrycksaxelns lager, en ytterdiameter anpassad till dess lager samt låsringar för att förhindra axiell rörelse. Lågtryckaxelns utformas på ett liknande sätt, med en ytterdiameter på 25 mm och en gänga i storleken M24 längst fram för montering av fläkt.



Figur 5.6: Kärna

5.4.3 3D-skrivning

En tidig modell av produkten, avsedd för att testa det 3D-skrivna konceptet, utvecklades. Flera förenklade funktionsmodeller skapades för att ge visuella detaljer om motorerna och deras komponenter. På grund av begränsningar i storlek är den 3D-skrivna modellen inte i full skala, men den kan ändå demonstrera designen och funktionaliteten hos de olika lösningarna.

Både nacellen och höljet till kärnan delades upp i olika delar längs höjden för att möjliggöra utskrift, eftersom de var högre än den maximala utskriftshöjden för 3D-skrivaren. Dessa delar skrevs sedan ut, slipades och limmades ihop till hela komponenter. Den enda delarna som inte limmades ihop var turbinhjulen samt nacellen, som var avsedd att vara delbar i mitten och istället hållas ihop med magneter. Den tidiga versionen av nacellen skrevs ut med 5 % infill, men detta minskades senare till 3 % för att minska vikten. För exempel på 3D-skrivna delar se bilaga D.1 och D.2.

5.5 Intervjuresultat

Nedan finns frågor och sammanställda svar från de två intervjuer som utfördes. Den första intervjun var med en expert från GKN Aerospace och den andra med en pilot som flyger med Fokker F50.

5.5.1 Intervju 1: GKN

Var tror du att flygindustrin är på väg? Vilka trender ser du rörande flygmotorer?

Under de senaste 60 åren har flygindustrin varit väldigt enkelriktad och ha sett likadan ut länge. Nu har forskningen breddat sig vilket har lett till att nya koncept, nya motorer och nya bränslen har dykt upp.

Inom kommersiella flyg finns det olika trender beroende på längden flygen sträcker sig. Inom kortare flyg är trenden inom eldrivna flyg stor och inom längre flyg är vätgas en nyare trend. Andra biobränslen är närmare till hands och dyker upp i närmaste tiden.

Vi har läst att ni är med i två projekt att reducera bränsleproduktion med 30 % och köra på 100 % förnybart bränsle. Hur ni går tillväga för att åstadkomma de målen?

Just nu är regeln för inblandning av förnybart bränsle max 50 %. I dagsläget finns det ändå inte tillräckligt med förnybart bränsle för att alla skulle kunna flyga med en högre inblandning än så. Men detta kan komma att ändras i framtiden.

För att minska bränslekonsumtionen krävs det lättare komponenter, effektivare motorer och att minska bränsleåtgången.

I hur stor utsträckning tror du att elmotorer kommer att användas i kommersiellt flyg? Är endast hybridmotorer aktuella, eller även helelektriska?

I framtiden kommer det troligtvis finnas en marknad för mindre elektriska flyg och om batterierna utvecklas och blir bättre kan det även komma att fungera för längre flygningar. För hybridflyg är fokuset inte på stora flyg just nu.

Undersöker ni alternativa bränslen som SAF, väte, eller annat? Vilka utmaningar ser ni kopplade till det?

Sustainable Aviation Fuels använder sig av de befintliga motorerna vilket är bra då det inte krävs några modifieringar. Men SAF är inte den mest ekonomiska lösningen då det är ett väldigt kostsamt bränsle.

Vätgas kan bli mer ekonomiskt i längden fast att det kräver nya modifierade motorer. Just nu har mindre flyg testats med både vätgas och flytande väte, vilket är något som GKN Aerospace har forskat på.

Hur ser utvecklingen av kompositmaterial för användning i motorer ut? I vilken utsträckning används det? I vilken utsträckning vill man kunna använda kompositmaterial i framtiden? Vilken annan utveckling ser du inom material?

För polymerer samt glas- och kolfibrer är det viktigt att de inte blir för varma och kan därför bara användas i de kallare delarna av motorerna som till exempel fläkten, höljet eller kompressorhuset. Användningen för dessa material ser ut att öka i framtiden.

För att få ner vikten av motorer används ibland titanialuminid som tål höga temperaturer. Ceramic matrix composites (CMC) tål höga temperaturer och används därför mer och mer i flygmotorer.

Vi ska konstruera en funktionsmodell för en turbinmotor. Vad tycker du är viktigt att visualisera för att kunna förklara hur motorn fungerar?

I konstruktionen av en modell är det viktigt att tydligt visualisera motorns komponenter och funktioner, därför kan det även vara bra att ha med en Brayton Cykel för ytterligare visualisering.

Vilka aspekter tittar ni på när det kommer till hållbarhet? Vad kan kvantifieras?

Som GKN AeroSpaces slogan "The most trusted and sustainable partner in the sky" visar är hållbarhet viktigt för företaget. Deras arbete innehåller mycket livscykelanalyser för att kvantifiera miljöpåverkan av de olika motorerna. Dessa analyser är viktiga för att utvärdera alla utsläpp av en motor istället för att bara kolla på utsläppen under användningen.

5.5.2 Intervju 2: Fokker F50 pilot

Vad har er Fokker F50 för bränslekapacitet och maximal startmassa?

Flygplanen rymmer 6 420 L av Jet A1 bränsle som max.

Vad är eran maximala startmassa?

Maximala startmassan är 20 820 kg.

Vad är eran toppfart?

Det är lite svårt att avgöra en toppfart men enligt bolaget och baserat på Fokkers siffror så får planet ej överstiga 305 kn, vilket motsvarar 156 m/s.

6

Diskussion

Med hjälp av resultatet utfördes en diskussion för att svara på de frågeställningar som ställts tidigare i rapporten. Även en utvärdering av funktionsmodellen kan göras med hjälp av kravspecifikationen.

6.1 Svar på forskningsfrågor

Detta kapitel innehåller en diskussion om resultatet och syftar på att besvara de forskningsfrågor som ställts tidigare i projektet.

6.1.1 Forskningsfråga 1

FF1 *hur ser nuvarande motorlösningar ut i kommersiellt flyg?*

De nuvarande motorlösningarna inom kommersiellt flyg omfattar främst två huvudtyper av motorer, turbofläkt och turboprop. Utvecklingen inom flygmotorer fokuserar på att öka bränsleeffektiviteten, minska utsläppen och förbättra prestanda. Framsteg görs också inom områden som elektrifiering av flygmotorer för att minska beroendet av fossila bränslen och ytterligare minska miljöpåverkan. Ett exempel på detta är utvecklingen av hybrid-elektriska motorer som kan användas tillsammans med konventionella flygplansmotorer för att minska bränsleförbrukning och utsläpp.

Turbofläkt

Turbofläkt motorer utgör det vanligaste valet för de flesta moderna passagerarflygplan. De är en typ av gasturbin som använder sig av en fläkt samt stor BPR för att öka luftflödet genom motorn samt förbi det, vilket resulterar i en ökad effektivitet och bränsleekonomi. Turbofläkt motorer är också kända för sin låga bullernivå och låga utsläpp, vilket gör dem till ett populärt val för flygbolag som strävar efter att minska sin miljöpåverkan.

Turbofläkt kortdistans gammal (CFM International CFM56, Airbus A320ceo)

Denna motor är en äldre variant som fortfarande används på Airbus A320ceo, trots att den har en högre ljudnivå på 86-96 dB och högre utsläppsnivåer av NO_x och CO jämfört med moderna motorer som CFM International LEAP-1A. Men med en maximal dragkraft på 151,24 kN har den dock fortfarande en imponerande prestanda.

Turbofläkt kortdistans (CFM International LEAP-1A, Airbus A320neo)

Den här motorn är en modern lösning för kortdistansflygningar och används på Airbus A320neo. Den har en relativt låg ljudnivå på 79-84 dB och har en imponerande dragkraft till viktförhållande på 0,37 N/kg. Med en maximal dragkraft på 143,05 kN och förhållandevis låga utsläppsnivåer av NO_x och CO är det en miljövänligare lösning jämfört med äldre motorer.

Turbofläkt långdistans (RR Trent 1000, Boeing 787 Dreamliner)

Den här motorn är utformad för långdistansflygningar och används exklusiv på detta flygplan. Med en jämförelsevis låg ljudnivå på 83-89 dB och hög maximal dragkraft på 360,40 kN är den idealisk för långdistansflygningar. Dess förhållandevis låga utsläpp av NO_x och CO bidrar till dess miljövänliga profil.

Turboprop

Turbopropmotorer är populära för passagerarflygplan tack vare deras bränsleeffektivitet och minskade miljöpåverkan, vilket gör dem perfekta för kortdistansflygningar och regionala rutter. Det största problemet för turboprop motorer är dess bullernivå, speciellt när det används för kortdistansflygningar. De använder en propeller driven av en turbin för att generera dragkraft.

Turboprop (P&W Canada PW100, Fokker F50)

Denna motorvariant är vanligt förekommande på mindre regionala flygplan som Fokker F50. Med en maximal dragkraft på 8,89 kN och låga utsläppsnivåer av NO_x och CO är den ett effektivt val för kortdistansflygningar.

6.1.2 Forskningsfråga 2

FF2 Vilka av de nya motorvarianterna är relevanta för vidareutveckling, och varför?

Enligt intervjun med experten på GKN har utvecklingen inom flygmotorer på senare år verkligen tagit fart, och det forskas just nu på många olika lösningar, för olika syften. Det är alltså rimligt att många av de olika lösningarna kan ses som värdefulla på olika sätt för dessa olika syften. Inom kategorin för kortdistansflygningar är de olika alternativen främst elektriska flyg, turboprop samt open rotor, enligt figur 5.4. En av de stora hindrena för just open rotor och turbopropmotorer just nu är att de har en väldigt hög ljudnivå. Även om kabinerna kan ljudisoleras för att minska effekten det har på planets passagerare kommer de som bor och vistas nära flygplatsen att påverkas av det. Detta just för att nacellen på en turbofläktmotor agerar ljuddämpande och inte något som är möjligt för dessa typer av propellrar. I just denna aspekten är elektriska flygplan ett bättre alternativ, som kan ses i figur 5.5. Andra fördelar med den är att de inte bidrar med varken CO_2 eller NO_x utsläpp vid flygning.

Det som begränsar helt elektriska motorer från att utvecklas till längre distanser

och fullskaliga passagerarflygplan är att batteriet blir för tungt med den batteriteknik som finns idag. Det kan därför ses som ett bra alternativ för kortare distanser med mindre plan.

Att elektricitet används tillsammans med konventionella turbofläktmotorer i så kallade turboelektriska flygplan är i nuläget en mer aktuell teknik i längre distanser, men med den ökade vikten av generatorer samt energiförluster kan man argumentera att nya versioner av turbofläktmotorer som Rolls Royce UltraFan är ett bättre alternativ. Som kan ses i figur 5.2 har motorn både låga CO_2 och NO_x utsläpp jämfört de traditionella motorerna med liknande, och till och med kortare, räckvidd.

Växlad turbofläkt (P&W PW1000G-JM, Airbus A320neo)

Denna motor är en annan modern lösning för kortdistansflygningar och används också på Airbus A320neo. Den har en lägre ljudnivå på 80-82 dB jämfört med äldre motorer som CFM International CFM56. Med en maximal dragkraft på 132,38 kN och relativt låga utsläppsnivåer är den ett attraktivt alternativ för kortdistansflygningar.

UltraFan* (RR UltraFan, A330**)**

RR UltraFan är en nyare motorvariant som utvecklas för flygplan som Airbus A330. Den har en extremt låg ljudnivå på endast 60,45 dB och en imponerande maximal dragkraft på 378,00 kN. Dess låga utsläppsnivåer gör den till en mycket miljövänlig motorval för långdistans flyg.

Open rotor**

Open rotormotorn har potential att revolutionera flygtekniken med sin höga effektivitet och låga bränsleförbrukning. Trots sina fördelar har den emellertid en mycket hög bullernivå, vilket kan vara en begränsande faktor.

Elektriskt***

Helt elektriska motorer har potential att vara extremt miljövänliga med noll CO_2 -utsläpp under drift. De är dock för närvarande begränsade till mindre flygplan och korta räckvidder på grund av begränsningar inom batteriteknik. Med tiden och med tekniska framsteg kan de dock bli mer relevant för kommersiellt flyg.

Baserat på ovanstående data och diskussioner verkar de nya motorvarianterna, såsom CFM International LEAP-1A, Rolls Royce UltraFan och elektriska motorer, vara mest relevanta för vidareutveckling. Deras fördelar inkluderar låga utsläppsnivåer, hög effektivitet och förbättrad prestanda jämfört med äldre motorer.

Vilken motortyp som kommer att ta över flygindustrin är idag inte något som kan sägas, men som demonstrerat finns det en stor chans att industrin går ifrån att det finns en motor som är standard, och istället utvecklar och använder det olika tekniker för olika distanser och syften med det gemensamma målet att minska utsläpp och öka effektivitet.

6.1.3 Forskningsfråga 3

FF3 *Hur kan en flygplansmotor modelleras för att underlätta undervisning?*

För att en modell skall kunna användas i undervisning krävs flera saker. En av dessa är något som tidigare nämnts under etiska aspekter är att modellen skall återspegla en riktig motor. Det är här viktigt att modellen är korrekt för att inte lära ut fel eller försvåra undervisningen. Till detta hör det till att modellen skall underlätta så mycket som möjligt, med andra ord skall den vara utformad så att den underlättar för de som undervisas att lära sig hur en flygmotor fungerar. Detta är i sig viktigare än att modellen är så lik en riktig motor som möjligt, till exempel görs modellen i en utskärning, vilket gör så att kärnan och dess kompressor- och turbinhjul kan observeras. Modellen kan även förenklas jämfört med en riktig flygmotor så att vissa delar tas bort eller förenklas för att göra det lättare att förstå grundfunktionen. Exempel på detta är att ta bort bränslesystem, elsystem och hydrauliksystem som inte behövs i modellen för att den skall kunna visa grundfunktionen hos motorn. Vissa delar är dock viktiga att behålla, exempel på dessa delar är nacelle, fläkt och kärna eftersom att det är dessa delar som dels är de största men också viktigaste för huvudfunktionen hos en flygmotor. Det är även fördelaktigt att motorn kan snurra då detta underlättar vid undervisning. Då en tvåaxlig variant av motor används så är det även fördelaktigt att de två axlarna kan snurra separat från varandra för att visa att låg och högtrycksaxlar i en riktig motor ofta snurrar med olika hastighet.

6.2 Utvärdering av funktionsmodell

När utvärdering av funktionsmodellen utfördes var funktionsmodellen inte helt färdigställd fysiskt då några komponenter ännu inte var tillverkade. Utvärderingen gick dock fortfarande att göra dels med de komponenter som var färdigställda och dels med hjälp av CAD modellen.

För att avgöra om modellen är lyckad kan den jämföras med kravspecifikationen. För att se kravspecifikationen se bilaga B.1. Modellen uppfyller huvudfunktionerna satta i kravspecifikationen nämligen visa funktionen hos en tvåaxlig turbofläktmotor samt jämföra funktionen mellan olika typer av motorer. De olika typerna av motorer är tvåaxlig turbofläkt vilket även uppfyller den första huvudfunktionen samt open rotor och visar funktionen hos båda dessa motortyper. Modellen uppfyller även kraven men inte alla önskemål i prestanda där önskemålet om en tredje konfiguration, önskemål 1.4 inte uppfylls.

Tiden för ombyggnation uppskattas till mindre än 15 minuter då det enda som skall skruvas av är fläkten/propellern medan nacellen och kärnan hålls ihop med magneter som endast behöver dras isär vilket betyder att krav 1.1 uppfylls. Axlarna i modellen kan rotera 360 grader då de sitter lagrade med kullager och inte har något som begränsar rotationen därmed är krav 1.2 uppfyllt. Enligt krav 1.3 har modellen även två konfigurationer vilka nämnts tidigare.

Krav 2.1 vilket handlar om temperatur uppnås genom att modellen är gjord i PETG och PLA vilka båda klarar av temperaturspannet 0°C-35°C. Krav 3.1 som handlar om livslängd är svårt att verifiera men det finns inget som tyder på att livslängden skulle vara lägre då den inte kommer att användas i någon ansträngande miljö såsom miljöer med vibrationer, extrema temperaturer eller kemikalier.

Storlekskraven nämligen krav 4.1, 4.2, 4.3, 4.4 och 4.5 uppfylls och har verifierats genom att modellen är designad och uppmätt i CAD. Modellens nacelle är gjord i 1/2 genomskärning och kärnan i 1/4 vilket uppfyller krav 8.2. Modellen är tillverkad på Chalmers tekniska högskola med hjälp av främst additiv tillverkning i form av 3D-skrivning. Även en mindre del skärande bearbetning har använts för att tillverka axlar. Detta betyder att kraven 9.1, 9.2 och 11.1. Krav 10.1 har uppfyllts genom att modellen har kostat mindre än 2000 SEK. Det som är inköpt är plast, kullager, lim, färg, magneter och axelmaterial.

Önskemål 12.1 som handlar om underhåll är svårt att verifiera men bör vara uppfyllt då det inte finns några uppenbara delar att underhålla då lagrena till exempel är tätade. Kategori 13 med önskemål 13.1 och 13.2 uppfylls dels genom att alla delar går att separera och att alla materialtyper därmed går att separera samt att PETG och PLA, vilket är de materialen som använts mest, båda är återvinningsbara.

Sammantaget kan modellen genom kravspecifikationen anses som lyckad då den uppfyller alla specificerade krav och de allra flesta specificerade önskemål. Modellen har trots detta förbättringsmöjligheter till exempel inom vikt och antal konfigurationer. Modellen skulle till exempel kunna göras lättare genom att minska infill vid 3D-skrivningen eller genom att göra vissa dimensioner mindre. Modellen skulle även kunna ha en tredje konfiguration förslagsvis en GTF för att även kunna visa denna motorkonfiguration. Modellen är gjord modulärt vilket betyder att det går att göra en tredje konfiguration som kan använda de existerande delarna. Med dessa ändringar skulle modellen bli ännu bättre vid undervisning.

7

Slutsats

Det kan konstateras att det just nu sker en stor utveckling av flygmotorer och många nya tekniker ses som relevanta för vidareutveckling. Detta innefattar både en effektivisering av de typerna som just nu är i bruk, alltså turbofläktmotorer, men även nya variationer. Utvecklingen visar att olika tekniker kan vara anpassade för olika syften och därmed öppna marknaden för ett bredare utbud av flygmotorer. De relevanta teknikerna som belyses i rapporten är växlad turbofläktmotor, open rotormotorer, olika elektriska och hybridmotorer samt Rolls Royce Ultrafan, och har alla olika TRL värden och användningsområden.

För att vidare undersöka utvecklingen kan en fördjupning göras i just bränslealternativ, som i denna studie endast nämndes kort. Både vätgas och biobränslen är just nu relevanta och kan ha en plats i framtidens flygmotorer.

Funktionsmodellen som skapats under denna studie är ett effektivt verktyg för att illustrera och förstå tekniken i en flygmotor, 3D-modellen har därmed en stor potential att underlätta under olika pedagogiska sammanhang. Framtida studier skulle kunna inriktas på att ytterligare optimera och anpassa funktionsmodellen för nya typer av motorer, för att spegla de nya förändringarna i teknik och design som konstant sker inom flygindustrin.

Litteraturförteckning

- Airbus. A320ceo | A320 | Aircraft | Airbus Aircraft, 2024a. URL <https://aircraft.airbus.com/en/aircraft/a320-the-most-successful-aircraft-family-ever/a320ceo>.
- Airbus. A320neo | A320 | Aircraft | Airbus Aircraft, 2024b. URL <https://aircraft.airbus.com/en/aircraft/a320-the-most-successful-aircraft-family-ever/a320neo>.
- Airbus. A330-300 | A330 | Aircraft | Airbus Aircraft, 2024c. URL <https://aircraft.airbus.com/en/aircraft/a330-advanced-to-boost-profitability/a330-300>.
- Airbus. Orders and deliveries | Airbus, 2024d. URL <https://www.airbus.com/en/products-services/commercial-aircraft/market/orders-and-deliveries>.
- Andrz9j~commonswiki. Brayton pvTs, 2 2007. URL https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Brayton_pvTs.png.
- S. Arif Khalid, D. Lurie, A. Breeze-Stringfellow, T. Wood, K. Ramakrishnan, U. Paliath, J. Wojno, B. Janardan, T. Goerig, A. Opalski, and J. Barrett. Open Rotor Engine Aeroacoustic Technology Final Report. Technical report, 5 2013.
- ATR. ATR 72-600 Aircraft, 2024. URL <https://www.atr-aircraft.com/aircraft-services/aircraft-family/atr-72-600/>.
- S. Bandopadhyay, T. Jagdeep, K. Pandey, N. Sadrani, and K. B.T. Augmenting effectiveness of geared turbofan engines by dual stage radial blisks. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 94(6):1019 – 1024, 4 2022. ISSN 17488842. doi: 10.1108/AEAT-02-2021-0045.
- Boeing. 787 Dreamliner By Design, 2024a. URL <https://www.boeing.com/commercial/787/by-design>.
- Boeing. Orders & Deliveries, 1 2024b. URL <https://www.boeing.com/commercial#orders-deliveries>.
- Boeing Commercial Airplanes. 787 Airplane Characteristics for Airport Planning. Technical report, 2 2023.
- Bombardier. Bombardier Q300. 2006.
- O. Bonnassies. CFM RISE targets mid-2030 EIS. *Airfinance Journal*, 2021. URL <https://search.ebscohost.com/login.aspx?direct=true&db=edsbig&>

amp;AN=edsbig.A715069710&site=eds-live&scope=site&authtype=guest&custid=s3911979&groupid=main&profile=eds.

J. F. Brouckaert, F. Mirville, K. Phuah, and P. Taferner. Clean Sky research and demonstration programmes for next-generation aircraft engines. *Aeronautical Journal*, 122(1254):1163–1175, 8 2018. ISSN 00019240. doi: 10.1017/aer.2018.37.

Carpenter Electrification. The Impact of Electric Aircraft on Carbon Emissions and Air Quality, 5 2023. URL <https://www.carpenterelectrification.com/blog/evtol-environmental-impact>.

CFM. CFM RISE PROGRAM. Technical report, 2021.

Clean Aviation. Hydrogen-powered aviation, 2020. URL <https://www.clean-aviation.eu/media/publications/hydrogen-powered-aviation>.

Clean Aviation. UltraFan© progressing at full throttle | Clean Aviation, 2021. URL <https://www.clean-aviation.eu/ultrafan-progressing-at-full-throttle>.

Clean Sky. Clean Sky at a Glance. Technical report, 3 2016. URL www.cleansky.eu.

EASA. TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET FOR NOISE Boeing 787. Technical report, 4 2021.

EASA. General Electric Company Issue: 11 GEnx Series Engines. Technical report, 2022a.

EASA. Sustainable Aviation Fuels, 2022b. URL <https://www.easa.europa.eu/eco/eaer/topics/sustainable-aviation-fuels>.

EASA. TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET for Engine }Trent XWB series engines. Technical report, 9 2022c.

EASA. TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET For Engine RB211 Trent 700 series engines. Technical report, 10 2022d.

EASA. TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET for LEAP-1B series engines. Technical report, 12 2022e.

EASA. TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET for Trent XWB series engines. Technical report, 2022f.

EASA. TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET FOR NOISE AIRBUS A320. Technical report, 12 2023a.

EASA. TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET FOR NOISE AIRBUS A330. Technical report, 9 2023b.

EASA. TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET for CFM56-5B and CFM56-5C series engines. Technical report, 1 2023c.

EASA. TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET for for Engine }PW100 series engines. Technical report, 12 2023d.

- EASA. TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET for LEAP-1A & LEAP-1C series engines. Technical report, 11 2023e.
- EASA. TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET for Trent 1000 series engines. Technical report, 2023f.
- Emoscopes. Turbofan operation, 2 2006. URL https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Turbofan_operation_%281bp%29.png.
- E. Envia. NASA OPEN ROTOR NOISE RESEARCH. Technical report, 10 2010.
- S. Farokhi. *Aircraft Propulsion*. John Wiley & Sons, Incorporated, 2 edition, 5 2014. URL <https://eds.p.ebscohost.com/eds/detail/detail?vid=1&sid=081a3239-c7af-4d99-b271-b9b42f5b8971%40redis&bdata=JnNpdGU9ZWRzLWxpdmUmc2NvcGU9c2l0ZQ%3d%3d#AN=clec.EBC7104095&db=cat07472a>.
- Federal Aviation Administration. United States 2021 Aviation Climate Action Plan. Technical report, 2021.
- A. Filippone and N. Bojdo. Statistical model for gas turbine engines exhaust emissions. *Transportation Research Part D: Transport and Environment*, 59:451–463, 3 2018. ISSN 13619209. doi: 10.1016/j.trd.2018.01.019.
- Fokker Services. Fokker 50-Informationbooklet. pages 8–8, 2024.
- GE Aerospace. GE90 Engine Family | GE Aerospace, 2024. URL <https://www.geaerospace.com/propulsion/commercial/ge90>.
- E. Gent. MIT Unveils a Megawatt Motor for Electric Aircraft - IEEE Spectrum, 6 2023. URL <https://spectrum.ieee.org/electric-airplane>.
- B. Giampaolo Buticchi, S. Member IEEE, P. Wheeler, F. Ieee, and D. Boroyevich. The More-Electric Aircraft and Beyond. 2022. doi: 10.1109/JPROC.2022.3152995.
- Glenn Research Center. Single-Aisle Turboelectric Aircraft with Aft Boundary Layer Propulsion (STARC-ABL) | Glenn Research Center | NASA, 2023. URL <https://www1.grc.nasa.gov/aeronautics/eap/airplane-concepts/starc-abl/>.
- R. D. Hager and D. Vrabel. Advanced Turboprop Project. Technical report, 1998.
- N. Hall. Turbofan Engine, 5 2021. URL <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/Animation/turbtyp/etfp.html>.
- N. Hall. Thrust to Weight Ratio | Glenn Research Center | NASA, 2023. URL <https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/thrust-to-weight-ratio/>.
- Heart Aerospace. ES-30 | Heart Aerospace, 2024. URL <https://heartaerospace.com/es-30/>.
- E. S. Hendricks. A Review of Boundary Layer Ingestion Modeling Approaches for use in Conceptual Design. 2018. URL <http://www.sti.nasa.gov>.

- ICAO. ICAO ENGINE EXHAUST EMISSIONS DATA SHEET LEAP-1A24, TAPS II Combustor (22.01.2021). 1 2021a.
- ICAO. ICAO ENGINE EXHAUST EMISSIONS DATA SHEET CFM56-5B, Tech Insertion Combustor. 1 2021b.
- ICAO. ICAO ENGINE EXHAUST EMISSIONS DATA SHEET RR Trent 1000-CE3, Phase5 Tiled Combustor. 3 2021c.
- ICAO. ICAO ENGINE EXHAUST EMISSIONS DATA SHEET RR Trent 772, Phase5 Combustor. 1 2021d.
- ICAO. ICAO ENGINE EXHAUST EMISSIONS DATA SHEET PW1122G-JM, TALON X, Block-C Combustor. 6 2023.
- Ilenia Bruno, Alessandro Donarelli, Valeria Marchetti, Anna Schiavone Panni, Beatrice Valente Covino, Georges Lobo, and Francesco Molinari. Technology Readiness revisited: A proposal for extending the scope of impact assessment of European public services. Technical report, Electronic Governance, Athens, 4 2020.
- JetX Engineering. Aeolus - JetX Engineering, 2024. URL <https://www.jet-x.org/aeolus.html>.
- L. S. Langston. Turbines, Gas. Technical report, University of Connecticut, Storrs, 2004. URL http://resume.marcbrands.com/classfolder/45-859/https@blackboard.andrew.cmu.edu/courses/1/s04-45859/content/_185104_1/gas_turbines_review.pdf.
- Y. Liu, D. Mo, D. Nalianda, Y. Li, and I. Roumeliotis. Review of More Electric Engines for Civil Aircraft. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 23(4):784–793, 9 2022. ISSN 20932480. doi: 10.1007/s42405-022-00469-0.
- B. MacIsaac, R. Langton, P. Belobaba, J. Cooper, and A. Seabridge. *Gas Turbine Propulsion Systems*. Newark: John Wiley & Sons, Incorporated, 2 edition, 2011. URL <https://search.ebscohost.com/login.aspx?direct=true&db=cat07472a&AN=clec.EBC697469&site=eds-live&scope=site>.
- A. L. Mohd Tobi and A. E. Ismail. Development in Geared Turbofan Aeroengine. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 131(1):012019, 6 2016. ISSN 1757899X. doi: 10.1088/1757-899X/131/1/012019.
- MTU Aero Engines. LEAP-1A/-1B - MTU Aero Engines, 2024. URL <https://www.mtu.de/engines/commercial-aircraft-engines/narrowbody-and-regional-jets/leap-1a/-1b/>.
- Nord68. Jet engine sv, 3 2023. URL https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Jet_engine.svg#/media/File:Jet_engine_sv.svg.
- D. P. Raymer. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. 1992.
- Rolls-Royce. Trent 1000: Boeing 787 Engine | Rolls-Royce, 2024a. URL

<https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/widebody/trent-1000.aspx#section-overview>.

Rolls-Royce. UltraFan | Rolls-Royce, 2024b. URL <https://www.rolls-royce.com/innovation/ultrafan.aspx>.

S. Samuelsson and T. Grönstedt. Performance analysis of turbo-electric propulsion system with fuselage boundary layer ingestion. *Aerospace Science and Technology*, 109:106412, 2 2021. ISSN 1270-9638. doi: 10.1016/J.AST.2020.106412.

H. Saravanamuttoo, G. Rogers, H. Cohen, P. Straznicky, and A. Nix. *Gas turbine theory*. Pearson Education Limited, 7 edition, 8 2017.

O. Siddiqui and I. Dincer. A comparative life cycle assessment of clean aviation fuels. *Energy*, 234:121126, 11 2021. ISSN 03605442. doi: 10.1016/j.energy.2021.121126.

Statista. Key figures of the biggest aircraft manufacturers worldwide, 2021. URL <https://www.statista.com/statistics/269920/key-figures-of-the-four-largest-aircraft-manufacturers/>.

Tiraden. Safran Open Rotor, 6 2017. URL https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Safran_Open_Rotor.png#filelinks.

A

Bilaga A. Motor specifikationer

Motor	Producent	Flygplansmodell	Motortyp
LEAP-1A	CFM International	A320	Tvåaxlig turbofläkt
LEAP-1B	CFM International	B737	Tvåaxlig turbofläkt
Trent XWB	Rolls Royce	A350	Treaxlig turbofläkt
Trent 1000	Rolls Royce	B787	Treaxlig turbofläkt
GEEx-1B	GE Aerospace	B787	Tvåaxlig turbofläkt
PW1100G-JM	Pratt & Whitney	A320	Växlad tvåaxlig turbofläkt
Motor	Bypass ratio	Kompressorer	Turbiner
LEAP-1A	11:1	LPC:3-steg, HPC:10-steg	LPT:7-steg, HPT:2-steg
LEAP-1B	8.6:1	LPC: 3-steg, HPC:10-steg	LPT:5-steg, HPT:2-steg
Trent XWB	9.6:1	LPC:1-steg,IPC:8-steg,HPC:6-steg	LPT:1-steg,IPT:2-steg,HPT:6-steg
Trent 1000	10:1	LPC:1-steg,IPC:8-steg,HPC:6-steg	LPT:6-steg,IPT:1-steg,HPT:1-steg
GEEx-1B	8.8:1	LPC: 4-steg, HPC: 10-steg	LPT: 7-steg, HPT: 2-steg
PW1100G-JM	12.5:1	LPC: 3-steg, HPC: 8-steg	LPT: 3-steg, HPT: 2-steg
Motor	Kontrollsystem av Motor	Typ av Kompressor	Dragkraft vid Lyft[N]
LEAP-1A	FADEC	Axiellt flöde	143 050
LEAP-1B	FADEC	Axiellt flöde	130 410
Trent XWB	FADEC	Axiellt flöde	431 500
Trent 1000	EEC	Axiellt flöde	360 400
GEEx-1B	FADEC	Axiellt flöde	357 600
PW1100G-JM	FADEC	Axiellt flöde	132 380

Tabell A.1: Tabell över de vanligaste turbofläktmotorerna och deras specifikationer

Motor	Referens
LEAP-1A	(EASA, 2023e)
LEAP-1B	(EASA, 2022d)
Trent XWB	(EASA, 2022f)
Trent 1000	(EASA, 2023f)
GEEx-1B	(EASA, 2022a)
PW1100G-JM	(EASA, 2022e)

Tabell A.2: Referenser för Tabell

A. Bilaga A. Motor specifikationer

	Turbofläkt kortdistans	Turbofläkt kort gammal
Motor, Flygplan	CFM LEAP-1A, A320neo	CFM CF56, A320ceo
Ljudnivå [db]	79-84	86-96
Dragkraft till viktförhållande [N/kg]	0,37	0,39
Max dragkraft [kN]	143,05	151,24
NO_x utsläpp [g/kg]	9,87	14,92
CO utsläpp [g/kg]	6,99	7,76
Bränsleflöde [kg/s]	0,47	0,71
Startvikt (flygplan) [kg]	79 000	78 000
Bypass-ratio [-]	11:1	6:1
Bränslekapacitet [L]	26 730	27 200
Räckvidd [km]	6 300	6 200

	Turbofläkt långdistans	Växlad Turbofläkt
Motor, Flygplan	RR TRENT 1000, B787 Dreamliner	P&W PW1000G-JM, A320neo
Ljudnivå [db]	83-89	80-82
Dragkraft till viktförhållande [N/kg]	0,32	0,34
Max dragkraft [kN]	360,40	132,38
NO_x utsläpp [g/kg]	28,11	10,99
CO utsläpp [g/kg]	1,94	9,20
Bränsleflöde [kg/s]	1,36	0,40
Startvikt (flygplan) [kg]	227 930	79 000
Bypass-ratio [-]	10:1	12,5:1
Bränslekapacitet [L]	126 654	26 730
Räckvidd [km]	13 530	6 300

	UltraFan*	Turboprop
Motor, Flygplan	RR UltraFan, A330****	P&W Canada PW100, F50
Ljudnivå [db]	60,45	115-135
Dragkraft till viktförhållande [N/kg]	0,32	0,09
Max dragkraft [kN]	378,00	8,89
NO_x utsläpp [g/kg]	11,62	12,00
CO utsläpp [g/kg]	1,31	0,80
Bränsleflöde [kg/s]	1,27	0,09
Startvikt (flygplan) [kg]	242 000	20 820
Bypass-ratio [-]	>12:1	0:1
Bränslekapacitet [L]	139 090	6 420
Räckvidd [km]	>13 530	2 578

	Open rotor**	Elektriskt***
Ljudnivå [db]	>135	<60,45
Dragkraft till viktförhållande [N/kg]	>0,37	<0,09
NO_x utsläpp [g/kg]	14,92	0
CO utsläpp [g/kg]	7,76	0
Bränsleflöde [kg/s]	<0,71	-
Bränslekapacitet [L]	26 730	-
Räckvidd [km]	>6 300	<2578

Tabell A.3: Data för jämförelse

Motor	Referens
CFM International LEAP-1A	(ICAO, 2021a; EASA, 2023e)
P&W PW1000G-JM	(ICAO, 2023; EASA, 2022e)
CFM International CF56	(ICAO, 2021b; EASA, 2023c)
RR TRENT 1000	(ICAO, 2021c; EASA, 2023f)
RR UltraFan*	(ICAO, 2021d; EASA, 2022c)
P&W Canada PW100	(Filippone and Bojdo, 2018; EASA, 2023d)
Open rotor**	(Arif Khalid et al., 2013; Envia, 2010)
Elektriskt***	(Carpenter Electrification, 2023; Gent, 2023)

Tabell A.4: Referenser för motorer i Tabell A.3

Flygplan	Referens
A320neo	(Airbus, 2024b; EASA, 2023a)
A320ceo	(Airbus, 2024a; EASA, 2023a)
B787 Dreamliner	(Boeing, 2024a; Boeing Commercial Airplanes, 2023; EASA, 2021)
A330	(Airbus, 2024c; EASA, 2023b)
F50	(Fokker Services (2024); Intervju 2 (2024))

Tabell A.5: Referenser för flygplan i Tabell A.3

B

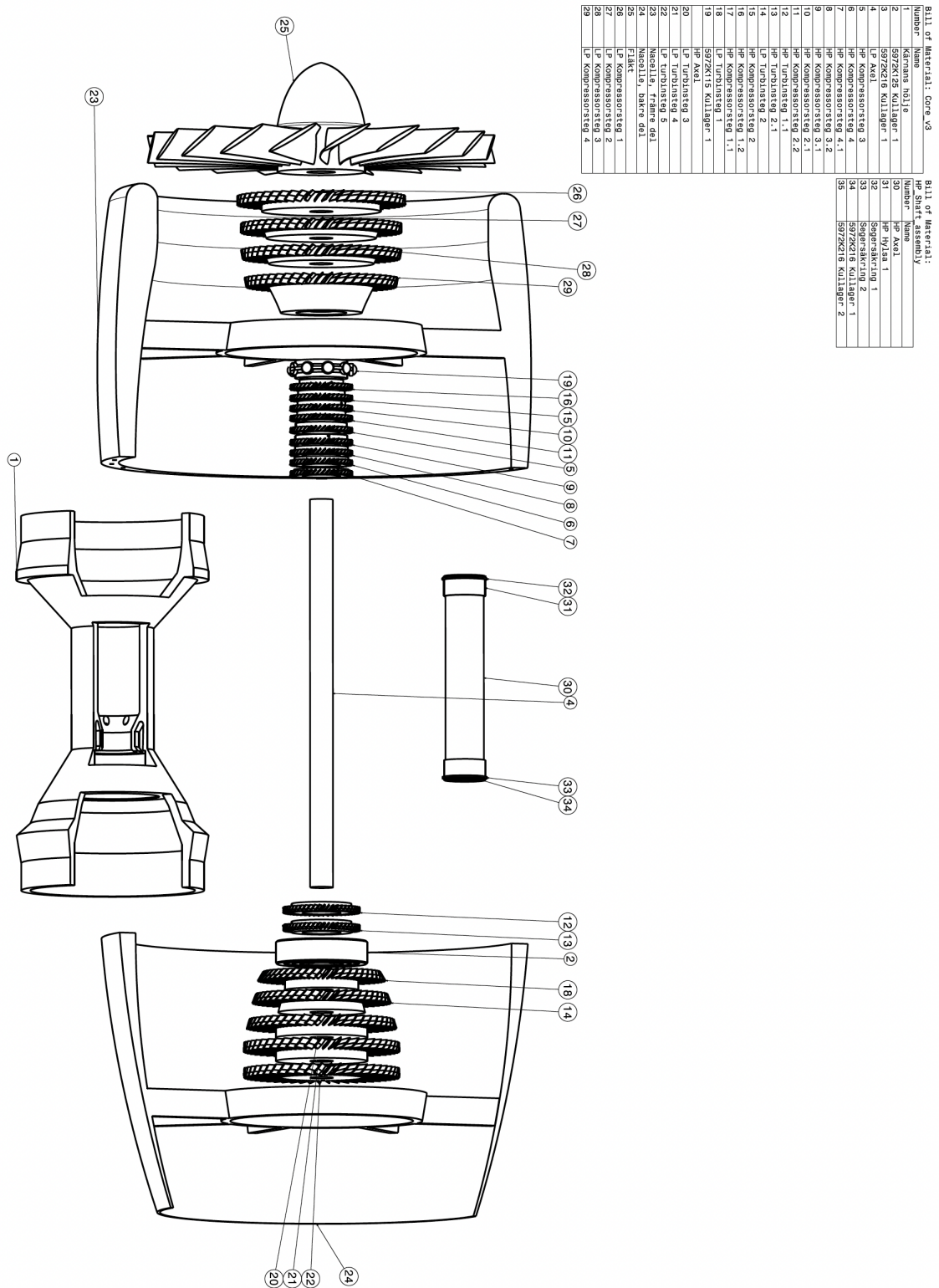
Bilaga B. Kravspecifikation

Chalmers	Dokumenttyp	Kravspecifikation				
	Projekt	Prototyp av flygmotorer				
		Skapad: 2024-03-22				
		Modifierad: 2024-04-19				
Kriterier		Målvärde	K/Ö	Vikt	Verifieringsmetod	Referens (kravställare)
Funktioner						
HF	Visa funktionen av en tvåaxlig-turbofläkt		K		Test	Gruppen, examinatorn
	Jämföra funktionen mellan olika motorer		K		Test	Gruppen
1. Prestanda						
1.1	Tid för ombyggnation	$x \leq 15\text{min}$	Ö	4	Test	Examinatorn
1.2	Går att rotera runt sin axel	360°	Ö	5	Test	Examinatorn
1.3	Två olika konfigurationer	HBP Turbufläkt och open rotor	K		Test	Examinatorn
1.4	Tredje konfiguration	GTF	Ö	2	Test	Gruppen
2. Omgivande miljö						
2.1	Temperatur i användningsr	$0^\circ < x < 35^\circ\text{C}$	K		Test	Gruppen
3. Livslängd						
3.1	Livslängd	7 år	Ö	4	Utmattningsprov	Gruppen
4. Storlek						
4.1	Kärnan (e)	$200 \pm 20\text{mm}$	K		Beräkning i CAD	Gruppen
4.2	Kärnans längd	$665 \pm 30\text{mm}$	K		Beräkning i CAD	Gruppen
4.3	Fläkten (e)	$400 \pm 20\text{mm}$	K		Beräkning i CAD	Gruppen
4.4	Nacelle (e)	$500 \pm 20\text{mm}$	K		Beräkning i CAD	Gruppen
4.5	Open rotor (e)	$500 \pm 20\text{mm}$	Ö	2	Beräkning i CAD	Gruppen
5. Massa						
5.1	Max vikt	8kg	K		Beräkning i CAD	Gruppen
5.2	Max vikt	5kg	Ö	3	Beräkning iCAD	Gruppen
6. Ergonomi						
6.1	Kunna transporteras ergonomiskt		Ö	5	Undersökning	Gruppen
7. Säkerhet						
7.1	Ingen skada på användaren		Ö	2	Test	Gruppen
8. Estetik och ytfinish						
8.1	Färgval	Efter temperaturen i motorn	Ö	5	Test	Gruppen
8.2	Genomsikret	1/4 nacellen samt kärnan	K		Test	Gruppen
9. Material						
9.1	Tillverkningsbar genom främst additiv tillverkning		K		Test	Examinatorn
9.2	Tillverkningsbar genom en del skärande bearbetning		K		Test	Gruppen
10. Tillverkningskostnad						
10.1	Kostnad för tillverkning	Pris $\leq 2000\text{SEK}$	K		Uträkning	Examinatorn
11. Tillverkningsanläggning						
11.1	Tillverkningsbar i Chalmers in-house		K		Test	Examinatorn
12. Underhåll						
12.1	Underhållsfri		Ö	4	Test	Gruppen
13. Återvinning / hållbarhet						
13.1	Lågt klimatavtryck	Återvinningsbar i störst möjlig utsträckning	Ö	3	Test	Gruppen
13.2	Gå att separera produkten	Produktens olika material ska gå att separera	Ö	3	Test	Gruppen
14. Tidsschema		Presentera funktionär modell senast 8de maj	K		Observation	Examinatorn

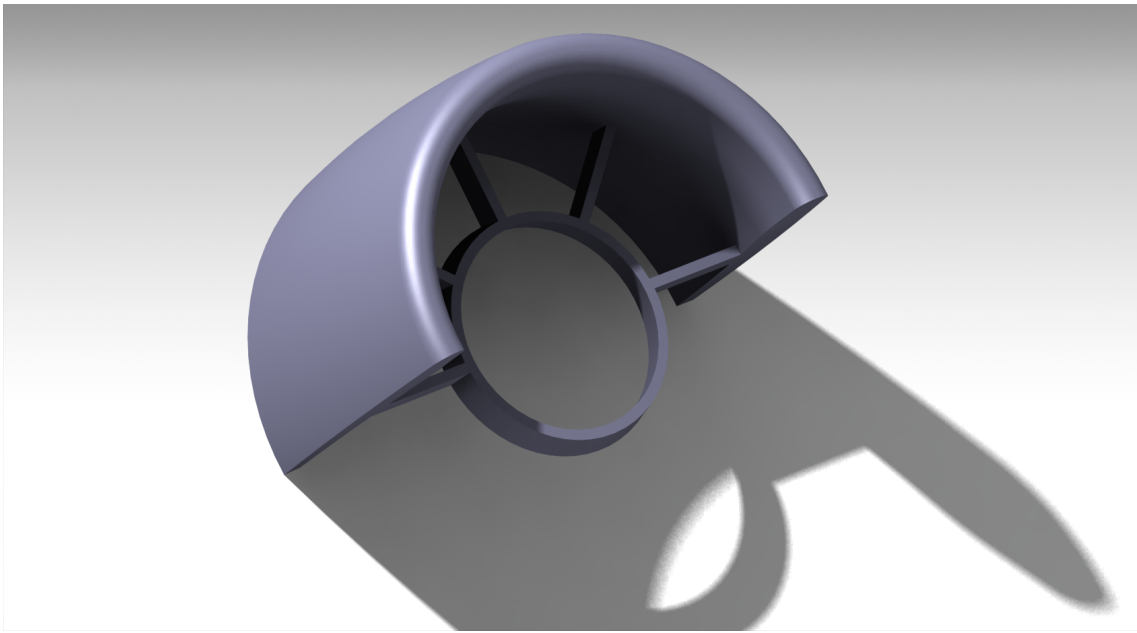
Figur B.1: Kravspecifikation

C

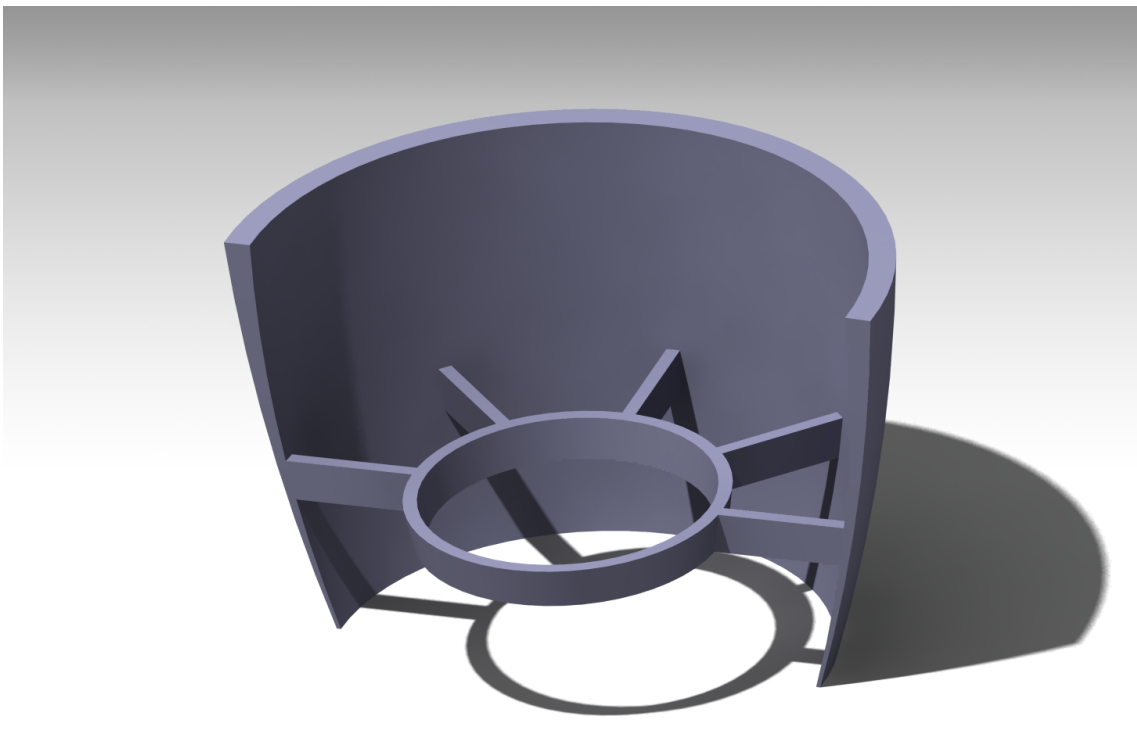
Bilaga C. CAD figurer



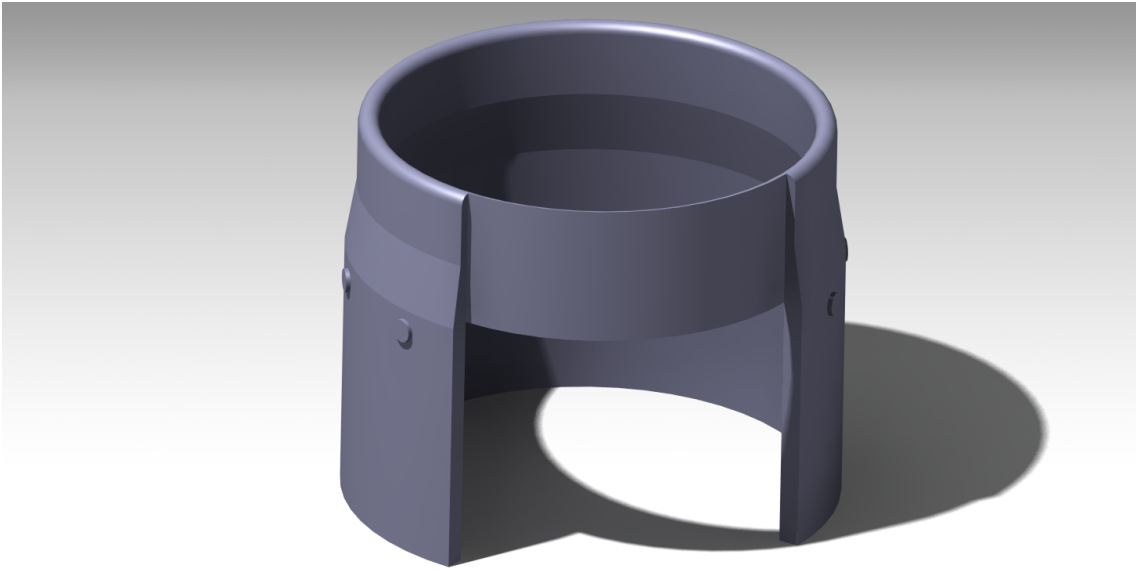
Figur C.1: Sprängskiss av turbofläktmotor



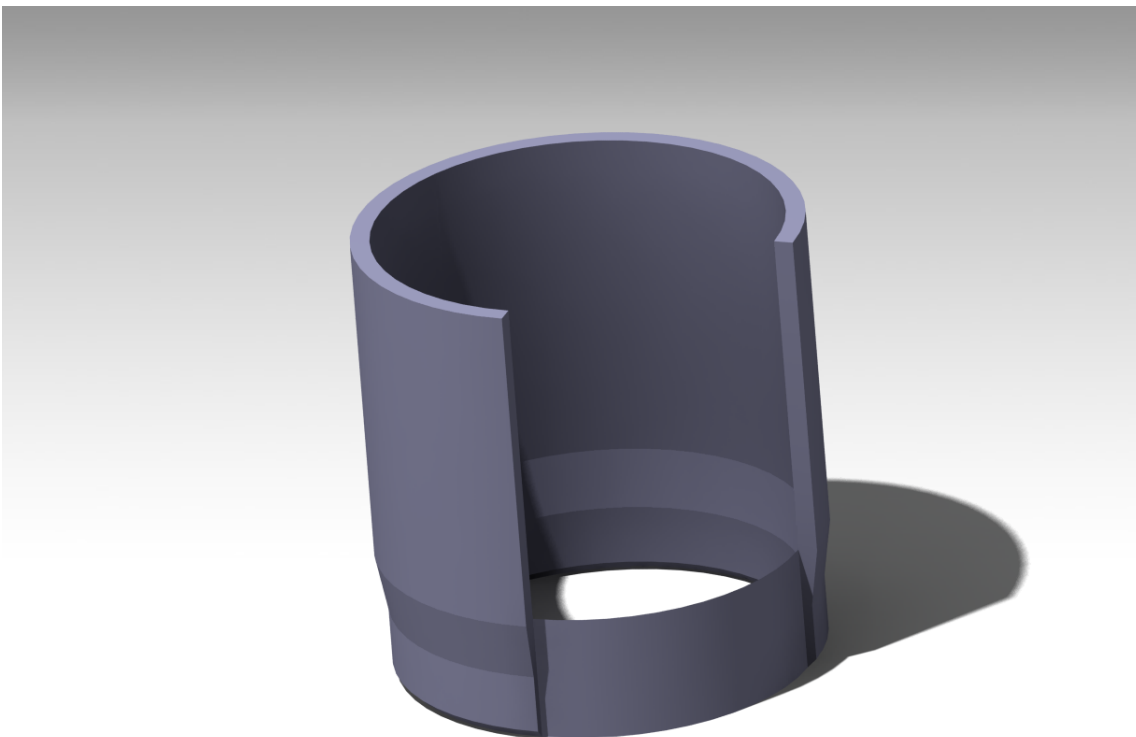
Figur C.2: Nacelle för turbofläktmotor, främre del



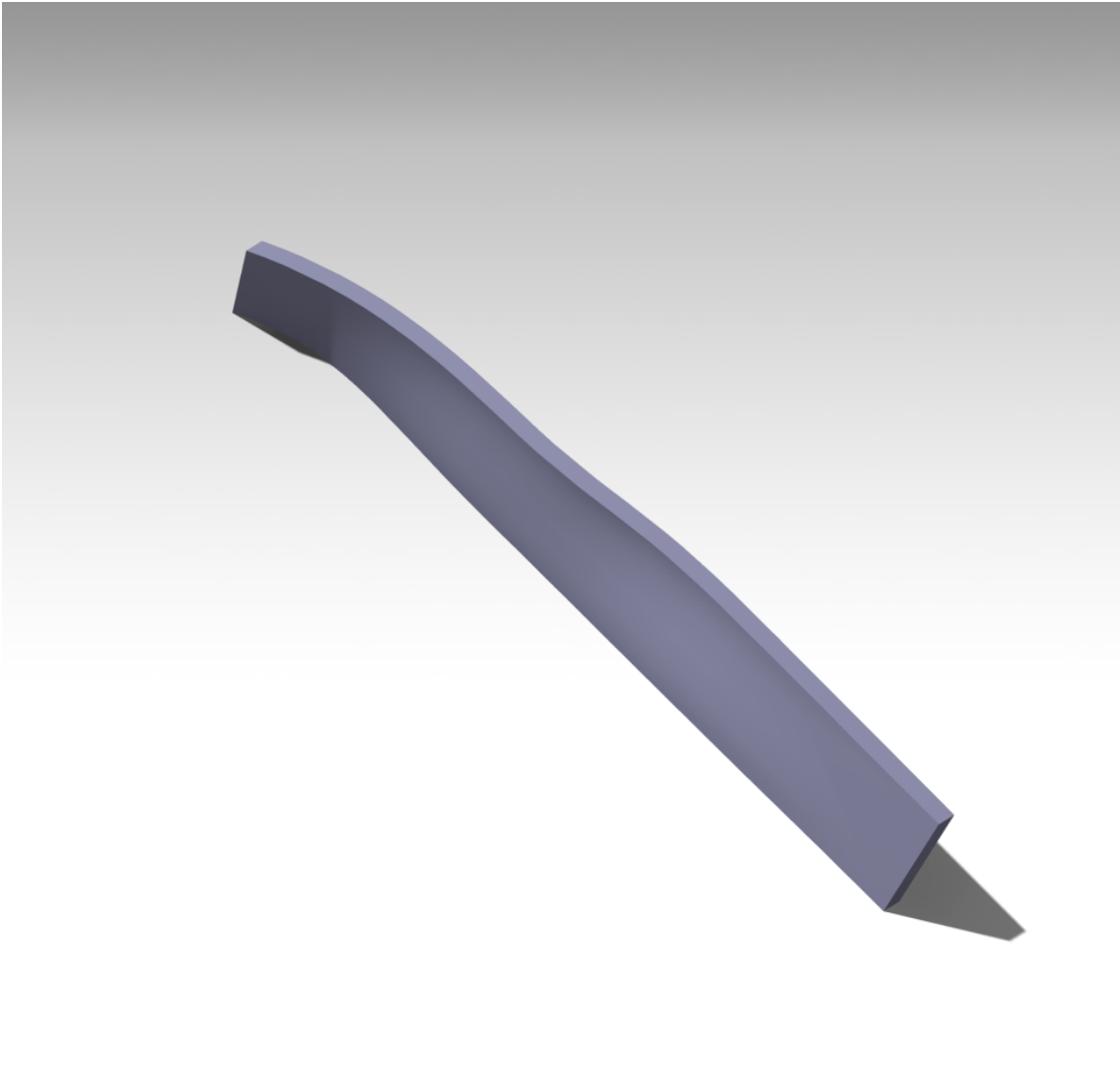
Figur C.3: Nacelle för turbofläktmotor, bakre del



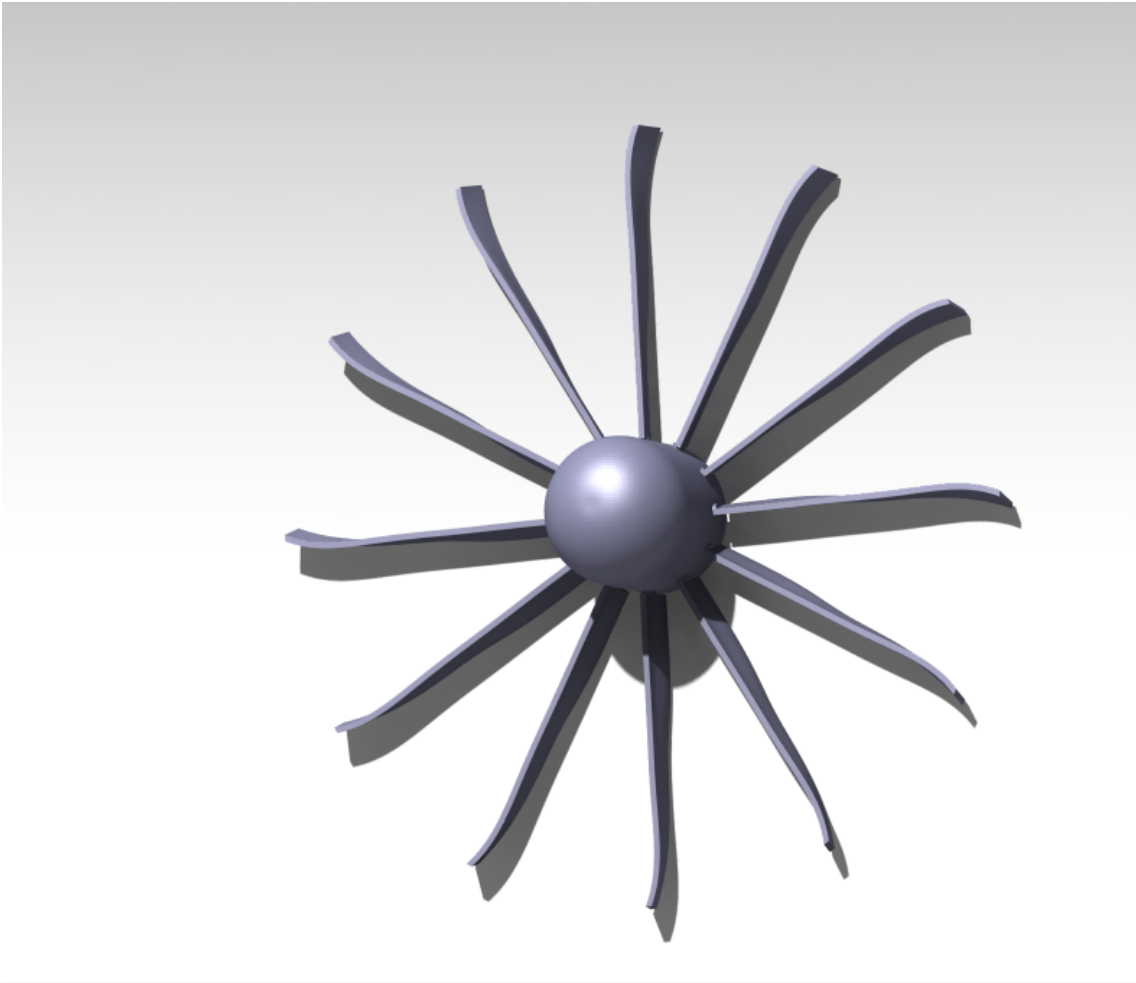
Figur C.4: Nacelle för open rotor motor, främre del



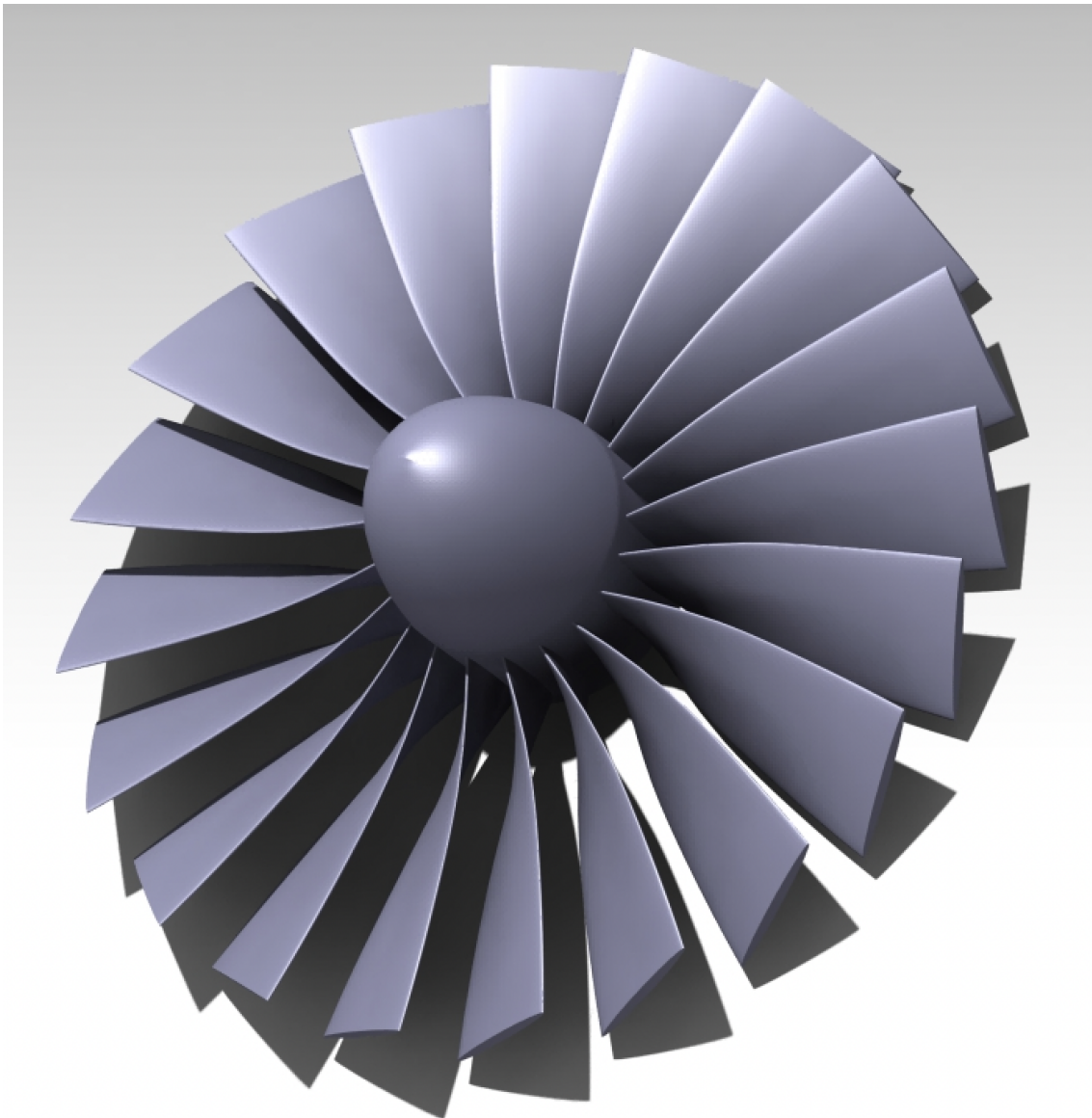
Figur C.5: Nacelle för open rotor, bakre del



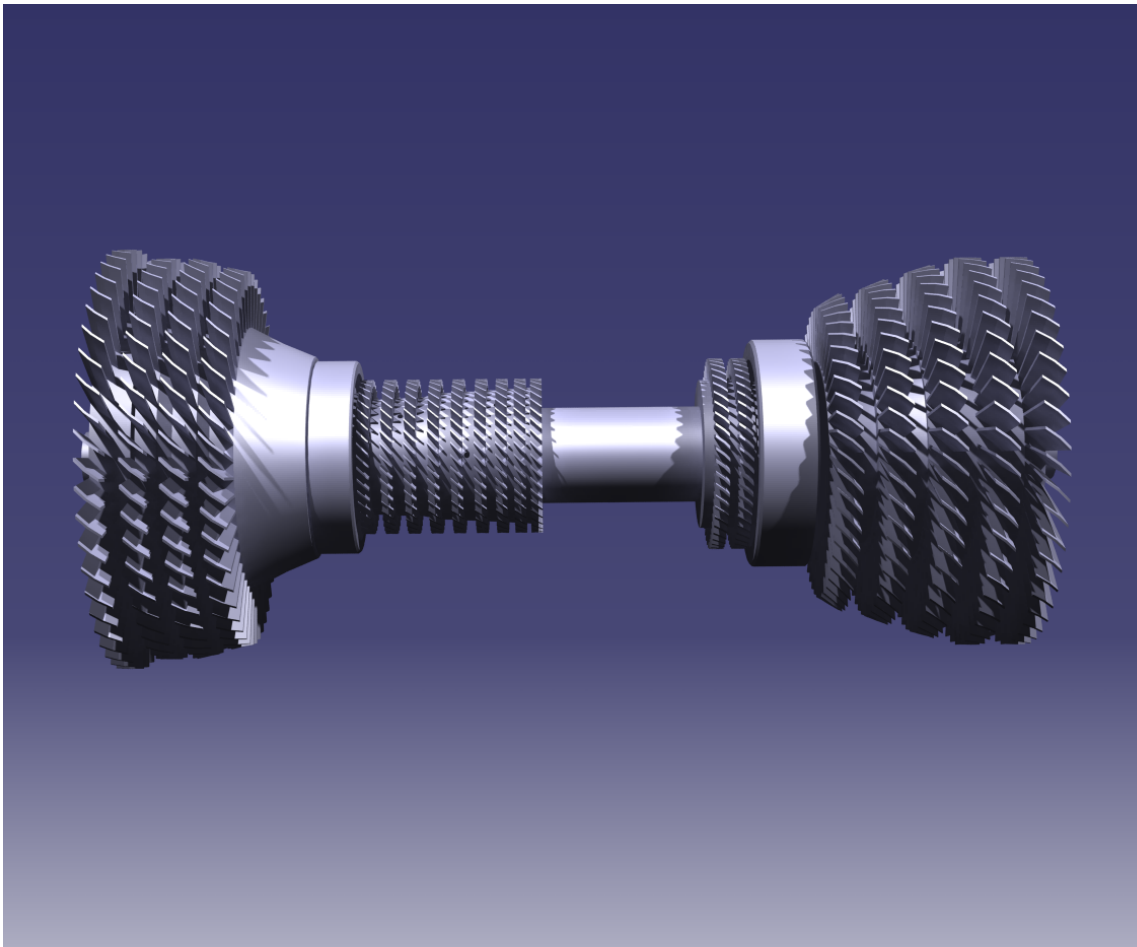
Figur C.6: Open rotor propellerbladblad



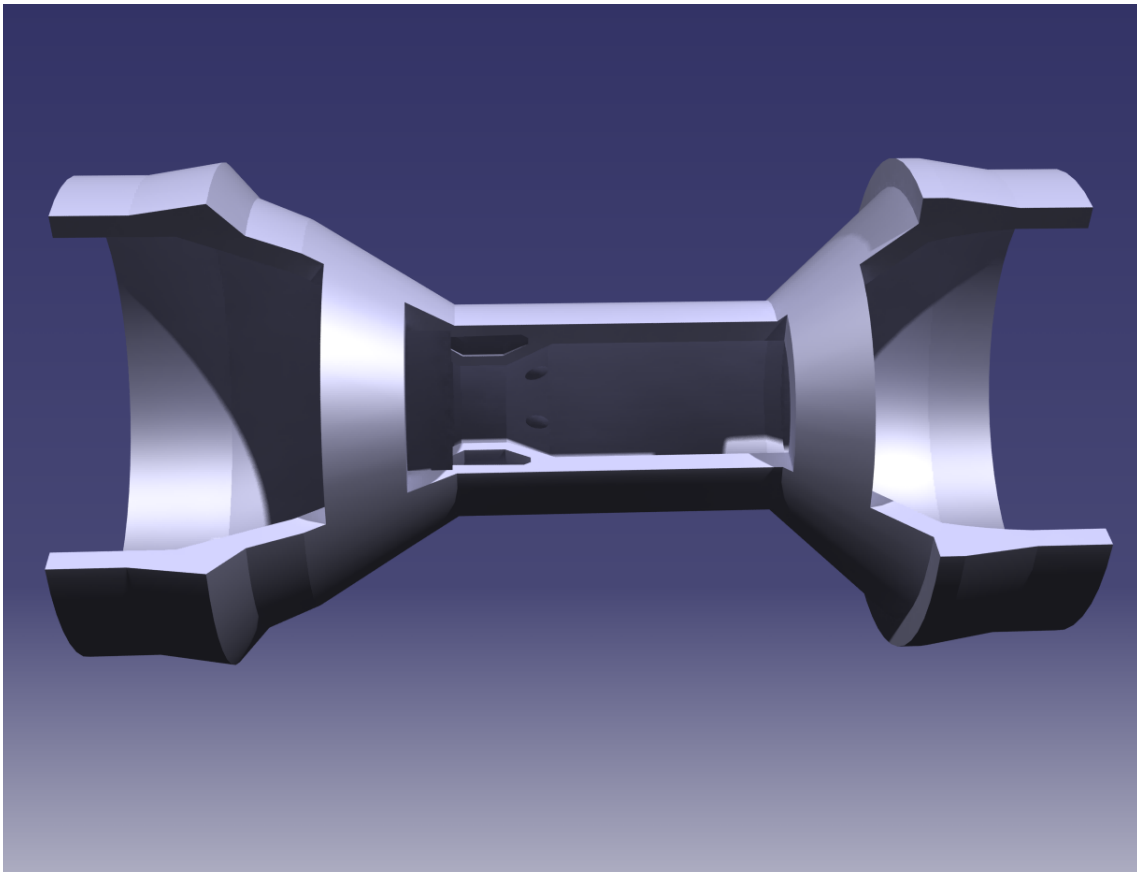
Figur C.7: Open rotor propeller



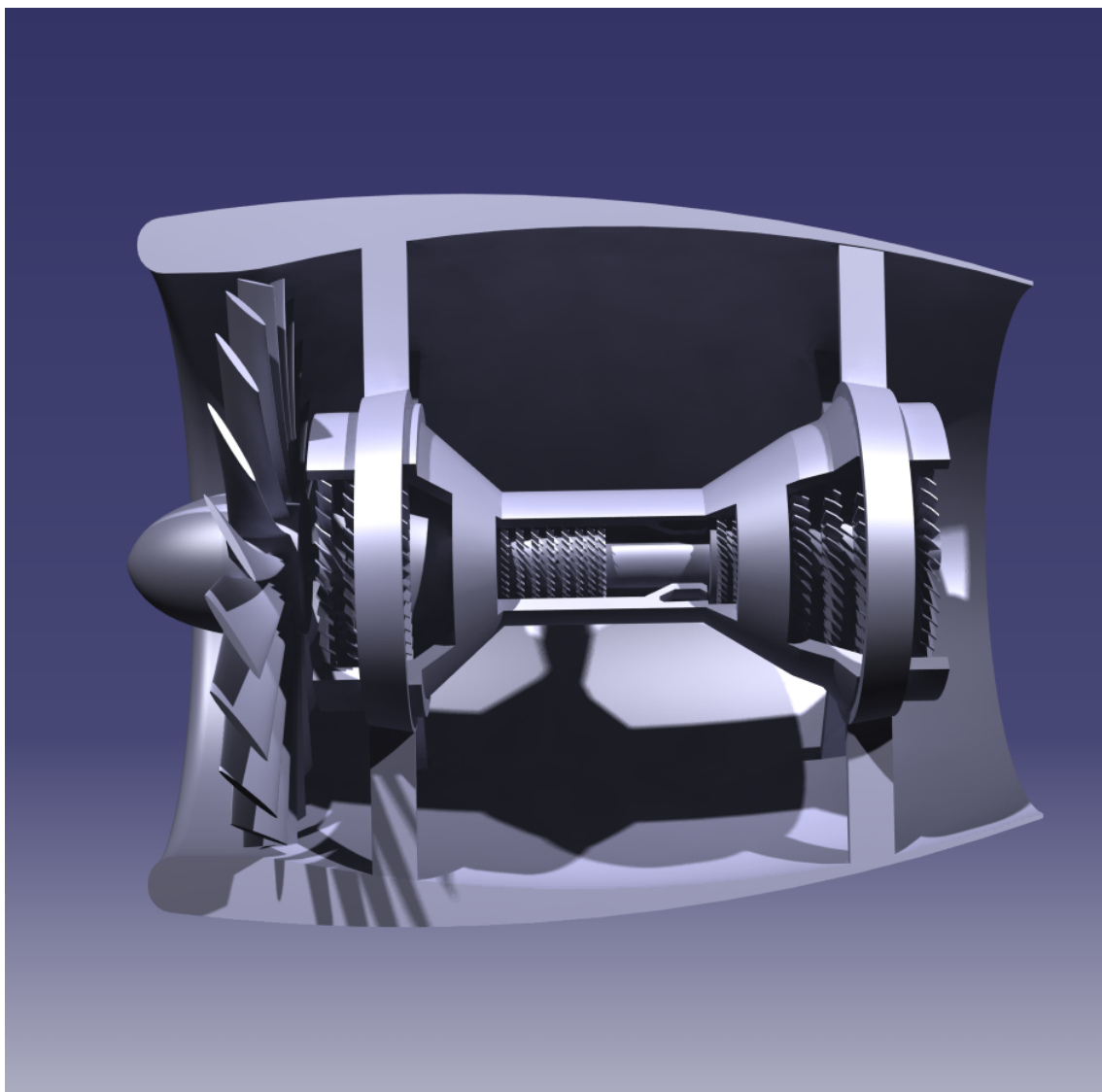
Figur C.8: Fläkt för turbofläktmotor



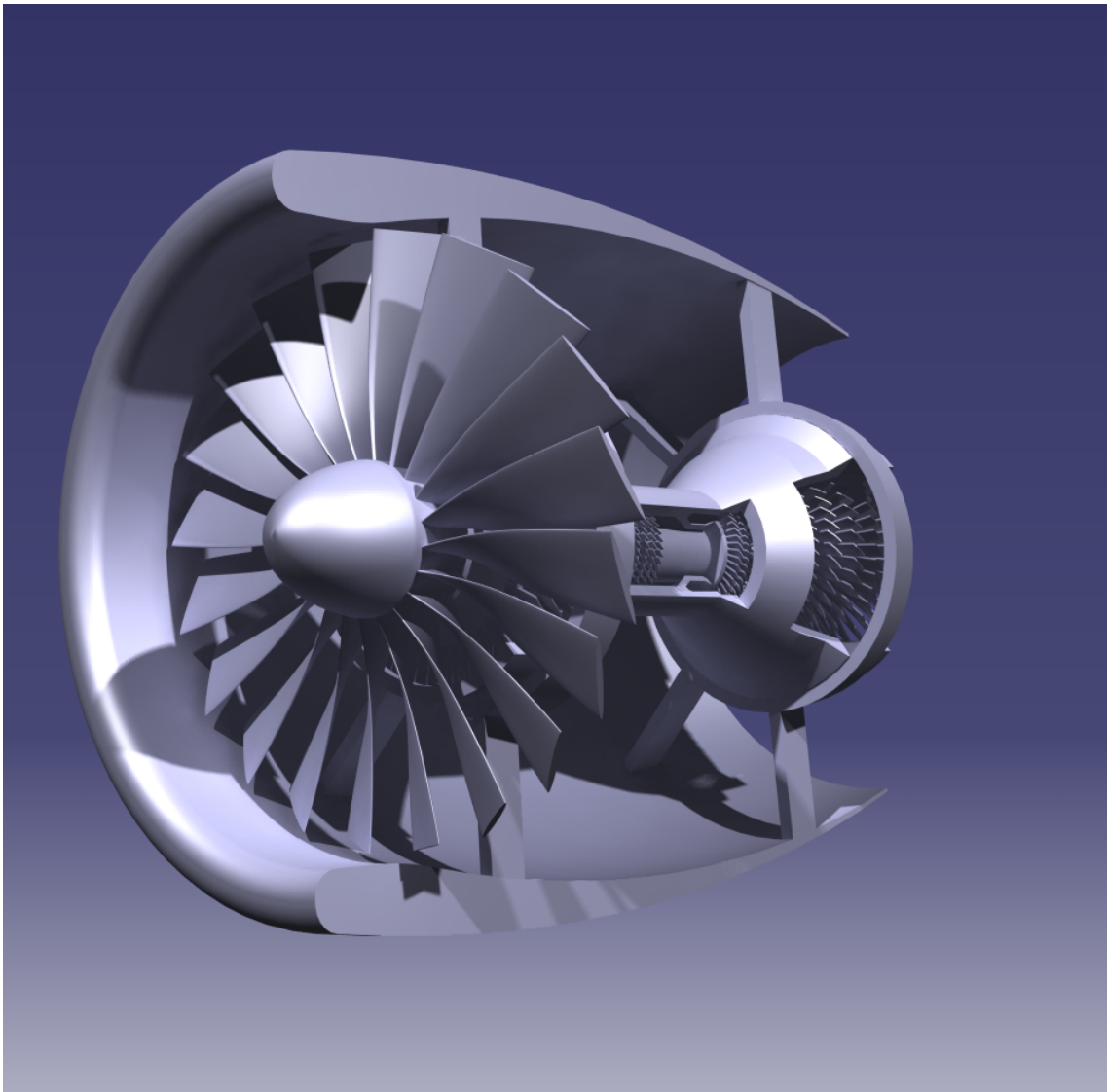
Figur C.9: Motorkärna



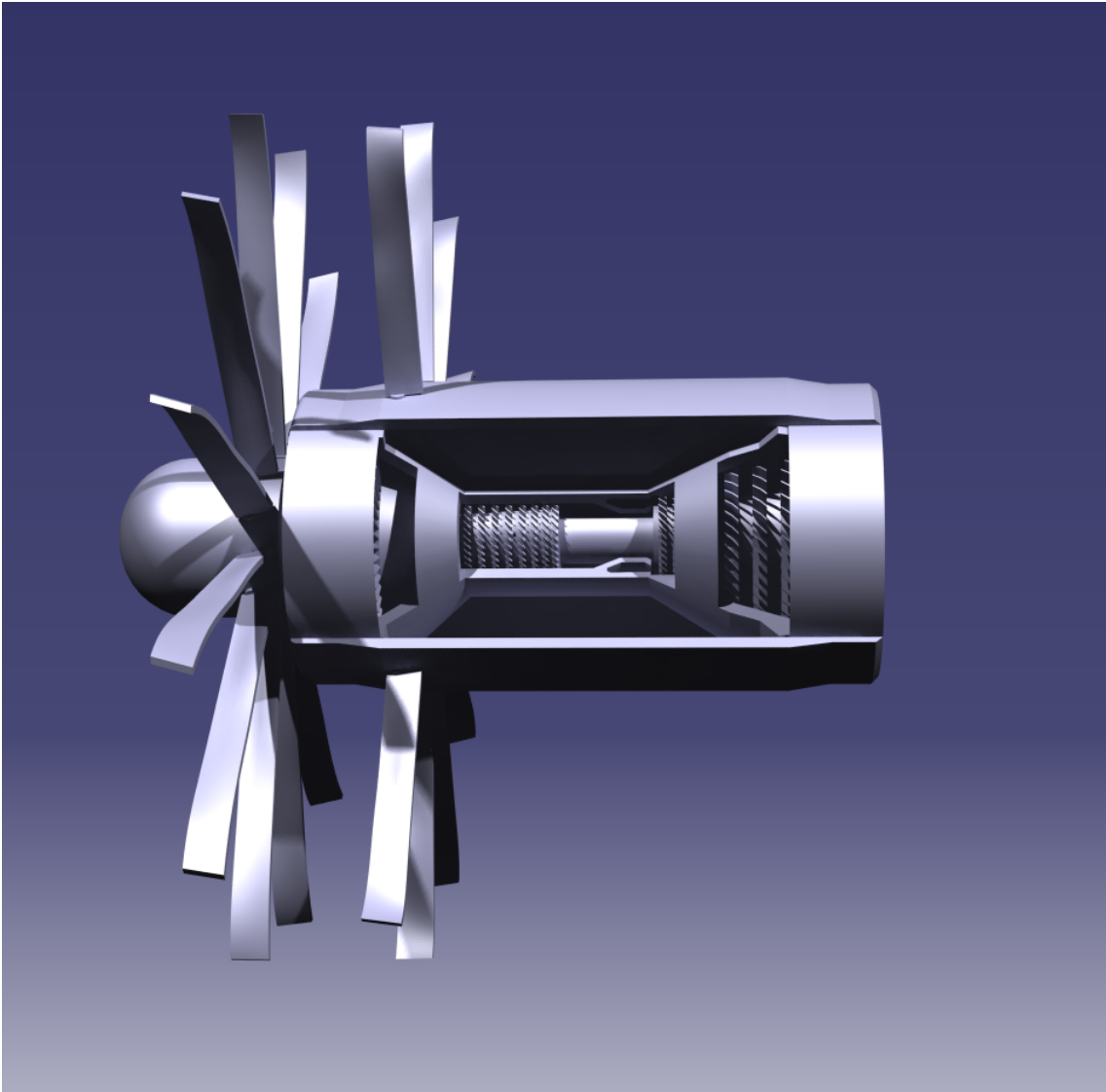
Figur C.10: Hölje för motorkärna



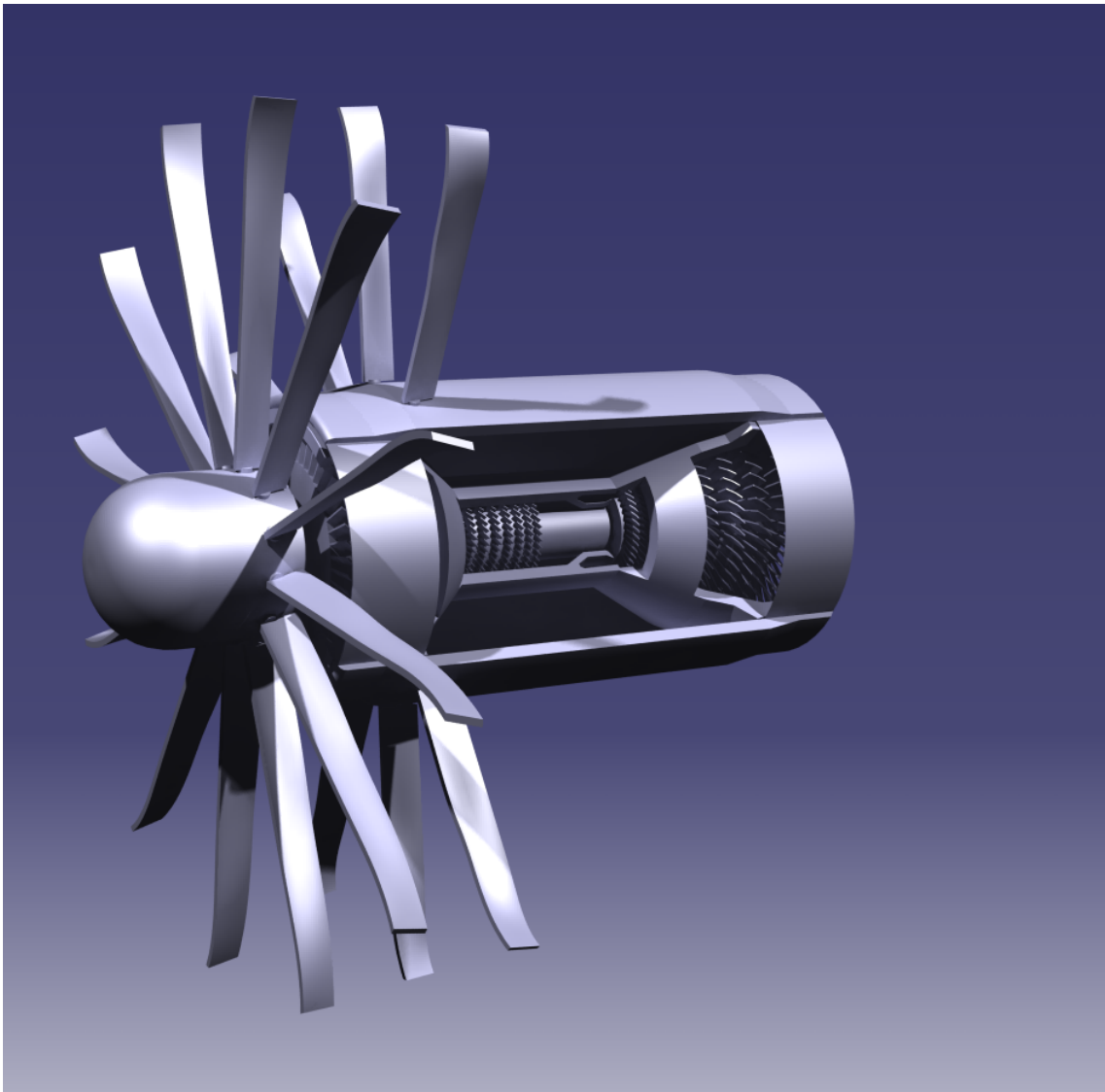
Figur C.11: Turbofläktmotor, hel, från sidan



Figur C.12: Turbofläktmotor, hel, sett från en vinkel



Figur C.13: Open rotormotor, sett från sidan



Figur C.14: Open rotormotor, sett från en vinkel

D

Bilaga D. 3D-skrivning



Figur D.1: Kärnans hölje



Figur D.2: Turbin och kompressorhjul

AVDELNING AV INSTITUTIONEN INDUSTRI- OCH MATERIALVETENSKAP
CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA

Göteborg, Sverige

www.chalmers.se



CHALMERS