



CHALMERS



# Modellering av turbofläktmotor till överljudsflygplan

Kandidatarbete vid Mekanik och Maritima Vetenskaper

Katarina Arvidsson, Tobias Behrendtz, Emelie Gillerstedt,  
Martin Stjernkvist, Joel Svensjö och Filip Wilhelmsson

**Mekanik och maritima vetenskaper**

CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA  
Göteborg, Sverige 2024  
[www.chalmers.se](http://www.chalmers.se)



KANDIDATARBETE 2024

# Modellering av turbofläktmotor till överljudsflygplan

MMSX21

Katarina Arvidsson  
Tobias Behrendtz  
Emelie Gillerstedt  
Martin Stjernkvist  
Joel Svensjö  
Filip Wilhelmsson



**CHALMERS**

Institutionen för Mekanik och Maritima Vetenskaper  
CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA  
Göteborg, Sverige 2024

Modellering av turbofläktmotor till överljudsflygplan  
MMSX21

Katarina Arvidsson, Tobias Behrendtz, Emelie Gillerstedt, Martin Stjernkvist, Joel Svensjö och Filip Wilhelmsson

© Katarina Arvidsson, Tobias Behrendtz, Emelie Gillerstedt, Martin Stjernkvist, Joel Svensjö och Filip Wilhelmsson, 2024.

Handledare: Tomas Grönstedt, Mekanik och maritima vetenskaper  
Examinator: Carlos Xisto, Mekanik och maritima vetenskaper

Kandidatarbete 2024  
Mekanik och maritima vetenskaper  
Chalmers tekniska högskola  
SE-412 96 Göteborg  
Telephone +46 31 772 1000

Omslag: Turbofläktmotor Boom Symphony (Boom Technology, u.åb). Återgiven med tillstånd.

Typsatt i L<sup>A</sup>T<sub>E</sub>X  
Tryckt av Chalmers reproservice  
Göteborg, Sverige 2024

## Sammandrag

Sedan det supersoniska passagerarflygplanet Concorde pensionerades har intresset för supersoniska passagerarflyg varit lågt. Det har dock nyligen skett en ökning av sådant intresse med flera uppstarts-företag som utvecklar supersoniska passagerarflygplan. Denna kandidatuppsats är baserad på företaget Boom Technology och det nya överljudsflygplanet, Boom Overture, som de utvecklar. Huvudfokus ligger på att skapa en matematisk modell av deras nydesignade turbofläktmotor, Symphony. Genom denna modell genomförs en prestandaanalys. Uppsatsen drar slutsatsen att motorn inte genererar den krävda dragkraften för flygning under givna förhållanden och att miljöpåverkan av Overture inte kommer att vara så låg som de lovar. Uppsatsen är dock inte definitiv eftersom grunden för den utformade modellen är behäftad med modellosäkerheter.

Nyckelord: Boom Symphony, Boom Overture, Kommersiellt överljudspassagerarflygplan, Överljudstransport, Turbofläktmotor

---

## Abstract

Since the supersonic passenger airplane Concorde retired the interest in supersonic passenger flights was low. There has recently been an uptick in such interest with multiple startups developing supersonic passenger airplanes. This bachelors thesis is based on the company Boom Technology and the new supersonic airplane, Boom Overture, that they are developing. The main focus is on creating a mathematical model of their newly designed turbofan jet engine, Symphony. Through this model a performance analysis is carried out. The thesis concludes that the engine model does not generate the required thrust for flight at given conditions and that the enviromental impact of Overture will not be as low as they promise. The thesis is however not conclusive as the basis for the designed model is subjected to some degree of uncertainty.

Keywords: Boom Symphony, Boom Overture, Supersonic Passenger Airplane, Supersonic Transport, Turbofan Engine



## Förord

Vi i projektgruppen skulle vilja rikta ett stort tack till vår handledare Tomas Grönstedt, professor vid institutionen för mekanik och maritima vetenskaper, för all hjälp samt vägledning genom hela projektet. Hans råd och stöd har varit till stor hjälp.

Dessutom vill vi också rikta vår tacksamhet till GKN Aerospace samt SAAB för de givande studiebesöken som inspirerat oss till att driva arbetet vidare.

Slutligen vill vi även tacka vår systergrupp, "Flygplansgruppen", som försett oss med nödvändig data för detta projekt.

...



## Förkortningslista

Nedan följer en lista med förkortningar som används i rapporten. Förkortningarna är listade i alfabetisk ordning:

BPR	<i>Bypass ratio</i>	Förhållande mellan sidoflöde och kärnflöde
FAR	<i>Fuel to air ratio</i>	Bränsle-luft-förhållandet
FPR	<i>Fan pressure ratio</i>	Tryckkvot för fläkt
HPC	<i>High pressure compressor</i>	Högtryckskompressor
HPT	<i>High pressure turbine</i>	Högtrycksturbin
LPC	<i>Low pressure compressor</i>	Lågtryckskompressor
LPT	<i>Low pressure turbine</i>	Lågtrycksturbin
MFP	<i>Mass flow parameter</i>	Massflödesparameter
OPR	<i>Overall pressure ratio</i>	Totala tryckförhållandet
SFC	<i>Specific fuel capacity</i>	Specifik bränsleanvändning [ $kg/Ns$ ]
SLS	<i>Sea level standard</i>	Standardtillstånd vid havsnivå
SAF	<i>Sustainable Aviation Fuel</i>	Hållbart flygbränsle (certifiering)
SR	<i>Specific range</i>	Specifik räckvidd
SR <sub>p</sub>	<i>Specific range per passenger</i>	Specifik räckvidd per passagerare





# Nomenklatur

Nedan listas nomenklaturen av index genom motorn, parametrar samt variabler som använts i rapporten.

## Index

0	Luften i omgivningen av flygplanet, används ibland för stagnation
1	Intaget för motorn
2	Intaget för fläkten
13	Utloppet för fläkten till sidovägsflödet
21	Utloppet för fläkten till kärnflödet
25	Utloppet för lågtryckskompressorn, intaget för högtryckskompressorn
3	Utloppet för högtryckskompressorn
4	Utloppet för brännaren, intag för första kylningsmixern, Intaget för högtrycksturbinen vid definitionen av $\pi_{tH}$
45	Utloppet för andra kylningsmixern, intaget för lågtrycksturbinen
5	Utloppet för lågtrycksturbinen
6	Intaget till mixern från kärnflödet
16	Intaget till mixern från sidovägsflödet
7	Utloppet av mixern
8	Avgasröret

## Parametrar och variabler

A	Area vinkelrät mot flödets riktning [m <sup>2</sup> ]
a	Ljudets hastighet [m/s]
c	Hastighet för flöden [m/s]
$C_p$	Specifik värmekapacitet, tryck [J/kgK]
$C_v$	Specifik värmekapacitet, volym [J/kgK]
e	Polytropisk verkningsgrad
E	Energi [J]
F	Dragkraft [N]
g	Gravitations konstant, 9,81 [m/s <sup>2</sup> ]
h	Höjd [m]
k	Polytropiskt index
M	Machtal (v/a)
m	Massa [kg]
n	Antalet partiklar
$n_{kyl}$	Andel kyluft
p	Tryck [Pa]
Q	Värme [J]
r	Radie [m]
R	Specifik gaskonstant [J/kgK]
S	Entropi [J/K]
t	Stagnation
T	Temperatur [K]
U	Inre energi [J]
u	Bladhastighet [m/s]
v	Hastighet [m/s]
V	Volym [m <sup>3</sup> ]
$\Psi$	Steglast
$\omega$	Vinkelhastighet [rad/s]

# Innehåll

<b>Förkortningslista</b>	<b>x</b>
<b>Nomenklatur</b>	<b>xii</b>
<b>1 Inledning</b>	<b>1</b>
1.1 Bakgrund . . . . .	1
1.2 Syfte . . . . .	1
1.3 Problemformulering . . . . .	2
1.4 Avgränsningar . . . . .	2
<b>2 Teori</b>	<b>3</b>
2.1 Termodynamik . . . . .	3
2.1.1 Tillståndsvariabler . . . . .	3
2.1.2 Första och andra huvudsatsen . . . . .	4
2.1.3 Värme kapacitet . . . . .	4
2.1.4 Processer . . . . .	5
2.2 Fluidmekanik . . . . .	6
2.2.1 Atmosfären . . . . .	6
2.2.2 Subsoniskt och supersoniskt luftflöde . . . . .	7
2.2.3 Stagnationstemperatur och stagnationstryck . . . . .	8
2.2.4 Massflödesparameter . . . . .	9
2.2.5 Steglast . . . . .	9
2.3 Turbofläktmotor . . . . .	10
2.3.1 Fläkt . . . . .	11
2.3.2 Sidoflöde . . . . .	11
2.3.3 Kompressorer . . . . .	11
2.3.4 Förbränningskammaren . . . . .	12
2.3.5 Turbiner . . . . .	13
2.3.6 Lobad mixer . . . . .	13
2.3.7 Avgasrör . . . . .	14
2.3.8 Dragkraft . . . . .	15
2.3.9 Specifik bränsleförbrukning . . . . .	15
2.3.10 Specifik räckvidd . . . . .	15
2.3.11 Vikt . . . . .	16
2.4 Boom Technology . . . . .	16
2.5 Miljöpåverkan . . . . .	17

2.5.1	Emissioner . . . . .	17
2.5.2	Sustainable Aviation Fuel . . . . .	17
2.5.3	Dimensional Energy och Air Company . . . . .	18
<b>3</b>	<b>Metod</b>	<b>21</b>
3.1	Termodynamisk analys . . . . .	21
3.1.1	Luftintaget . . . . .	21
3.1.2	Fläkten . . . . .	22
3.1.3	Sidoflödet . . . . .	23
3.1.4	Kompressorerna . . . . .	23
3.1.5	Förbränningskammaren . . . . .	25
3.1.6	Turbinerna . . . . .	26
3.1.7	Lobade mixern . . . . .	27
3.1.8	Avgasröret . . . . .	28
3.2	Prestandauppskattningar . . . . .	28
3.2.1	Dragkraft . . . . .	28
3.2.2	Specifik bränsleförbrukning . . . . .	28
3.2.3	Vikt . . . . .	29
3.2.4	Specifik räckvidd . . . . .	29
<b>4</b>	<b>Resultat</b>	<b>31</b>
4.1	Resultat för komponentspecifika värden . . . . .	31
4.2	Prestandavärden . . . . .	31
4.3	Miljörelaterade värden . . . . .	31
<b>5</b>	<b>Diskussion</b>	<b>33</b>
5.1	Genomförbarhet . . . . .	33
5.1.1	Kompatibilitet med flygplanskropp . . . . .	33
5.1.2	Produktion av SAF . . . . .	33
5.2	Miljöaspekter . . . . .	34
5.3	Avgränsningar . . . . .	34
5.4	Felkällor . . . . .	35
5.4.1	Renderingen . . . . .	35
5.4.2	Ansättningar . . . . .	35
<b>6</b>	<b>Slutsatser</b>	<b>37</b>
	<b>Litteraturförteckning</b>	<b>39</b>
<b>A</b>	<b>Värden</b>	<b>I</b>
A.1	Allmänna värden . . . . .	I
A.2	Komponentspecifika värden . . . . .	I
A.2.1	Värden för fläkten . . . . .	I
A.2.2	Värden för kompressorerna . . . . .	II
A.2.3	Värden för förbränningskammaren . . . . .	III
A.2.4	Värden för den lobade mixern . . . . .	III
A.2.5	Värden för avgasröret . . . . .	III

**B Resultat**

**V**



# 1

## Inledning

Flygplan som möjliggör kommersiell transport i överljudshastighet har varit en möjlighet sedan 1969, när Concorde samt Tupolev Tu-144 utförde de första framgångsrika flygturerna av denna typ (Britannica, 2023). På grund av utmaningar som bullerkrav kunde inte Concorde flyga med hastigheter som översteg ljudhastigheten över land. Denna begränsning, tillsammans med höga driftskostnader, ledde till att Concorde slutligen togs ur trafik år 2003 (Britannica, 2020).

I det här projektet kommer en matematisk modell av turbofläktmotorn Symphony framställas. Den matematiska modellen ska sedan användas för att utvärdera flygplanets prestanda. Prestandan kommer att jämföras med de nuvarande kommersiella flygplanen i drift för att diskutera relevanta miljöaspekter.

### 1.1 Bakgrund

Sedan Concorde lades ner har utvecklingen inom överljudsflygplan under många år främst studerats inom den militära sektorn. På senare år har supersoniska passagerarflygplan fått något av ett uppsving och återigen hamnat på agendan. I framkant inom den moderna teknologiska vågen ligger välkända namn såsom NASA (Donaldson, 2024), men även nya företag såsom Boom Technology.

Idag, drygt 20 år efter att Concorde genomförde sin sista flygtur är möjligheterna fler än aldrig förr. Nya innovationer tillsammans med utökad kunskap inom området har bidragit till att visionen om passagerarflygplan, kapabla att uppnå supersoniska hastigheter med lägre bullernivåer, börjat konceptualiseras. Koncept och flygplansmodeller som nyligen tagits fram är bland annat NASA:s X-59-farkost samt Boom Overture av Boom Technology. Det finns många områden att undersöka vidare när det kommer till flygplan för supersonisk transport. Några exempel på relevanta områden är motverkan av buller, energiförbrukning och miljöpåverkan samt diverse säkerhetsaspekter. NASA:s överljudsflygplan X-59 är ett exempel på undersökandet av buller och skapades i syfte av att demonstera att flygplan kan färdas i överljudshastigheter utan att generera buller på höga nivåer (NASA, u.å.).

### 1.2 Syfte

Syftet med detta arbete är att utveckla en matematisk modell för de olika komponenterna i turbofläktmotorn Symphony, som kommer användas i flygplanet Boom

Overture. Den matematiska modellen ska användas för att utvärdera turbofläktmotorns prestanda. Även miljöpåverkan av supersonisk flygtransport ska undersökas, samt produktionen av SAF.

### 1.3 Problemformulering

Prestandan för motorn Symphony ska uppskattas med en matematisk modell. Den ska användas för att avgöra genomförbarheten av flygplanet Overture, samt den potentiella miljöpåverkan av Overture jämfört med ett vanligt kommersiellt flygplan. Genomförbarheten av detta överljudsflygplan ska även undersökas i samband med produktionsmöjligheter av SAF.

### 1.4 Avgränsningar

Projektet är ett kandidatarbete vid institutionen för Mekanik och maritima vetenskaper på Chalmers tekniska högskola med kurskoden MMSX21. Det innebär att projektet har en strikt tidsram, samt ingen budget. För att modellera en turbofläktmotor fullständigt behöver hänsyn tas till alla relevanta flygförhållanden. På grund av tidsbrist är en avgränsning för arbetet att enbart beakta ett av dessa flygförhållanden. Avgränsningen innebär att turbofläktmotorn modelleras utefter att kunna framföra överljudsflygplan vid en höjd på 18 000 meter, samt en hastighet på mach 1,7.

Eftersom budget saknas kommer i sin tur inga tester att utföras i verkligheten för att validera turbofläktmotorns prestanda. Istället kommer modellen endast utvecklas baserat på teoretiska beräkningar och ansatta parametervärden. Av samma anledning kommer inga fysiska tester genomföras gällande den modellerade turbofläktmotorns miljöpåverkan. Emissionsutsläpp kommer istället att diskuteras med hjälp av värden från den matematiska modellen samt tidigare studier inom området.

# 2

## Teori

I detta kapitel tas all relevant teori upp, med hänsyn till vad efterkommande delar av rapporten behandlar. Grundläggande teori om termodynamik och fluidmekanik ger underlag för olika beräkningar och resonemang som används i utförandet av den matematiska modellen. Vidare definieras de ingående komponenter som en turbofläktmotor består av, som är nödvändiga att implementera i den matematiska modellen. Detaljerad fakta om den specifika turbofläktmotor som arbetet avser att modellera redovisas också i detta kapitel. Slutligen tas andra viktiga teoretiska aspekter upp såsom uppskattning av vikt, dragkraft, specifik bränsleförbrukning och räckvidd samt miljöpåverkan.

### 2.1 Termodynamik

Detta avsnitt behandlar grundläggande termodynamik nödvändig i beräkningarna av en turbofläktmotors prestanda.

#### 2.1.1 Tillståndsvariabler

Schroeder (2021) förklarar att ett termodynamiskt system kan beskrivas utifrån så kallade tillståndsvariabler. Dessa tillståndsvariabler beskriver olika fysikaliska tillstånd ett termodynamiskt system besitter. Exempel på tillståndsvariabler är temperatur  $T$ , tryck  $p$ , volym  $V$ , massa  $m$ , antal partiklar  $n$  och energi  $E$ .

Enligt Schroeder (2021) kan energi kategoriseras på olika sätt utefter vilken typ av energi som syftas på. Två typer av energi är intern energi  $U$  och entalpi  $H$ . Med intern energi syftas det på summan av systemets ingående partiklars lägesenergi och kinetiska energi. Entalpi innebär systemets energi, med hänsyn till både dess interna energi och den energi, som krävs för att systemet ska ha den volym och tryck som det har. Definitionen av entalpi ges av ekvation (2.1).

$$H = U + p \cdot V \quad (2.1)$$

Vidare kan energi också särskiljas med avseende på om den är i form av värme  $Q$  eller arbete  $W$ . Skillnaden på värme och arbete är att värme är energi som kan växelverka mellan ett system och dess omgivning spontant.

En ytterligare viktig tillståndsvariabel som Schroeder (2021) förklarar är entropi  $S$ . Det finns olika sätt att beskriva entropi, men principiellt är det ett mått på hur

mycket av energin i form av värme ett system har som kan omvandlas till arbete. Entropin ökar för ett system, ju högre temperatur det har. Detta kan inses via en definition för entropi enligt ekvation (2.2).

$$\frac{1}{T} = \left( \frac{\partial S}{\partial U} \right)_V \quad (2.2)$$

### 2.1.2 Första och andra huvudsatsen

Den första termodynamiska huvudsatsen innebär att energi varken kan skapas eller förstöras. Denna huvudsats kallas också för energiprincipen. Schroeder (2021) förklarar att detta innebär att för processer inom ett system som inte interagerar med ett annat system bevaras den totala energin. Ett samband som beskriver energiprincipen ges av ekvation (2.3)

$$\Delta U = Q - W = T \cdot \Delta S - p \cdot \Delta V, \quad (2.3)$$

där  $\Delta U$  är energiskillnaden,  $Q$  är värme,  $W$  är arbete,  $T$  är temperaturen,  $\Delta S$  är skillnaden i entropi,  $p$  är trycket och  $\Delta V$  är volymskillnaden.

Den andra termodynamiska huvudsatsen innebär att spontana processer ökar universums totala entropi. Enligt Schroeder (2021) är konsekvensen av detta att spontana processer bara kan ske i ena riktningen. Exempelvis flödar värme spontant från objekt med högre temperatur till objekt med lägre temperatur, och inte åt andra hållet. Något annat som impliceras av denna huvudsats är att värme som omvandlas till mekaniskt arbete alltid måste ske med en verkningsgrad mindre än ett.

### 2.1.3 Värmekapacitet

Värmekapaciteten  $C$  för ett system är ett mått på dess förmåga att lagra värmeenergi. En högre värmekapacitet innebär att mindre energi krävs för att öka systemets temperatur. Schroeder (2021) förklarar att det finns en rad olika faktorer som påverkar ett systems värmekapacitet. Dels är värmekapaciteten ämnesspecifik och dels beror den på tillståndsvariablerna.

Ofta används värmekapacitet med avseende på konstant tryck eller volym. Enligt Nada, T (2014) kan förhållandet  $\gamma$  mellan värmekapaciteten vid konstant tryck och volym beräknas med ekvation (2.4).

$$\gamma = \frac{C_p}{C_v} = \frac{C_p}{C_p - R}, \quad (2.4)$$

där  $C_p$  är värmekapaciteten vid konstant tryck och  $C_v$  vid konstant volym.

Vidare förklarar Nada, T (2014) att värmekapaciteten vid konstant tryck  $C_p$  för en fluid kan relateras till dess temperatur  $T$  med hjälp av ett sjundegradspolynom, enligt ekvation (2.5).

$$C_p = K_0 + K_1 \cdot T + K_2 \cdot T^2 + K_3 \cdot T^3 + K_4 \cdot T^4 + K_5 \cdot T^5 + K_6 \cdot T^6 + K_7 \cdot T^7 \quad (2.5)$$

Nada, T (2014) redogör också att värmekapaciteten vid konstant tryck för en blandning mellan luft och förbränningsprodukter  $C_{p,m}$  kan beräknas med ekvation (2.6)

$$C_{p,m} = \frac{C_{p,l} + f \cdot C_{p,f}}{1 + f}, \quad (2.6)$$

där  $f$  betecknar andelen förbränningsprodukter och värmekapaciteten vid konstant tryck för luften och förbränningsprodukterna är  $C_{p,l}$  respektive  $C_{p,f}$ .

Koefficienterna som förekommer för ren luft respektive förbränningsprodukter i ekvation (2.5) redovisas i tabell 2.1.

**Tabell 2.1:** Värden på koefficienterna i ekvation (2.5) anpassade efter ren luft respektive förbränningsprodukter.

Koefficient	Luft	Förbränningsprodukter
$K_0$	1047,63	309,08
$K_1$	-0,39	9,24
$K_2$	$8,89 \cdot 10^{-4}$	$-1,87 \cdot 10^{-2}$
$K_3$	$-1,64 \cdot 10^{-7}$	$2,43 \cdot 10^{-5}$
$K_4$	$-6,65 \cdot 10^{-10}$	$-1,85 \cdot 10^{-8}$
$K_5$	$6,03 \cdot 10^{-13}$	$8,08 \cdot 10^{-12}$
$K_6$	$-2,07 \cdot 10^{-16}$	$-1,9 \cdot 10^{-15}$
$K_7$	$2,59 \cdot 10^{-20}$	$1,86 \cdot 10^{-15}$

### 2.1.4 Processer

Ett termodynamiskt system är inte nödvändigtvis konstant över tid. Hur systemet ändras kan klassificeras i olika typer av processer. I detta avsnitt kommer adiabatisk, kvasistatisk, reversibel, isentropisk och polytropisk process att redovisas i enlighet med Schroeder (2021).

En adiabatisk process är en process för vilket ett system genomgår en förändring utan växelverkan av värme med omgivningen. Den enda energin som utbyts mellan omgivningen och systemet under denna process är arbete. Enligt termodynamikens första huvudsats gäller det således för adiabatiska processer att om ett system förlorar en viss mängd värme måste dess motsvarande energi ha omvandlats fullt ut till arbete (ekv. 2.3). En process kan också anses adiabatisk om den sker tillräckligt fort, då värmeöverföringen är minimal.

Kvasistatiska processer är processer som sker under villkoret att systemet alltid är i termodynamisk jämvikt, med hänsyn till varje tillståndsvariabel. En kvasistatisk

process är därmed tidsinvariant.

Processen som kallas för reversibel är en process som genom små förändringar i omgivningen, utan energiförlust, kan drivas åt motsatt riktning. Det finns tre krav för att en process ska kunna vara reversibel. För det första måste processen vara kvasistatisk, för det andra får ingen friktion förekomma och slutligen måste all värmeöverföring ske vid konstant temperatur. På grund av termodynamikens andra huvudsats finns det i verkligheten inga perfekta reversibla processer. Vissa processer som nästan är reversibla kan dock av beräkningssyften approximeras som reversibla.

De processer som både är adibatiska och reversibla kallas för isentropiska. För isentropiska processer gäller det att systemet inte utsätts för någon ändring i entropi.

En polytropisk process i sin tur är en process som uppfyller ekvation (2.7).

$$p \cdot V^k = \text{konstant}, \quad (2.7)$$

där  $k$  är det så kallade polytropiska indexet.

Schroeder (2021) förklarar att skillnaden på en polytropisk och isentropisk process är att den första tillåter värmeöverföring. Om  $k = \gamma$ , är den polytropiska processen däremot isentropisk. Verkningsgraden för en polytropisk process betecknas  $e$ .

## 2.2 Fluidmekanik

Följande avsnitt har som syfte att presentera relevant teori gällande den fluidmekanik som nyttjats för att studera beteendet hos gaser.

### 2.2.1 Atmosfären

Trycket och temperaturen för luften i atmosfären beror på höjden. Trycket vid noll meter över havet betecknas  $p_{SL}$  och för en höjd upp till 11 km ges trycket  $p_0$  vid höjd  $h$  av ekvation (2.8), där  $g$  är tyngdaccelerationen och  $R$  är gaskonstanten.

$$p_0 = p_{SL} \left( \frac{T_{SL} - 6,5 \cdot 10^{-3} \cdot h}{T_{SL}} \right)^{\frac{g}{6,5 \cdot 10^{-3} \cdot R}}, \quad (2.8)$$

Temperaturen  $T_0$  på en höjd  $h$  upp till och med 11 km, inom troposfären, ges i sin tur av ekvation (2.9), där  $T_{SL}$  är luftens temperatur vid havsnivå.

$$T_0 = T_{SL} - 6,5 \cdot 10^{-3} \cdot h \quad (2.9)$$

I stratosfären - vid en höjd inom intervallet 11 km till 50 km - kommer temperaturen att förbli konstant, medan trycket minskar ytterligare. Tryckets variation över 11 km kan beräknas med ekvation (2.10) enligt Cavcar (2000).

$$p = p_{11} \cdot e^{-\frac{g}{R \cdot T_{11}}(h-11)}, \quad (2.10)$$

där  $p$  är trycket vid höjden  $h$  i km,  $p_{11}$  och  $T_{11}$  är trycket och temperaturen vid 11 km,  $g$  är tyngdaccelerationen och  $R$  är gaskonstanten.

## 2.2.2 Subsoniskt och supersoniskt luftflöde

För att karaktärisera luftflöden som subsoniska eller supersoniska används ljudhastigheten som referens. Ljudhastigheten  $a$  i luft är höjdberoende. Relationen mellan ljudhastigheten  $a$  i luft med temperatur  $T$ , värmekapacitet vid konstant tryck  $C_p$  och värmekapacitet vid konstant volym  $C_v$ , samt gaskonstanten  $R$ , ges av ekvation (2.11).

$$a = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T} \quad (2.11)$$

Machtalet  $M$  är ett mått på ett luftflödes hastighet i förhållande till ljudhastigheten. Definitionen för machtalet ges av ekvation (2.12), där  $c$  betecknar luftflödets egentliga hastighet och  $a$  betecknar ljudhastigheten.

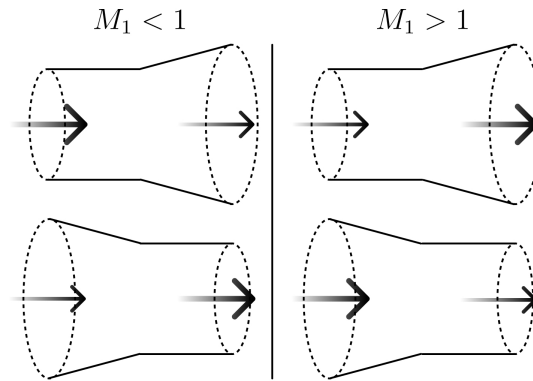
$$M = \frac{c}{a} \quad (2.12)$$

Utifrån machtalet kan ett luftflöde definieras till att vara subsoniskt eller supersoniskt. Subsoniskt luftflöde innebär att luftflödet har ett machtal som är mindre än ett, medan ett supersoniskt luftflöde innebär att dess machtal är större än ett.

Ett luftflöde som passerar ett utrymme med en ingångsarea som avviker från utgångsarean kommer utsättas för en hastighetsändring. Sambandet mellan machtalet  $M$ , hastighetsskillnaden  $\delta c$  och areaskillnaden  $\delta A$  ges av ekvation (2.13), enligt Grönstedt m. fl. (2023).

$$(M^2 - 1) \frac{\delta c}{c} = \frac{\delta A}{A} \quad (2.13)$$

Ekvationen beskriver att hastighetsändringen för ett luftflöde som passerar ett rör beror på dess inkommande hastighet och om röret vidgas ut eller smalnar av. Om luftflödet är subsoniskt kommer hastigheten att minska när det passerar ett divergerande rör och öka om det passerar ett rör som konvergerar. Supersoniska luftflöden som färdas genom rör som vidgas ut och smalnar av kommer att accelereras respektive decelereras. Figur 2.1 illustrerar dessa fyra fall.



**Figur 2.1:** Hastighetsändringen för ett luftflöde som passerar konvergerande och divergerande rör.

### 2.2.3 Stagnationstemperatur och stagnationstryck

En punkt i ett flödesfält där hastigheten är noll kallas för stagnationspunkt förklarar Mattingly m. fl. (2000). Temperaturen och trycket i denna punkt benämns i sin tur som stagnationstemperatur respektive stagnationstryck.

För isentropiska och polytropiska förhållanden, förklarar Mattingly m. fl. (2000), beskrivs sambandet mellan temperatur och stagnationstemperaturen enligt ekvation (2.14).

$$T_t = T \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right), \quad (2.14)$$

där  $T_t$  är stagnationstemperaturen,  $T$  är temperaturen i en godtycklig punkt,  $M$  är machtalet i samma godtyckliga punkt och  $\gamma$  är flödets värmekapacitetsförhållande.

Enligt Mattingly m. fl. (2000) ges stagnationstrycket för ett flöde under isentropiska förhållanden i sin tur av ekvation (2.15).

$$p_t = p \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}, \quad (2.15)$$

där  $p_t$  är stagnationstrycket och  $p$  är trycket i en godtycklig punkt. Således gäller det för isentropiska processer att ekvation (2.16) är giltig.

$$\frac{p_t}{p} = \left( \frac{T_t}{T} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}. \quad (2.16)$$

Vidare klargör Mattingly m. fl. (2000) att trycket och stagnationstrycket vid polytropiska förhållanden förhåller sig till varandra enligt ekvation (2.17).

$$p_t = p \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma e}{\gamma - 1}}, \quad (2.17)$$

där  $e$  är den polytropiska verkningsgraden. Sambandet mellan stagnationstemperaturen och stagnationstrycket under en polytropisk process ges därmed i sin tur av ekvation (2.18).

$$\frac{p_t}{p} = \left(\frac{T_t}{T}\right)^{\frac{\gamma_e}{\gamma-1}}. \quad (2.18)$$

### 2.2.4 Massflödesparameter

En användbar parameter inom fluidmekanik kallas för massflödesparameter ( $MFP$ ). Definitionen för denna parameter ges av ekvation (2.19) enligt Mattingly m. fl. (2000)

$$MFP = M \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \left( \left(1 + \frac{\gamma-1}{2}\right) M^2 \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}, \quad (2.19)$$

där  $M$  och  $\gamma$  är luftens machtal respektive värmekapacitetsförhållande, och  $R$  är gaskonstanten. Ett alternativt sätt att räkna ut  $MFP$  på förklarar Mattingly m. fl. (2000) kan göras med ekvation (2.20)

$$MFP = \frac{\dot{m} \sqrt{T_t}}{p_t \cdot A}, \quad (2.20)$$

där  $\dot{m}$ ,  $T_t$ ,  $p_t$  och  $A$  är luftens massflöde, stagnationstemperatur, stagnationstryck respektive tvärsnittsarea.

### 2.2.5 Steglast

Ett mått på arbetet som krävs för att komprimera luft med hjälp av fläktblad kallas för steglant. Om fläktblad efter varandra i  $n$  stycken steg komprimerar luft, ges den totala steglanten  $\Psi$  av ekvation (2.21), enligt Grönstedt (u.å.).

$$\Psi = \frac{2\Delta H}{\sum_{i=1}^n u_{mid,n}^2}, \quad (2.21)$$

där  $\Delta H$  är den totala entalpiändringen och  $u_{mid,n}$  är medelhastigheten för fläktbladen i steg  $n$ . För att beräkna medelhastigheten  $u_{mid}$  för fläktbladen i ett godtyckligt steg kan ekvation (2.22) utnyttjas.

$$u_{mid} = \left( \frac{r_{tipp} + r_{nav}}{2} \right) \cdot \omega, \quad (2.22)$$

där  $r_{tipp,n}$  och  $r_{nav,n}$  är avståndet från fläktbladens tipp till navets mitt, respektive navets radie. Vidare är  $\omega$  vinkelhastigheten, som i sin tur kan beräknas med ekvation (2.23).

$$\omega = \frac{u_{tipp}}{r_{tipp}}, \quad (2.23)$$

där  $u_{tipp}$  är fläktbladets hastighet vid tippen och  $r_{tipp}$  är avståndet från fläktbladets tipp till navets mitt. Med hjälp av ekvation (2.24) kan  $u_{tipp}$  beräknas.

$$u_{tipp} = \sqrt{(M_{rel} \cdot a)^2 - c^2}, \quad (2.24)$$

där  $M_{rel}$  är luftens relativa machtal,  $a$  är ljudhastigheten och  $c$  är luftens hastighet.

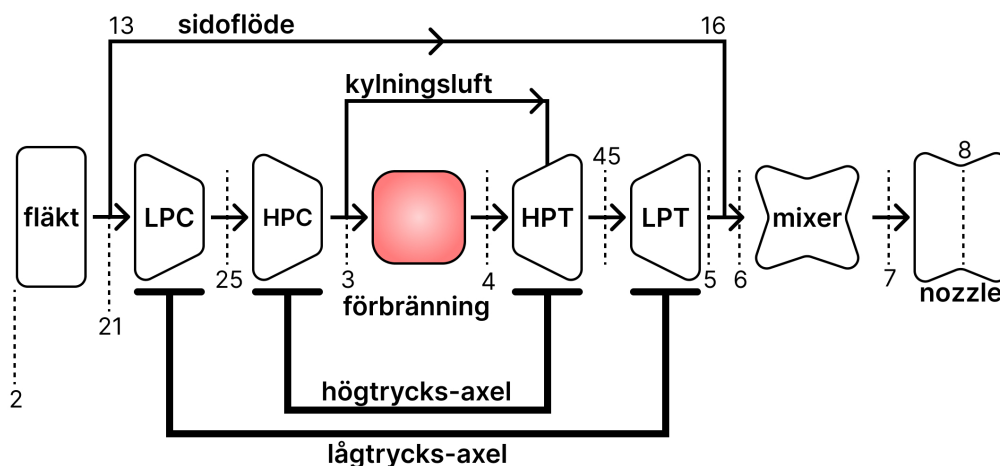
Om stagnationstemperaturen för luften, innan den färdas genom en serie av fläktblad, är känd, kan ekvation (2.25) användas för att beräkna luftens stagnationstemperatur efteråt.

$$T_t^{efter} = T_t^{före} + \frac{\Delta H}{C_p}, \quad (2.25)$$

där  $T_t^{efter}$  och  $T_t^{före}$  är luftens stagnationstemperatur efter, respektive före serien av fläktblad. Variablerna  $\Delta H$  och  $C_p$  är i sin tur luftens entalpiändring, respektive värmekapacitet vid konstant tryck. Vidare kan fläktbladens verkan på luften approximeras vara en polytropisk process. Således kan luftens stagnationstryckförhållande över fläktbladsserien räknas ut med hjälp av det polytropiska sambandet i ekvation (2.18).

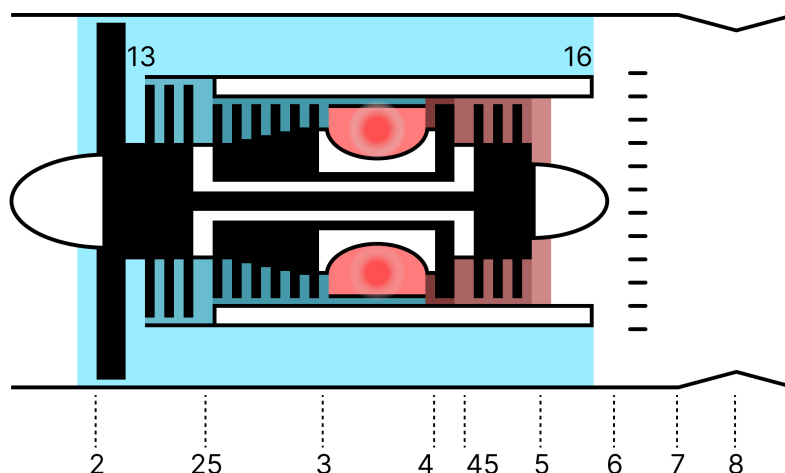
### 2.3 Turbofläktmotor

Syftet med detta avsnitt är att ge en övergripande och generell förståelse för en turbofläktmotors ingående komponenter, samt hur dessa som ett system interagerar för att åstadkomma dragkraft. I figur 2.2 presenteras ett blockschema för en typisk turbofläktmotor.



**Figur 2.2:** Blockschemat över de ingående komponenterna för en typisk turbofläktmotor, med stationsnummer.

Ett illustrativt sidoperspektiv av en turbofläktmotor baserat på blockschemat i figur 2.2, visas i figur 2.3.



**Figur 2.3:** Schematisk figur över motorns sidprofil, med stationsnummer.

### 2.3.1 Fläkt

Den första komponenten som den inkommande luften passerar är en fläkt. När den inkommande luften färdas genom en fläkt utfärdar fläktens blad ett arbete på luften, som får luften att röra sig med fläktbladens färdriktning. Denna förändring i luftens vridmoment skapar i sin tur en tryckskillnad, som kallas för fläktryckskillnad ( $FPR$ ), enligt Grönstedt m. fl. (2023).

### 2.3.2 Sidoflöde

Efter att den inkommande luften passerat fläkten delas det upp i två flöden. Grönstedt m. fl. (2023) förklarar att en del av luftflödet fortsätter genom de resterande komponenterna medan den andra delen utgör ett så kallat sidoflöde.

Förhållandet ( $BPR$ ) mellan detta sidoflöde  $\dot{m}_s$  och det andra flödet, som kallas för kärnflöde  $\dot{m}_k$ , ges av ekvation (2.26).

$$BPR = \frac{\dot{m}_s}{\dot{m}_k} \quad (2.26)$$

### 2.3.3 Kompressorer

Nästa komponent som kärnflödet färdas genom, är en kompressor. I turboturbinmotorer finns det vanligtvis två så kallade axiella kompressorer. Den ena är en lågtryckskompressor (LPC), som är positionerad före den andra som är en högtryckskompressor (HPC). Grönstedt m. fl. (2023) förklarar att en axiell kompressor består av roterande fläktblad i ett eller flera steg. Utöver detta är också en axiell kompressor, som består av flera steg, konstruerad så att luftens utrymme minskar och fläktbladen blir kortare för varje steg. Detta för att kompensera att luften i interaktion med fläktbladen får en långsammare hastighet i den axiella riktningen. Vidare redogör Grönstedt m. fl. (2023) att utrymmets minskning i tvärsnitt leder

till att luften samtidigt ökar dess hastighet i axiell riktning, i enlighet med ekvation (2.13), förutsatt att dess machtal är mindre än ett. Konsekvensen blir att luften genom en kompressor näst intill bevarar dess hastighet i axiell riktning, samtidigt som dess tryck och energi ökar. Grönstedt m. fl. (2023) förklarar också att anledningen till att en kompressor ofta utgörs av flera steg är för att erhålla en jämnare och effektivare tryckökning av luften genom att luften gradvis komprimeras.

Produkten av tryckförhållandet för fläkten, lågtryckskompressorn och högtryckskompressorn, ger det så kallade totala tryckförhållandet (*OPR*).

### 2.3.4 Förbränningskammaren

Efter att kärnflödet flödat genom sista kompressorn används vanligtvis en del av kärnflödet till kylning. Resten av kärnflödet fortsätter däremot med att inträda en förbränningskammare. Grönstedt m. fl. (2023) förklarar att det i förbränningskammaren sker en förbränning, för vilken den interna energin i det tillsatta bränslet utvinns. Den inkommande luften blandas med bränslet och antänds helt enkelt där-efter. Enligt Grönstedt m. fl. (2023) sker detta genom en expansionsprocess, där bildandet av heta gaser och andra förbränningsprodukter leder till kraftig expansion som genererar ett högt tryck. Den kraftiga utblåsningen av gaser som mixats ihop flödar sedan direkt ut ur förbränningskammaren.

Grönstedt m. fl. (2023) förklarar också att förhållandet mellan bränsle och luft (*FAR*) i den blandade gasen har en betydande roll. Andelen bränsle påverkar både trycket och temperaturen som gasen efter förbränningskammaren har. Ett optimerat *FAR* är viktigt för att turbofläktmotorn ska fungera så effektivt som möjligt. Om *FAR* inte är optimerat kan detta exempelvis leda till att bränsle slösas, eller att komponenter efter förbränningskammaren utsätts för en för hög temperatur.

Med hjälp av termodynamikens första lag och att förbränningen är en polytropisk process, kan en energibalans som beskrivs i ekvation (2.27) ställas upp enligt Schroeder (2021).

$$\begin{aligned} C_{p,l} \cdot (T_t^{före} - T_{ref}) + FAR \cdot \Delta h_b + FAR \cdot C_{p,b} \cdot (T_b - T_{ref}) = \\ = (1 + FAR)C_{p,m} \cdot (T_t^{efter} - T_{ref}), \end{aligned} \quad (2.27)$$

där  $\dot{m}_l$  och  $\dot{m}_m = (1 + FAR)\dot{m}_l$  är den inkommande luftens massflöde innan förbränningen, respektive den mixade gasens massflöde efter förbränningen. Vidare är  $C_{p,l}$ ,  $C_{p,m}$  och  $C_{p,b}$  värmekapaciteten för luften, den mixade gasen, respektive bränslet. I sin tur är  $\Delta h_b$  bränslets värmevärde. Luftens temperatur innan förbränningen och den mixade gasens temperatur efter förbränningen ges av  $T_t^{före}$  respektive  $T_t^{efter}$ . Slutligen är  $T_{ref}$  en referenstemperatur som kan sättas till att vara lika med bränslets temperatur  $T_b$ , för att underlätta beräkningen.

### 2.3.5 Turbiner

Efter förbränningskammaren passerar kärnflödet genom en turbin. Grönstedt m. fl. (2023) redogör att en turbin består av fläktblad i ett eller fler steg som får gas att strömma i axiell riktning. När kärnflödet interagerar med fläktbladen i turbinen börjar de att rotera. I en turbofläktmotor finns det vanligtvis två turbiner. Den första turbinen är en högtrycksturbin (HPT) och den andra är en lågtrycksturbin (LPT). Grönstedt m. fl. (2023) förklarar vidare att högtrycksturbinen är kopplad via en axel med högtryckskompressorn så att de har samma vinkelhastighet. Vidare är lågtrycksturbinen kopplad till lågtryckskompressorn och fläkten, så att alla dessa tre komponenter har samma vinkelhastighet. Fläkten och kompressorerna i en turbofläktmotor drivs således av den energi från kärnflödet som omvandlas till att sätta turbinerna i rotation.

Arbetet som uträttas av högtrycksturbinen är således lika stort som det uträttade arbetet av högtryckskompressorn. I ekvation (2.28) beskrivs sambandet för denna energibalans enligt Grönstedt m. fl. (2023).

$$(1 - n_{kyl} + FAR)\Delta H_{HPT} = \Delta H_{HPC}, \quad (2.28)$$

där  $\Delta H$  är entalpiändringen som luften genom turbinen utsätts för och  $n_{kyl}$  är andelen av kärnflödet efter högtryckskompressorn som är kyl Luft.

Vidare är lågtrycksturbinens uträttade arbete, enligt Grönstedt m. fl. (2023), lika stort som arbetet uträttat av lågtryckskompressorn och fläkten tillsammans. Motsvarande energibalans för dessa komponenter ges av ekvation (2.29).

$$(1 - n_{kyl} + FAR)\Delta H_{LPT} = \Delta H_{LPC} + (1 + BPR)\Delta H_{fläkt} \quad (2.29)$$

### 2.3.6 Lobad mixer

Innan sidoflödet och kärnflödet lämnar turbofläktmotorn kan de blandas i en lobad mixer enligt Mattingly m. fl. (2000) förklarar att för att detta ska kunna åstadkommas effektivt måste deras tryckförhållande vara tillräckligt nära värdet ett. Om tryckskillnaden mellan de olika flödena är för stort kommer de att blandas ineffektivt. Problemet med en sådan ineffektiv blandning är, enligt Mattingly m. fl. (2000), att tryckskillnaderna leder till att den ström som har högre tryck accelereras kraftigt och att denna överskottshastighet i stor utsträckning omvandlas till förluster som minskar motorns prestanda.

Sidoflödet, i jämförelse med kärnflödet, är oftast långsammare i axiell riktning. Mattingly m. fl. (2000) redogör att den lobade mixern därmed har i uppgift att åstadkomma ett gemensamt flöde med en hastighet som leder till en högre dragkraft än ifall sidoflödet och kärnflödet inte skulle blandas. Vid blandning saktas kärnflödet ner, men å andra sidan ökar hastigheten för sidoflödet, vilket resulterar i en större dragkraft. Vidare har sidoflödet också en lägre temperatur än kärnflödet. Blandningen, enligt Mattingly m. fl. (2000), jämnar således ut temperaturskillnaderna,

vilket leder till mindre buller, som annars skapas vid skjuvning mellan varma och kalla flöden. Även påfrestning på materialet i avgasröret, som redovisas i avsnitt 2.3.7, minskar.

Med hänsyn till energibevaring kan sambandet i ekvation (2.30), enligt Mattingly m. fl. (2000), erhållas.

$$T_{t,s} \cdot C_{p,s} \cdot \dot{m}_s + T_{t,k} \cdot C_{p,k} \cdot \dot{m}_k = T_{t,m} \cdot C_{p,m} \cdot (\dot{m}_s + \dot{m}_k), \quad (2.30)$$

där  $T_t$  är stagnationstemperaturen och  $C_p$  är värmekapaciteten vid konstant tryck. Indexen  $m$ ,  $s$  och  $k$  står för det mixade flödet,  $s$  för sidoflödet respektive  $k$  för kärnflödet.

Trycket som det mixade flödet får kan beräknas med hjälp av de partiella trycken för sidoflödet och kärnflödet med ekvation (2.31) i enlighet med Schroeder (2021).

$$p_m = p_s \cdot n_s + p_k \cdot n_k, \quad (2.31)$$

där  $p$  står för trycket och  $n$  står för andelen i mol ett flöde utgör av det mixade flödet.

För att beräkna machtalet som det mixade flödet får kan man utgå från en impulsbevaring med ekvation (2.32), enligt Mattingly m. fl. (2000).

$$p_s \cdot A_s \cdot (1 + \gamma_s \cdot M_s^2) + p_k \cdot A_k \cdot (1 + \gamma_k \cdot M_k^2) = p_m \cdot (A_s + A_k)(1 + \gamma_m \cdot M_m^2), \quad (2.32)$$

där  $p$ ,  $\gamma$  och  $M$  är flödets tryck, värmekapacitetsförhållande respektive machtal i axiell riktning. Vidare är  $A$  arean som respektive flöde upptar precis när blandningen börjar.

### 2.3.7 Avgasrör

Slutligen flödar gasen genom ett avgasrör. Ändamålet med avgasröret, förklarar Grönstedt m. fl. (2023), är att ändra gasens hastighet från att vara subsonisk till supersonisk. Beroende på gasens machtal, samt om utrymmets tvärsnittsarea minskar eller ökar, kommer gasen att accelerera eller saktas ned. För att designa avgasröret för dess ändamål utnyttjas ekvation (2.13) i avsnitt 2.2.2 som beskriver detta samband. Utöver det kan ett avgasrör också bestå av rörliga delar, så att designen av utrymmet kan anpassas för olika flygförhållanden.

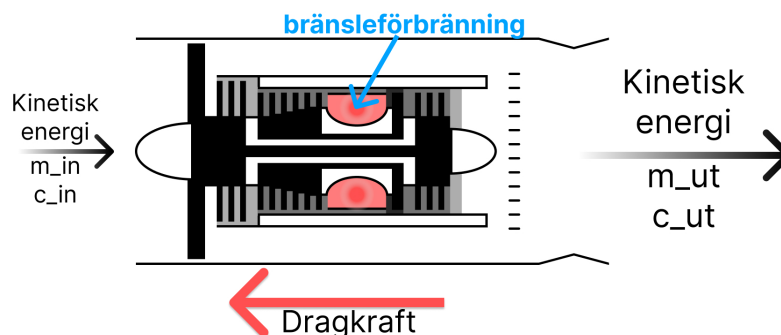
Gränsen för hur snabbt ett utgående flöde kan vara beror på den omgivande atmosfärens tryck, enligt Mattingly m. fl. (2000). Om det ansätts att det utgående flödets tryck är lika med atmosfärens omgivande tryck, uppnås således en maximal hastighet för det utgående flödet.

### 2.3.8 Dragkraft

Turbofläktmotorn har som funktion att öka den kinetiska energin hos det inkommande flödet genom bränsleförbränning. Grönstedt m. fl. (2023) förklarar att bevarandet av rörelsemängd, tillsammans med Newtons tredje lag ger upphov till en dragkraft. Den resulterande dragkraften kan enligt Grönstedt m. fl. (2023) erhållas av ekvation (2.33).

$$F = (\dot{m}_{in} + \dot{m}_b) \cdot c_{ut} + (p_{ut} - p_{in}) \cdot A_{ut} - \dot{m}_{in} \cdot c_{in}, \quad (2.33)$$

där indexen  $in$  och  $ut$  motsvarar det inkommande, respektive utgående luftflödet. Indexet  $b$  betecknar i sin tur bränslet. Vidare står  $\dot{m}$ ,  $c$  och  $p$  för massflöde, hastighet respektive tryck. Slutligen betecknar  $A_{ut}$  avgasrörets utgångsarea. Med hjälp av figur 2.4 kan ekvation (2.33) visualiseras.



Figur 2.4: En illustration av en turbofläktmotors dragkraft.

### 2.3.9 Specifik bränsleförbrukning

Specifik bränsleförbrukning ( $SFC$ ) beskriver hur effektiv en motor är. Det är mått på hur mycket bränsle som krävs för att uppnå en viss dragkraft. För flygplan beräknas den specifika bränsleförbrukningen per motor med hjälp av ekvation (2.34), enligt Mattingly m. fl. (2000).

$$SFC = \frac{\dot{m}_b}{F}, \quad (2.34)$$

där  $\dot{m}_b$  är bränslets massflöde och  $F$  är dragkraften.

### 2.3.10 Specifik räckvidd

Ett mått på hur långt ett flygplan färdas per massenhet av bränsle, ges av den så kallade specifika räckvidden ( $SR$ ). Benson (u.å.) definierar  $SR$  enligt ekvation (2.35).

$$SR = \frac{c}{SFC \cdot F}, \quad (2.35)$$

där  $c$  är flygplanets hastighet,  $F$  är motorns dragkraft och  $SFC$  är den specifika bränsleförbrukningen. Vidare förklarar Benson (u.å.) att den specifika räckvidden per passagerare ( $SR_p$ ) kan beräknas med ekvation (2.36).

$$SR_p = SR \cdot P, \quad (2.36)$$

där  $P$  är antalet passagerare.

### 2.3.11 Vikt

Enligt Lolis (2014) är en etablerad metod för uppskattning av motorvikt den så kallade Raymer-metoden. Metoden uppskattar sambandet mellan vikt,  $BPR$  och dragkraften som krävs vid start för att lyfta enligt ekvation (2.37).

$$\frac{WT}{FN_{to}} = 8,7 + 1,14 \cdot BPR \quad (2.37)$$

## 2.4 Boom Technology

År 2014 startades företaget Boom Technology av Blake Scholl, med målet att tillverka ett supersoniskt passagerarflygplan (Boom Technology, u.åa). I detta avsnitt presenteras företagets projekt gällande flygplanet Boom Overture.

Overture är namnet på det flygplan som Boom Technology har under utveckling. Detta flygplan har en längd på strax över 61 meter och har som mål att kunna transportera 65 till 80 passagerare upp till en sträcka på 7867 kilometer (Boom Technology, 2022). Overture ska enligt Boom Technology (u.åa) specifikt kunna åstadkomma en hastighet på mach 1,7 vid en höjd på 18 km. Däremot har Overture genomgått ett antal revisioner genom åren. Det var först tänkt att flygplanet skulle ha en hastighet på mach 2,2, men som senare ändrades till mach 1,7 enligt Wynbrandt (2019). Dessutom gjorde Boom Technology stora ändringar på Overture med avseende på aerodynamiken för några år sedan, berättar Schuurman (2022).

Modellen på den typ av turbofläktmotor som Overture ska framdrivas av, utvecklas också av Boom Technology och kallas för Symphony. Enligt Boom Technology (u.åb) kommer Symphony att framdrivas med hjälp av fyra stycken av dessa turbofläktmotorer. Boom Technology (u.åb) förklarar vidare att Symphony ska bestå av en enstegs fläkt med en diameter på 1,83 m. Vidare kommer den utgöras av en trestegs lågtryckskompressor och en sexstegs högtryckskompressor. Den ska också utgöras av en förbränningskammare, samt en enstegs högtrycksturbin som driver högtryckskompressorn och en trestegs lågtrycksturbin som driver lågtryckskompressorn och fläkten. Slutligen kommer Symphony även bestå av en lobad mixer och ett avgasrör. På Boom Technology:s hemsida finns en rendering av Symphony, se figur 2.5.



**Figur 2.5:** En rendering av turbofläktmotorn Boom Symphony. (Boom Technology, u.åb) Återgiven med tillstånd.

## 2.5 Miljöpåverkan

Kommersiell flygning är känd för att vara en bidragande faktor till utsläpp av växthusgaser ut i atmosfären, i form av förbränningsprodukter. Motorerna förbränner stora mängder bränsle för att uppnå den dragkraft som krävs för flygningen. Vid överljudsflygning används mycket mer bränsle än vid vanlig flygning, som konsekvens av skillnader i flygförhållanden. Boom Technology (u.åb) hävdar att Symphonys användning av 100 % hållbart flygbränsle bidrar till en netto-noll koldioxidoperation, enligt (Boom Technology, u.åb). Detta avsnitt kommer att granska och analysera ett flertal aspekter av turbofläktmotorn Symphony ur ett miljöperspektiv.

### 2.5.1 Emissioner

Kväveoxider ( $\text{NO}_x$ ) är en blandning av kväveoxid ( $\text{NO}$ ) och kvävedioxid ( $\text{NO}_2$ ). Det är gaser som både bildas naturligt, men också som utsläpp från motordrivna fordon och andra bränsleförbrännande processer (Queensland Government, 2023).

Förbränning som sker vid högre temperaturer ger upphov till större kväveoxidutsläpp. Sambandet mellan emissioner och temperatur är inte linjärt. Emissionerna ökar nästan exponentiellt inom vissa temperaturintervall, se "Fig.3" i artikeln (Prasanth m. fl., 2023). I studien *Impacts of a near-future supersonic aircraft fleet on atmospheric composition and climate* (Eastham m. fl., 2022) sker en jämförelse mellan resultat från en mångfald av andra studier, gällande kväveoxid-utsläpp från överljudsflygning. Den bekräftar att det råder konsensus om att förbränning vid högre flyghöjder bidrar till en ökning av dessa emissioner.

### 2.5.2 Sustainable Aviation Fuel

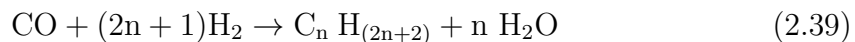
Sustainable Aviation Fuel (SAF) är ett samlingsnamn för hållbara bränslen som används inom kommersiell flygning (International Air Transport Association, u.å.). Enligt International Air Transport Association (u.å.) framställs de från bland annat spillolja, grödor samt avfall, men kan även produceras syntetiskt av koldioxid tagen från atmosfären. Ett av målen med SAF är att det ska bidra till en minskning på

65 % av existerande utsläpp från flygplan år 2050 (International Air Transport Association, u.å.). Under 2023 stod SAF för 0,2 % av allt flygbränsle som användes. Enligt U.S. Department of Energy (u.å.b) är syntetiserade bränslen fördelaktiga för att minska utsläpp av förbränningsprodukter i atmosfären.

En av metoderna som används för att framställa SAF är en kombination av koldioxidavskiljning och den modifierade Fischer-Tropsch syntesen. National Energy Technology Laboratory (u.å.) förklarar att koldioxidavskiljning innebär att koldioxid fångas upp från diverse källor, exempelvis atmosfären. Den modifierade Fischer-Tropsch processen går ut på att omvandla koldioxid till andra molekyler. Första steget är en reversibel water-gas-shift reaktion, under vilken koldioxid omvandlas till kolmonoxid, se ekvation (2.38).



Den erhållna kolmonoxiden används därefter, för att med Fischer-Tropsch reaktionen, syntetisera kolväten enligt den kemiska reaktionen i ekvation (2.39) enligt (National Energy Technology Laboratory, u.å.).



En alternativ metod för framställningen av kolväten från koldioxid är kolhydrering, där koldioxid och vätgas reagerar och producerar bland annat alkoholer (Ren m. fl., 2022).

Framställningen av flygbränslen genom omvandling av koldioxid är i praktiken energikrävande att genomdriva. Delvis behövs ett sätt att separera koldioxid från atmosfären, eller andra källor som annars bidrar till utsläpp. Delvis behövs oftast en elektrolysör för framställning av vätgas, som används som reaktant (U.S. Department of Energy, u.å.a). Energikostnaderna, samt kostnaderna att bygga upp nödvändig infrastruktur för produktion i nuläget, innebär att priset på sådant SAF - men även SAF i allmänhet - är avsevärt dyrare än fossila alternativ.

### 2.5.3 Dimensional Energy och Air Company

Dimensional Energy och Air Company är två företag som arbetar med utvecklingen inom syntetisering av flygbränslen. Båda företagen använder koldioxidavskiljning. Dimensional Energy använder Fischer-Tropsch syntes (Dimensional Energy, u.å.). Företaget Air Company använder sig istället utav kolhydrering (AIR COMPANY, u.å.a). Enligt Boom Technology (2024) har Boom Technology påbörjat ett samarbete med de båda bränsleleverantörerna och har säkrat årlig tillförsel av cirka 38 miljoner liter bränsle, under Overture:s testflygningsperiod, hälften från vardera leverantör. De båda företagen använder i stort sett samma tillvägagångsätt och koldioxidavskiljningen ska användas för att fånga upp koldioxid från industrin. Deras

vision är att förhindra utsläpp och bidra till ett slutet system för koldioxid i atmosfären enligt (Dimensional Energy, u.å.).

Dimensional Energy är ett relativt nytt företag som ännu befinner sig i ett tidigt stadie i deras verksamhet, med endast några prototyper som stöd för deras teknik. Detaljerad information om den teknik som används, samt hur deras verksamhet opererar, är inte lättillgänglig. Det har ansamlats stora investeringar från andra företag (Bettenhausen, 2023), samt vinstpengar från tävlingar. Trots att deras utgångspunkt om koldioxidavskiljning inte ändrats med åren, har deras metoder att nå målen anpassats. Några år sedan baserades syntetiseringen av flygbränslen på solfångare, något som ändrats, troligen på grund av de problem som uppstod vid uppskalning. Deras nuvarande plan är att bygga ut vattenkraftverk vid Niagarafallen vid New York, för att skapa en anläggning med kapacitet för årlig framställning av ca 11,3 miljoner liter flygbränsle (CERAWeek, 2024). Nuvarande produktion är cirka 58 tusen liter per år, vilket motsvarar ungefär 0,3 % av den utlovade leveransen som de kommit överens om med Boom Technology, enligt (CERAWeek, 2024). De arbetar dessutom med att tillverka koldioxidavskiljnings-moduler som kan installeras i befintliga fabriker, exempelvis stål- och cementindustrin. Modulerna är i nuläget dimensionerade för småskalig produktion av flygbränslen.

Air Company är i många aspekter väldigt likt Dimensional Energy. De saknar också storskalig produktion och beskriver deras verksamhetsstatus som ”Pre-Commercial pilot”. De delar inte villigt ut information gällande deras ekonomi, varken hur stora investeringar de ansamlat eller inkomster (XPRIZE, 2024). Samtidigt framförs reklam om framgångar som inte är förverkligade (AIR COMPANY, 2023) och (AIR COMPANY, u.å.b). Air Company påstår nämligen att kommersiell produktion av flygbränslen kommer påbörjas år 2027 (XPRIZE, 2023). Företaget har i nuläget ett antal produkter på marknaden, såsom vodka och parfym.



# 3

## Metod

Den matematiska modelleringen av turbofläktmotorn Symphony krävde en termodynamisk analys av alla ingående komponenter. I detta avsnitt kommer det komponentvis att redovisas hur värden på olika betydande parametrar uppskattades med hjälp av teorin. Utöver den termodynamiska analysens behövde även vikten på turbofläktmotorn Symphony estimeras. Inom kontexten av att göra modellen kompatibel med kroppen för motsvarande överljudsflygplan, erhöles ett dragkraftsbehov från ett annat arbete baserat på den vikt som estimerades inom ramen för detta arbete. Till sist analyserades också miljöpåverkan av turbofläktmotorn Symphony utifrån den matematiska modellen.

### 3.1 Termodynamisk analys

De ingående komponenterna i turbofläktmotorn Symphony är enligt (Boom Technology, u.åb) ett luftintag, en fläkt, en lågtryckskompressor och högtryckskompressor i tre respektive sex steg, en förbränningskammare, en lågtrycksturbin och högtrycksturbin i ett respektive tre steg, en lobad mixer och ett avgasrör. De värden som var givna eller ansattes utan beräkning redovisas i tabell A.1 under bilaga A.1. Fortsättningsvis, i följande avsnitt kommer tillvägagångssättet för att uppskatta olika parametervärden att redovisas komponent för komponent. Dessa parametervärden var nödvändiga för att modellera Symphonys prestanda. För värden på komponent-specifika variabler se bilaga A.2.

#### 3.1.1 Luftintaget

Arbetet är avgränsat till att endast beakta turbofläktmotorn Symphony under flygförhållandet att färdas i mach 1,7 på 18 km höjd. Därav kommer den termodynamiska analysen att endast ta hänsyn till luftintaget för denna hastighet på denna höjd.

Först beräknades luftens temperatur  $T_0$  vid 18 km. Eftersom luftens temperatur efter 11 km är konstant upp till åtminstone 18 km, användes ekvation (2.9) som är ett samband mellan atmosfärens temperatur och höjd upp till 11 km. Därefter beräknades luftens tryck  $p_0$  på 18 km höjd med hjälp av ekvation (2.8) och ekvation (2.10). Den första ekvationen relaterar atmosfärens tryck till en höjd upp till 11 km medan den andra beskriver atmosfärens tryck över 11 km.

Vidare beräknades luftens värmekapacitet vid konstant tryck  $C_{p,0}$  med hjälp av  $T_0$  och ekvation (2.5). Denna ekvation beskrev sambandet mellan temperatur och värmekapacitet vid konstant tryck för en fluid med hjälp av ett sjundegradspolynom. Koefficienterna i sjundegradspolynomet bestämdes i enlighet med de anpassade värdena för koefficienterna för ren luft i tabell (2.1). Därefter beräknades den inkommande luftens värmekapacitetsförhållande  $\gamma_0$  genom ekvation (2.4) med hjälp av  $C_{p,0}$ . Det antogs i sin tur att processen vid luftintaget var polytropisk. Således kunde den inkommande luftens motsvarande stagnationstemperatur  $T_{t,0}$  och stagnationstryck  $p_{t,0}$  räknas ut med de polytropiska sambanden som ges av ekvation (2.14) och ekvation (2.17). Den polytropiska verkningsgraden för luftintaget ansattes till 0,95 i enlighet med Grönstedt (2024).

För att uppskatta ingångsarean på turbofläktmotorn Symphony, utgicks det från det givna värdet på fläktens diameter på 1,83 m, enligt Boom Technology (u.åb). Utifrån renderingen, som visas i figur 2.5, kunde således ingångsarean  $A_0$  uppmätas genom att antas vara lika stor som fläktens ingångsarea.

Via sambandet mellan  $MFP$ , värmekapacitetsförhållandet och machtalet, enligt ekvation (2.19), beräknades sedan luftens  $MFP_0$ . Med värdet på den inkommande luftens stagnationstemperatur och stagnationstryck, samt ingångsarean och värdet på  $MFP_0$ , användes därefter ett samband mellan dessa, enligt ekvation (2.20). Utifrån denna beräkning erhöles det inkommande massflödet  $\dot{m}_0$ .

#### 3.1.2 Fläkten

Den första komponenten som studerades var fläkten. Med mål att beräkna tryckskillnaden  $FPR$  antogs först värden för det axiella machtalet  $M_2$ , det relativa machtalet  $M_{rel,2}$ , polytropiska verkningsgraden för fläkten  $e_{fläkt}$  samt steglaster  $\Psi_{fläkt}$ . Enligt Norris (2022) kunde ett värde på 0,65 antas för  $M_2$ . Det relativa machtalet  $M_{rel,2}$  uppskattades till 1,5 enligt Grönstedt (2024). För att erhålla ett rimligt värde för fläktens polytropiska verkningsgrad användes en tabell med polytropiska verkningsgrader i enlighet med Mattingly m. fl. (2000). Verkningsgraden ansattes till 0,89. Steglaster för fläkten,  $\Psi_{fläkt}$ , ansattes till ett värde runt 1,6 utifrån Grönstedt (u.å.). Alla ansatta värden för fläkten finns att hämta i tabell A.3 i bilaga A.2.1

Vidare uppmättes radien av fläktens nav,  $r_{nav,2}$ , samt avståndet från mitten av navet till fläktens bladspets,  $r_{tipp,2}$ , se tabell A.2 i bilaga A.2.1. Dessa mått estimerades med hjälp av renderingen av Symphony i figur 2.5 och att fläktens diameter på 1,83 m var given enligt Boom Technology (u.åb).

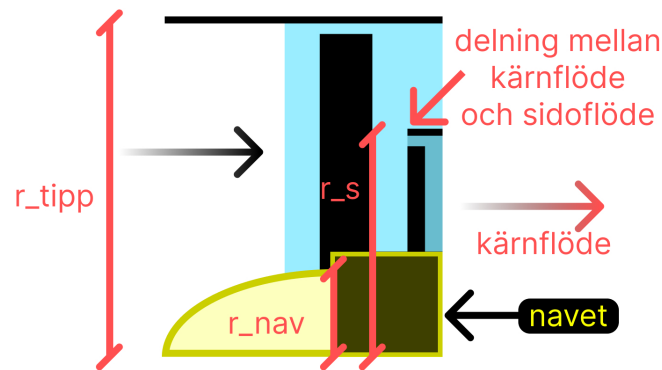
Därefter antogs det att den inkommande luftens stagnationstemperatur bevarades från luftintaget till fläkten, så att  $T_{t2} = T_{t0}$ . Luftens temperatur  $T_2$  beräknades sedan med hjälp av  $M_2$  och sambandet mellan stagnationstemperatur och temperatur i ekvation (2.14). Vidare antogs det att luftens värmekapacitet  $\gamma_2$  var den samma som vid luftintaget. Ljudhastigheten  $a_2$  beräknades i sin tur enligt ekvation (2.11), baserat på  $\gamma_2$  och  $T_2$ . Med hjälp av  $a_2$  och  $M_2$  beräknades därefter den inkommande

luftens hastighet i axiell riktning  $c_2$ , via definitionen för machtal i ekvation (2.12). Fortsättningsvis beräknades bladhastigheten vid bladspetsen  $u_{tipp,2}$  utifrån värdena på  $M_{rel,2}$  och  $c_2$ , enligt ekvation (2.24). Genom att sedan dividera  $u_{tipp,2}$  med  $r_{tipp,2}$ , enligt ekvation (2.23), erhöles fläktens vinkelhastighet  $\omega_2$ . Efter det användes värdena på  $r_{nav,2}$  och  $r_{tipp,2}$  tillsammans med  $\omega_2$  för att beräkna fläktbladens medelhastighet, i enlighet med ekvation (2.22).

Sambandet mellan fläktens steglöst  $\Psi_{fläkt}$ , fläktbladens medelhastighet  $u_{tipp,2}$  och entalpiskillnaden  $\Delta H_{fläkt}$ , som beskrivs i ekvation (2.21), användes sedan för att beräkna ändringen i entalpi. Entalpiskillnaden dividerades med luftens värmekapacitet vid konstant tryck  $C_{p2}$ . Värmekapaciteten erhöles via sjundegradspolynomet i ekvation (2.5) med anpassade koeffecienter för ren luft, enligt tabell 2.1. Divisionen mellan  $\Delta H_{fläkt}$  och  $c_2$  adderades sedan med luftens stagnationstemperatur innan fläkten  $T_{t,2}$ , enligt ekvation (2.25), för att erhålla luftens stagnationstemperatur efter fläkten  $T_{t,21}$ . Förhållandet mellan luftens stagnationstemperatur före och innan fläkten användes sedan tillsammans med  $e_{fläkt}$  och det polytropiska sambandet i ekvation (2.18) för att erhålla  $FPR$ .

### 3.1.3 Sidoflödet

Efter fläkten delades den inkommande luften upp i ett sidoflöde och ett kärnflöde. För att beräkna  $BPR$  uppskattades först arean för kärnflödet  $A_{21}$  och arean för sidoflödet  $A_{13}$ . Figur 3.1 klargör areorna som beräknades.



**Figur 3.1:** Visar hur  $r_{nav}$ ,  $r_{tipp}$  och  $r_s$  definieras.

Därefter antogs det att  $BPR$  var ekvivalent med areaförhållandet mellan  $A_{13}$  och  $A_{21}$ , enligt ekvation (3.1).

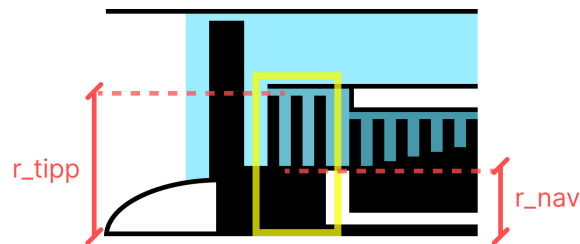
$$BPR = \frac{A_{13}}{A_{21}} \quad (3.1)$$

### 3.1.4 Kompressorerna

Enstegsfläkten efterföljdes av lågtryckskompressorn, som sedan övergick till högtryckskompressorn. För att kunna räkna ut  $OPR$ , vilket är trycket över fläkten och kompressorerna, behövde först tryckskillnaden över respektive kompressor räknas

ut. De ansatta värdena för kompressorerna finns att se i tabell A.5 och A.7 i bilaga A.2.2.

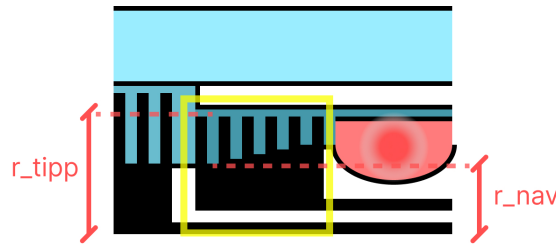
Med renderingen av Symphony enligt figur 2.5 kunde två olika mått uppskattas baserat på att fläktens diameter var 1,83 m. Måtten som uppskattades, för samtliga tre steg i lågtryckskompressorn, var  $r_{nav,LPC}$  och  $r_{tipp,LPC}$ , som illustreras i figur 3.2. Dessa värden finns att hämta i tabell A.4 i bilaga A.2.2.



**Figur 3.2:** Schematisk figur av lågtryckskompressorn.

Eftersom lågtryckskompressorn hade samma vinkelhastighet som fläkten, användes  $\omega_2$ ,  $r_{nav,LPC}$  och  $r_{tipp,LPC}$  i ekvation (2.22) för att erhålla fläktbladens medelhastighet  $u_{mid,LPC}$  i varje steg. Fortsättningsvis omarrangerades sambandet mellan steglåsten, entalpiändringen och summan av medelhastigheterna för fläktbladen över alla steg,, enligt ekvation (2.21). Detta gav i sin tur att entalpiändringen kunde erhållas. Vidare dividerades entalpiändringen med luftens värmekapacitet vid konstant tryck för att få ut temperaturändringen. Luftens stagnationstemperatur efter fläkten  $T_{t,21}$  adderades sedan med temperaturändringen för att få luftens stagnationstemperatur efter lågtryckskompressorn  $T_{t,25}$ , i enlighet med ekvation (2.25). Med uträknade värden på stagnationstemperaturen innan och efter lågtryckskompressorn användes slutligen det polytropiska sambandet i ekvation (2.18) för att bestämma tryckförhållandet  $\pi_{LPC}$  över lågtryckskompressorn. Verkningsgraden för lågtryckskompressorn  $e_{LPC}$  som användes i beräkningen estimerades med hjälp av Mattingly m. fl. (2000) till att vara 0,901.

Uträkningen av tryckskillnaden över högtryckskompressorn var analog med uträkningen för lågtryckskompressorn. Skillnaden var att istället för tre steg behövde uträkningarna ta hänsyn till sex steg. Vidare hade högtryckskompressorns inte samma vinkelhastighet som fläkten. Således behövde fortsättningsvis ingångsarean  $A_{in,HPC}$  beräknas genom att använda  $r_{tipp,HPC}$  samt  $r_{nav,HPC}$ . De uppmätta radierna finns att se i tabell A.6 i bilaga A.2.2. Kvadraten av  $r_{tipp,HPC}$  subtraherades med kvadraten av  $r_{nav,HPC}$  och differensen multiplicerades med konstanten  $\pi$  för att erhålla  $A_{in,HPC}$ . Figur 3.3 illustrerar hur ingångsarean uppskattades.



**Figur 3.3:** Schematisk figur av högtrycks-kompressorn.

Därefter beräknades  $MFP_{25}$  för luften vid högtrycks-kompressorn. Denna uträkning utfördes via sambandet mellan stagnationstemperaturen  $T_{t,25}$ , stagnationstrycket  $p_{t,25}$ , massflödet  $\dot{m}_{25}$ , ingångsarean  $A_{in,HPC}$  och  $MFP$ , enligt ekvation (2.20). Vidare, med hjälp av  $MFP_{25}$  och värmekapacitetsförhållandet  $\gamma_{25}$ , beräknades machtalet  $M_{25}$ , enligt ekvation (2.19). Utifrån luftens stagnationstemperatur efter lågtrycks-kompressorn  $T_{t,25}$  och machtal  $M_{25}$ , beräknades sedan temperaturen  $T_{25}$ . Den uträkningen baserades på ekvation 2.14, vilken beskriver sambandet mellan stagnationstemperatur och temperatur. Med  $T_{25}$  beräknades sedan luftens hastighet  $a_{25}$  (ekv. 2.11). Machtalet  $M_{25}$  multiplicerades sedan med  $a_{25}$ , enligt ekvation (2.12) för att erhålla luftens axiella hastighet  $c_{25}$ . Därefter estimerades ett relativt machtal för högtrycks-kompressorn  $M_{rel,HPC}$  i enlighet med Grönstedt (2024) till att vara 1,5. De erhållna värdena på  $c_{25}$  och  $M_{rel,HPC}$  användes sedan i enlighet med ekvation (2.24) för att erhålla fläktbladens hastighet vid tippen i högtrycks-kompressorn  $u_{tipp,25}$ . Därefter dividerades  $u_{tipp,25}$  med  $r_{tipp,HPC}$  för att erhålla högtrycks-kompressorns vinkelhastighet  $\omega_{25}$ , enligt ekvation (2.23).

Med vinkelhastigheten för högtrycks-kompressorn känd var tillvägagångssättet för att beräkna tryckskillnaden  $\pi_{HPC}$  likadan som för lågtrycks-kompressorn. Steglasten för högtrycks-kompressorn  $\Psi_{HPC}$  uppskattades med hjälp av Grönstedt (u.å.) och den polytropiska verkningsgraden  $e_{HPC}$  estimerades enligt Mattingly m. fl. (2000). Till sist multiplicerades  $FPR$ ,  $\pi_{LPC}$  och  $\pi_{HPC}$  för att erhålla  $OPR$ .

### 3.1.5 Förbränningskammaren

En del av kärnflödet efter högtrycks-kompressorn användes för kylning. Andelen kyl-luft estimerades med hjälp av Grönstedt (2024) till att vara 20 % av kärnflödet.

Resten av kärnflödet fortsatte sedan vidare genom förbränningskammaren. Gällande förbränningskammaren eftersöktes två värden, vilka var  $FAR$ , samt tryckskillnaden som kärnflödet genom förbränningskammaren utsattes för  $\pi_b$ . För att erhålla  $FAR$  användes en energibalans för förbränningen enligt ekvation (2.27). Från hemsidan Boom Technology (u.åb) var det givet att turbofläktmotorn Symphony kommer att drivas helt på SAF. Ett typisk värde på värmevärdet för SAF  $\Delta h_b$  ansattes i enlighet med Boehm m. fl. (u. å.) till att vara  $43,5 \frac{MJ}{kg}$ .

Eftersom den mixade gasen inte fick överstiga en viss temperatur kunde en optimering av  $FAR$  göras utifrån att ansätta temperaturen efter förbränningskammaren. Stagnationstemperaturen  $T_{t,4}$  för kärnflödet efter förbränningskammaren ansattes

med hjälp av Grönstedt (2024) till att vara 1800 K. Med den tidigare beräknade stagnationstemperaturen hos kärnflödet efter högtryckskompressorn  $T_{t,3}$  estimerades motsvarande värmekapacitet  $C_{p,3}$  enligt sjundegradspolynomet i ekvation (2.5) med anpassade koeffecienter enligt tabell 2.1. Ett uttryck för värmekapaciteten för kärnflödet efter förbränningskammaren  $C_{p,4}$  ställdes sedan upp via samma sjundegradspolynom med anpassade koeffecienter. Sambandet för värmekapaciteten för en blandning av luft och förbränningsprodukter användes också för att helt uttrycka  $C_{p,4}$  i termer av  $T_{t,4}$  och  $FAR$ . Med detta var den enda okända variabeln i energibalansen  $FAR$  och med en omskrivning av energibalansen enligt ekvation (3.2) kunde ett optimerat  $FAR$  erhållas.

$$FAR = \frac{C_{p,3}(T_{t,3}) \cdot T_{t,3} - C_{p,4}(T_{t,4}, FAR) \cdot T_{t,4}}{C_{p,4}(T_{t,4}, FAR) \cdot T_{t,4} - \Delta h_b} \quad (3.2)$$

För att beräkna tryckskillnaden som förbränningskammaren utträttade på kärnflödet uppskattades först förbränningskammarens polytropiska verkningsgrad enligt Grönstedt (2024) till ett värde på 0,86. Därefter användes förhållandet mellan stagnationstemperaturen före och efter förbränningskammaren för att erhålla stagnationstryckförhållandet. Detta utfördes genom att utnyttja sambandet mellan stagnationstryck och stagnationstemperatur enligt ekvation (2.18). Alla ansatta värden för beräkningarna finns att hämta i tabell A.8 i bilaga A.2.3.

#### 3.1.6 Turbinerna

Efter förbränningskammaren blandades kärnflödet med hälften av kyl luften i enlighet med Grönstedt (2024).

Gasflödet fortsatte sedan genom högtrycksturbinen. För att beräkna tryckskillnaden som högtrycksturbinen utfärdade på luften börjades det med att ställas upp en energibalans, med hjälp av ekvation (2.28). Denna energibalans baserades på att arbetet som högtrycksturbinen utfärdade på luften var lika stort som arbetet utträttat av högtryckskompressorn. Utifrån energibalansen beräknades sedan entalpiändringen  $\Delta H_{HPT}$ .

Entalpiändringen dividerades sedan med flödets värmekapacitet vid konstant tryck, vilket gav temperaturskillnaden som flödet utsattes för genom högtrycksturbinen. Stagnationstemperaturen  $T_{t,5}$  efter högtrycksturbinen kunde därefter beräknas genom att addera temperaturändringen med den tidigare ansatta stagnationstemperaturen för flödet efter förbränningskammaren  $T_{t,4}$ . Sedan används det polytropiska förhållandet mellan stagnationstryck och stagnationstemperatur enligt ekvation (2.18). Slutligen erhöles således tryckskillnaden som högtrycksturbinen utträttade på flödet  $\pi_{HPT}$ .

Nästa komponent som kärnflödet passerade var lågtrycksturbinen som bestod av tre steg. Samma tillvägagångssätt som för högtrycksturbinen användes för att beräkna tryckskillnaden för flödet över lågtrycksturbinen. Skillnaden var att energibalansen för lågtrycksturbinen behövde ta hänsyn till arbetet som lågtryckskompressorn och

fläkten utträttade tillsammans. Denna energibalans ställdes således istället upp med hjälp av ekvation (2.29) anpassad för lågtrycksturbinen. På samma sätt som för högtrycksturbinen, beräknades sedan tryckskillnaden för flödet genom lågtrycksturbinen  $\pi_{LPC}$  med hjälp av den entalpiändring  $\Delta H_{LPC}$  som erhöles av energibalansen.

När kärnflödet hade passerat den sista turbinen blandades det, i enlighet med Grönstedt (2024), med den resterande kyl Luften.

### 3.1.7 Lobade mixern

Sidoflödet bevarar sitt massflöde från avskiljningen från kärnflödet vid lågtrycksompressorn till återföreningen med kärnflödet vid den lobade mixern. Således erhöles det att  $\dot{m}_{16} = \dot{m}_{13} = \dot{m}_2 \left( \frac{BPR}{1+BPR} \right)$ . Massflödet för det mixade flödet  $\dot{m}_7$  beräknades genom att ta summan av sidoflödet och kärnflödets respektive massflöden, så att  $\dot{m}_7 = \dot{m}_{16} + \dot{m}_6$ , där  $\dot{m}_6 = \dot{m}_2 \frac{1}{1+BPR} (1 + FAR)$ . Därefter beräknades värmekapaciteten vid konstant tryck för det mixade flödet  $C_{p,7}$ . Denna uträkning utfördes med hjälp av ekvation (2.6) som beskriver värmekapaciteten för en blandning av luft och bränsle. Därefter beräknades det mixade flödets stagnationstemperatur  $T_{t,7}$  via en energibalans enligt ekvation (2.30). De ingående variablerna i energibalansen var det mixade flödets, kärnflödets och sidoflödets respektive stagnationstemperatur, värmekapacitet vid konstant tryck och massflöde.

Fortsättningsvis uppskattades areorna  $A_{16}$  och  $A_6$  som sidoflödet respektive kärnflödet upptog precis när de började mixas, se tabell A.9 i bilaga A.2.4. Utifrån att fläktens diameter var 1,83 m användes figur 2.5 för att manuellt mäta dessa areor. Sedan ansattes det i enlighet med Grönstedt (2024) en tryckförlust på 2 % för sidoflödet. Detta gav i sin tur att sidoflödets stagnationstryck  $p_{t,16}$  vid den lobade mixern var lika med  $p_{t,13} \cdot 0,98$ . Efter detta användes stagnationstrycket, stagnationstemperaturen och arean innan den lobade mixern för respektive flöde för att beräkna respektive flödets  $MFP$ . Denna uträkning utfördes via sambandet mellan dessa variabler i ekvation (2.20). Med sambandet mellan  $MFP$ , machtalet och värmekapacitetsförhållandet enligt ekvation (2.19), beräknades i sin tur machtalet för sidoflödet  $M_{16}$  respektive kärnflödet  $M_6$ . Sedan användes ekvation (2.15) för att beräkna sidoflödets tryck  $p_{16}$  och kärnflödets tryck  $p_6$ . Detta kunde åstadkommas då ekvationen relaterade trycket till machtalet, värmekapacitetsförhållandet och stagnationstrycket, vilka var kända för båda flödena. För att uppskatta trycket för det blandade flödet  $P_7$  utfördes en beräkning baserat på ekvation (2.31) som relaterar trycket på ett blandat flöde till dess ingående partiella tryck. Först antogs det att de ingående partiklarna i sidoflödet och kärnflödet i snitt hade näst intill samma molmassa. Därefter användes andelen i massa per tidsenhet som respektive flöde utgjorde av det mixade flödet, för att uppskatta dess tryck, enligt ekvation (3.3).

$$p_7 = \frac{p_{16} \cdot \dot{m}_{16} + p_6 \cdot \dot{m}_6}{\dot{m}_7} \quad (3.3)$$

Vidare ställdes en impulskonservering upp enligt ekvation (2.32) och med den kunde det blandade flödets machtal  $M_7$  beräknas. Variablerna som ingick i denna ekvation var trycket, arean, värmekapacitetsförhållandet och machtalet för sidoflödet,

kärnflödet respektive det blandade flödet. Slutligen beräknades också det blandade flödets temperatur  $T_7$  genom att använda relationen mellan stagnationstemperatur och temperatur enligt ekvation (2.14).

#### 3.1.8 Avgasröret

När sidoflödet och kärnflödet mixades fortsatte det mixade flödet genom avgasröret. I avgasröret ansattes det att flödet på grund av friktion minskar sitt stagnationsstryck med 2 % enligt Grönstedt (2024). Det erhöles således att  $p_{t,8} = p_{t,7} \cdot 0,98$ . Därefter antogs det att avgasröret var optimerat för det för rapporten avgränsade flygförhållandet på så vis att  $p_8 = p_0$ . Med stagnationstrycket  $p_{t,8}$  och trycket  $p_8$  för det mixade flödet beräknades i sin tur machtalet  $M_8$  med hjälp av sambandet mellan tryck och stagnationstryck, enligt ekvation (2.15). Luftens  $MFP_8$  i slutet av avgasröret för det mixade flödet beräknades sedan genom att använda relationen mellan  $MFP$ , machtalet och värmekapacitetsförhållandet i ekvation (2.19). Sedan användes ekvation (2.20) som beskriver sambandet mellan  $MFP$ , stagnationstemperatur, stagnationstryck och area för att beräkna avgasrörets utgångsarea  $A_8$ . Försättningsvis användes machtalet  $M_8$  med antagnadet att  $T_{t,8} = T_{t,7}$  för att beräkna det mixade flödets temperatur  $T_8$ . Denna uträkning utfördes med hjälp av ekvation (2.14) som beskriver hur stagnationstemperaturen förhåller sig till temperaturen. Vidare användes temperaturen  $T_8$  för att beräkna ljudhastigheten  $a_8$  enligt ekvation (2.11). Ljudhastigheten  $a_8$  multiplicerades därefter med machtalet  $M_8$  för att erhålla det mixade flödets absoluta hastighet  $c_8$ . De uppmätta och ansatta värdena för beräkningarna för avgasröret finns att hämta från tabell A.10 i bilaga A.2.5.

## 3.2 Prestandauppskattningar

I följande del av rapporten presenteras metoder för att beräkna dragkraft, specifik bränsleförbrukning, vikt och specifik räckvidd. Dessa prestandavärden utgör grunden för att kunna utföra en prestandaanalys av motorn.

### 3.2.1 Dragkraft

För att beräkna dragkraften  $F$  nyttjades den inkommande luftens massflöde  $\dot{m}_0$ , tryck  $p_0$  och hastighet  $c_0$  samt det mixade flödets massflöde  $\dot{m}_8$ , tryck  $p_8$ , hastighet  $c_8$  och area  $A_8$ . Dragkraften  $F$  erhöles genom att använda dessa värden i enlighet med ekvation (2.33), som beskriver impulsskillanden mellan det inkommande och utgående flödet.

### 3.2.2 Specifik bränsleförbrukning

För att beräkna  $SFC$  beräknades först massflödet för bränslet  $\dot{m}_b$  ut. Uträkningen baserades på det inkommande massflödet  $\dot{m}_0$  och att förhållandet mellan sidoflödet och kärnflödet var  $BPR$ . Därefter multiplicerades kärnflödet med  $FAR$  för att erhålla massflödet för bränslet, enligt ekvation (3.4).

$$\dot{m}_b = \dot{m}_0 \left( 1 - \frac{1}{1 + BPR} \right) FAR \quad (3.4)$$

Den specifika bränsleförbrukningen beräknades sedan med hjälp av massflödet för bränslet  $\dot{m}_b$  och dragkraften  $F$  enligt dess definition som ges av ekvation (2.34).

### 3.2.3 Vikt

För att uppskatta vikten på Symphony utnyttjades Raymer-metoden, som relaterar motorns vikt till  $BPR$  och dragkraften som krävs vid start för att lyfta  $F_{start}$ . Värdet på  $F_{start}$  erhöles med hjälp av Boom Technology (u.åb) till att vara 155,7 kN. Utifrån att  $BPR$  sedan tidigare var beräknad kunde därefter en vikt erhållas via Raymer-metoden i enligt med ekvation (2.37).

Det erhållna värdet på vikten gavs därefter till Eriksson m. fl. (2024). Baserat på denna vikt erhöles via Eriksson m. fl. (2024) i sin tur ett dragkraftsbehov  $\tilde{F}$  per motor.

### 3.2.4 Specifik räckvidd

Med värdet på  $SFC$ , det erhållna dragkraftsbehovet  $\tilde{F}$  och det utgående flödets hastighet  $c_8$  beräknades  $SR$  med hjälp av ekvation (2.35). Uträkningen tog hänsyn till att Boom Overture består av fyra stycken turbofläktmotorer av typen Symphony.

Därefter beräknades också den specifika räckvidden per passagerare  $SR_p$  genom att multiplicera  $SR$  med 72, enligt ekvation (2.36). Detta då Overture ska ha mellan 65 till 80 passagerare och att medelvärdet av det var 72 passagerare.

För att kunna utvärdera effektiviteten av Overture beräknades den specifika räckvidden per passagerare för civilflygplanet Airbus A321neo. Enligt Aircraft Investigation (2022) har Airbus A321neo en specifik räckvidd på 290 m/kg och rymmer 206 passagerare.



# 4

## Resultat

Följande avsnitt kommer att behandla de resultat som erhöles av metoden.

### 4.1 Resultat för komponentspecifika värden

Resultat för komponentspecifika värden presenteras i bilaga B.

### 4.2 Prestandavärden

I tabell 4.1 redovisas dragkraften, den specifika bränsle förbrukningen samt den specifika räckvidden som erhöles.

**Tabell 4.1:** Tabellen presenterar erhållna värden från modellen som reflekterar prestandan för Symphony.

Parameter	Värde	Enhet
Dragkraft ( $F$ )	35,35	[kN]
Specifik bränsle konsumtion ( $SFC$ )	25,376	[mg/Ns]
Specifik räckvidd ( $SR$ )	87,9757	[m/kg]
Specifik räckvidd per passagerare ( $SR_p$ )	6334	[m/kg]
Vikt	1850	[kg]

Dragkraftsbehovet som erhöles från Eriksson m. fl. (2024), baserat på den vikt som uppskattades, var 56,16 kN.

### 4.3 Miljörelaterade värden

Det erhållna värdet på  $SR_p$  för Airbus A321neo var i sin tur 59740 m/kg.



# 5

## Diskussion

För att uppfylla syftet med arbetet diskuteras de erhållna resultaten i detta avsnitt. Diskussionen fokuserar på genomförbarheten av Boom Overture samt relaterade miljökonsekvenser förutsatt att den skulle tas i bruk. Vidare diskuteras också arbetets avgränsningar, felkällor och förbättringsområden.

### 5.1 Genomförbarhet

En diskussion om genomförbarheten av Boom Overture behandlas i detta avsnitt. Genomförbarheten diskuteras dels med hänsyn till kompatibiliteten mellan Symphony och Overture och dels gällande produktionen av SAF.

#### 5.1.1 Kompatibilitet med flygplanskropp

Tidigt under arbetets gång anmärktes efter grundläggande analys av renderingen, i figur 2.5, att kompatibiliteten mellan Symphony och Overture skulle kunna vara problematisk på grund av en-stegs fläkten. Detta då överljudsflygning vanligtvis behöver åtminstone en tvåstegs-fläkt för att uppnå ett tillräckligt stort *FPR* som krävs av dragkraftsbehovet.

Med resultatet av beräkningarna stärktes detta tvivel. Dragkraftsbehovet som erhöles på 56,16 kN uppfylldes inte av den dragkraft på 35,35 kN som den matematiska modellen uppskattade att Symphony kunde producera. Utifrån att skillnaden i dragkraften var så pass stort drogs slutsatsen att kompatibiliteten mellan Symphony och Overture är bristfällig. Således ansågs det att med den nuvarande konfigurationen av Symphony är genomförbarheten av att flyga Overture i mach 1,7 på 18 km höjd inte möjlig. Det går däremot inte att göra definitiva påståenden, endast rimliga antaganden, att det finns en större chans att med två fläktar i serie kunna uppnå den prestandan som annonseras.

#### 5.1.2 Produktion av SAF

Utvecklingen av storskalig produktion av SAF är av stort intresse för flygindustrin. Konsensus råder att tillväxt inom denna sektor behövs för att minska på koldioxidutsläpp i atmosfären. Problemet som uppstår är att det i nuläget är svårt att bedöma vilka företag som gör kvantitativa framsteg och vilka som endast har för avsikt att berika sig på den allmänna optimismen. För ett företag som har så grandiosa visioner om deras teknologi, är det verkligen besynnerligt att Air Company

inte öppet redovisar storleksordningen på nuvarande produktion av SAF. All marknadsföring indikerar på ett stort självförtroende gällande deras teknologi. Brist på öppenhet gör dock att det blir svårmotiverat att ha höga förväntningar på att de kommer lyckas expandera och leverera enligt deras löften. Detsamma gäller Dimensional Energy. Hur exakt Dimensional Energy ska nå målen de har satt upp för sig själva är oklart. Då deras nuvarande produktion täcker 0,3 % av Boom Technology:s behov krävs uppenbarligen en stor uppskalning av tillverkningen på kort tid. På grund av underleverantörernas ifrågasättande verksamhet är Boom Technology:s samarbete med dessa också en faktor till att genomförbarheten av Boom Overture är mindre trolig.

## 5.2 Miljöaspekter

Den specifika räckvidden per passagerare för Overture och Airbus A321neo var  $6334 \frac{\text{m}}{\text{kg}}$  respektive  $59740 \frac{\text{m}}{\text{kg}}$ . Detta innebär att den specifika räckvidden per passagerare för Airbus A321neo är nio gånger större än för Overture. Således använder Overture bränsle nio gånger mindre effektivt än ett typiskt passagerarplan. Därmed påverkar en resa med Overture atmosfären lika negativt som nio likadana resor med Airbus A321neo, under antagandet att båda flygplanen använder samma bränsle.

Med tanke på att Overture ska använda 100 % SAF, medan Airbus A321neo använder traditionellt flygbränsle, är detta dock inte hela sanningen. Utsläppen för SAF kontra traditionellt flygbränsle är i sig ungefär lika dåligt för miljön. Däremot, eftersom SAF är producerat genom koldioxidavskiljning, kan en del av dess utsläpp indirekt anses inte påverka miljön.

Gällande Dimensional Energy och Air Company, utlovar dessa att deras SAF kommer ha ett netto-noll utsläpp. Förutsatt att de skulle kunna täcka Overture:s behov i framtiden skulle dess låga specifika räckvidd per passagerare i så fall inte öka atmosfärens koldioxidhalt. Eftersom Boom Technology:s underleverantörer inte framställer koldioxid direkt från atmosfären är det dock ifrågasättande att påstå att deras SAF inte har någon negativ klimatpåverkan. I själva verket sker deras koldioxidavskiljning i industrimiljöer med en hög koncentration av koldioxid. Ingen hänsyn tas till att aktivt sänka koldioxidhalten i atmosfären för att framställa deras SAF. I och med att tillverkningsprocessen för SAF är energikrävande måste även kraftverken som förser energin vara klimatneutrala för att kunna påstå att bränslet är klimat neutralt.

## 5.3 Avgränsningar

För att designa en motor bör prestandan betraktas med hänsyn till alla relevanta flygförhållanden. Detta innebär att parametervärdena för motorn ska optimeras för alla moment som utgör en eftersökt flygrutt. En motor kan nämligen prestera väl för ett moment, utan att vara lika duglig i en annan, som följd av att olika flygför-

hållanden ställer olika krav. Kandidatarbetet inriktades på en designpunkt, därav råder det osäkerhet gällande prestandan för andra designpunkter.

## 5.4 Felkällor

För den valda metoden fanns en rad olika felkällor, vilka tas upp och diskuteras i följande avsnitt.

### 5.4.1 Renderingen

Den största felkällan var gällande renderingen i figur 2.5 från Boom Technology (u.åb). Att renderingen var skalenlig var inte garanterat. Således var uppmätta värden gällande avstånd och areor av Symphony eventuellt avsevärt felaktiga. Dessa osäkerheter påverkar i sin tur alla erhållna komponentsspecifika värden och därmed prestandavärden. Dessutom fanns även dimensioner som inte var synliga.

Vidare var det inte garanterat att renderingen korrekt återspeglade Symphony även utöver skalenligheten. Funktionalitet av olika komponenter framgår ej, och i synnerhet gäller detta avgasröret och dess munstycke. I metoden antogs det att Symphony var designad för att åstadkomma största möjliga dragkraft vid mach 1,7 på 18 km höjd. Detta antagande innebar att trycket efter avgasröret var detsamma som trycket för den omgivande atmosfären, vilket gav en viss utloppsarea. Förutsatt att avgasrörets munstycke inte är rörligt, på så vis att dess utgångsarea kan öka i storlek, är den erhållna utgångsarean i så fall för stor.

Ett motiv till varför renderingen skulle vara felaktig är att Boom Technology vill undvika att andra företag återskapar Symphony. Det kan med andra ord vara i Boom Technology:s intresse att inte dela ut information om motorkonfigurationen som kan leda till ytterligare konkurrens. Det är dessutom möjligt att Boom Technology inte har en modell som fungerar i praktiken, utan endast är till för att generera reklam och ansamla investeringar. Skepticism är inte helt omotiverat, då Boom i tidigare skede hade högre ambitioner för Overture, än vad de har i dagsläget, exempelvis designbytet från mach 2,2 till mach 1,7. Samtidigt skulle det vara underligt att presentera en rendering som inte till större grad är korrekt.

### 5.4.2 Ansättningar

På Boom Technology:s hemsida redovisades bort sett från renderingen endast ett fåtal parametervärden. Dessa värden var däremot långt ifrån tillräckliga för att modellera Symphony. Eftersom flertalet parametervärden som krävdes för den termodynamiska analysen saknades, var det i metoden tvunget att ansätta dessa värden. Osäkerheten i dessa ansatta värdena är i sin tur oklara och ingen kvantitativ analys av modellens trovärdighet kunde därför åstadkommas. Vidare är inte heller Dimensional Energy eller Air Company öppna med deras värmevärde för bränslet de producerar.



# 6

## Slutsatser

Genomförbarheten av Boom Overture är tveksam, huvudsakligen på grund av två faktorer: kompatibiliteten mellan Symphony och Overture, samt produktionen av hållbart flygbränsle (SAF).

Analysen visade att turbofläktmotorn Symphony inte uppnår den nödvändiga dragkraften, vilket innebär att motorn inte är lämplig för att driva flygplanet Overture i mach 1,7 på en höjd av 18 km. En två-stegs flätkonfiguration kan vara en lösning, men detta är endast en antagelse baserad på teoretiska överväganden.

Från analysen av företagen Dimensional Energy och Air Company kommer inte nuvarande produktion av SAF kunna uppfylla efterfrågan av SAF om detta plan sätts i drift.

Utsläppen för Overture är högre än för vanliga kommersiella flyg. Även om överljudsflygplanet Overture skulle flyga på miljöneutralt bränsle, skulle det fortfarande vara bättre för miljön att flyga i lägre hastigheter med det normala bränslet.



# Litteraturförteckning

- AIR COMPANY. (2023). *Extinction ends here | air company*.  
<https://www.youtube.com/watch?v=I-otU5W3hcA>. (Hämtad 7 maj 2024)
- AIR COMPANY. (u.å.a). *The airmade™ system*.  
<https://www.aircompany.com/technology/>. (Hämtad 7 maj 2024)
- AIR COMPANY. (u.å.b). *Mission*. <https://www.aircompany.com/mission/>.  
(Hämtad 7 maj 2024)
- Aircraft Investigation. (2022). *Airbus a321neo*.  
<https://www.aircraftinvestigation.info/airplanes/A321neo.html>.  
(2024-05-08)
- Benson, T. (u.å.). *Range - summary*. <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/VirtualAero/BottleRocket/airplane/sumran.html>. (Hämtad 3 maj 2024)
- Bettenhausen, C. (2023). *Dimensional energy | e-fuels at the right price for the economy today*. <https://cen.acs.org/environment/greenhouse-gases/Dimensional-Energy-raises-funds-CO2-chemicals/101/i41>. (Hämtad 3 maj 2024)
- Boehm, R., Yang, Z., Bell, D., Feldhausen, J. & Heyne, J. (u. å.). *Lower heating value of jet fuel from hydrocarbon class concentration data and thermo-chemical reference data: An uncertainty quantification*.  
<https://chemrxiv.org/engage/api-gateway/chemrxiv/assets/orp/resource/item/6166e003fb8619d5f6efb5/original/lower-heating-value-of-jet-fuel-from-hydrocarbon-class-concentration-data-and-thermo-chemical-reference-data-an-uncertainty-quantification.pdf>. University of Dayton.
- Boom Technology. (2022). *It's about time for a bold new era of supersonic flight*.  
<https://boomsupersonic.com/flyby/its-about-time-for-a-bold-new-era-of-supersonic-flight>. (Hämtad 6 Maj 2024)
- Boom Technology. (2024). *The revival of supersonic travel*.  
<https://boomsupersonic.com/flyby/the-return-of-supersonic-travel>.  
(Hämtad 3 Maj 2024)
- Boom Technology. (u.åa). *Boom overture*.  
<https://boomsupersonic.com/overture>. (Hämtad 27 Februari 2024)

- Boom Technology. (u.åb). *Boom symphony*.  
<https://boomsupersonic.com/symphony>. (Hämtad 27 Februari 2024)
- Britannica, E. (2020). Why was the concorde retired? *Encyclopedia Britannica*.  
<https://www.britannica.com/question/Why-was-the-Concorde-retired>.  
(Hämtad 31 Januari 2024)
- Britannica, E. (2023). Supersonic flight. *Encyclopedia Britannica*.  
<https://www.britannica.com/technology/supersonic-flight>. (Hämtad 31 Januari 2024)
- Cavcar, M. (2000). The international standard atmosphere (isa). *Anadolu University, Turkey*, 30(9), 1–6.
- CERAWEEK. (2024). *Dimensional energy | e-fuels at the right price for the economy today*. <https://ceraweek.com/program/dimensional-energy-efuels-at-the-right-price-for-the-econo-18973-813187/>. (Hämtad 3 Maj 2024)
- Dimensional Energy. (u.å.). *Our technology*.  
<https://www.dimensionalenergy.com/learn/our-technology>. (Hämtad 3 Maj 2024)
- Donaldson, A. (2024). *Nasa, lockheed martin reveal x-59 quiet supersonic aircraft*.  
<https://www.nasa.gov/news-release/nasa-lockheed-martin-reveal-x-59-quiet-supersonic-aircraft/>. (Hämtad 14 April 2024)
- Eastham, S., Fritz, T., Sanz-Morere, I., Prashanth, P., Allroggen, F., Prinn, R., ... Barrett, S. (2022). Impacts of a near-future supersonic aircraft fleet on atmospheric composition and climate. *Environ. Sci.: Atmos.*, 2, 388-403.  
<https://pubs.rsc.org/en/content/articlehtml/2022/ea/d1ea00081k>. doi: 10.1039/D1EA00081K
- Eriksson, A., Lindmark, A., Olofsson, A., Andersson, J., Bensryd, N. & Björs, S. (2024). (Personlig kommunikation med flygplansgruppen)
- Grönstedt, T. (2024). (Handledningsmöten med Tomas Grönstedt)
- Grönstedt, T. (u.å.). *Conceptual aero engine design modeling*. Chalmers Tekniska Högskola.
- Grönstedt, T., Xisto, C., Zhao, X. & Thoma, M. (2023). *An introduction to the wonderful world of aerospace propulsion*.
- International Air Transport Association. (u.å.). *Developing sustainable aviation fuel (saf)*. <https://www.iata.org/en/programs/environment/sustainable-aviation-fuels/>. (Hämtad 28 April 2024)
- Lolis, P. (2014). *Development of a preliminary weight estimation method for advanced turbofan engines* (opublicerad doktorsavhandling). Cranfield University, School of Engineering.

- Mattingly, J., Heiser, W. & Pratt, D. (2000). *Aircraft engine design* (2:a utgåvan). American Institute of Aeronautics and Astronautics. <http://ebookcentral.proquest.com/lib/chalmers/detail.action?docID=3111670>.
- Nada, T. (2014). Performance characterization of different configurations of gas turbine engines. *Propulsion and Power Research*, 3. (Hämtad 1 Maj 2024)
- NASA. (u.å.). *Quesst*. <https://www.nasa.gov/mission/quesst/>. (Hämtad 13 April 2024)
- National Energy Technology Laboratory. (u.å.). *10.2. fischer-tropsch synthesis*. <https://www.netl.doe.gov/research/carbon-management/energy-systems/gasification/gasifipedia/ftsynthesis>. (Hämtad 3 Maj 2024)
- Norris, G. (2022). *New clues emerge about boom's supersonic engine game plan*. <https://aviationweek.com/aerospace/new-clues-emerge-about-booms-supersonic-engine-game-plan>. (Hämtad 27 Februari 2024)
- Prashanth, P., Voet, L. J. A., Speth, R. L., Sabnis, J. S., Tan, C. S. & Barrett, S. R. H. (2023). Impact of design constraints on noise and emissions of derivative supersonic engines. *Journal of Propulsion and Power*, 39(3), 454-463. <https://arc.aiaa.org/doi/full/10.2514/1.B38918>. doi: 10.2514/1.B38918
- Queensland Government. (2023). *Nitrogen oxides*. <https://www.qld.gov.au/environment/management/monitoring/air/air-pollution/pollutants/nitrogen-oxides>. (Hämtad 2 Maj 2024)
- Ren, M., Zhang, Y., Wang, X. & Qiu, H. (2022). Catalytic hydrogenation of co2 to methanol: A review. *Catalysts*, 12(403). <https://www.mdpi.com/2073-4344/12/4/403>.
- Schroeder, D. (2021). *An introduction to thermal physics*. Oxford University Press.
- Schuurman, R. (2022). *Boom supersonic radically changes overture design*. <https://airinsight.com/boom-supersonic-radically-changes-overture-design/>. (Hämtad 3 Maj 2024)
- U.S. Department of Energy. (u.å.a.). *Hydrogen production: Electrolysis*. <https://www.energy.gov/eere/fuelcells/hydrogen-production-electrolysis>. (Hämtad 3 Maj 2024)
- U.S. Department of Energy. (u.å.b.). *Sustainable aviation fuels*. <https://www.energy.gov/eere/bioenergy/sustainable-aviation-fuels>. (Hämtad 3 Maj 2024)
- Wynbrandt, J. (2019). *Boom unveils more details on supersonic airliner*. <https://www.ainonline.com/aviation-news/aerospace/2019-06-15/boom-unveils-more-details-supersonic-airliner>. (Hämtad 3 Maj 2024)

XPRIZE. (2023). *This game-changing jet fuel could change aviation & climate change forever*. <https://www.youtube.com/watch?v=sqmjnK8XBtk>. (Hämtad 7 Maj 2024)

XPRIZE. (2024). *Meet the top 100 teams of xprize carbon removal*. <https://www.xprize.org/prizes/carbonremoval/articles/xprize-carbon-removal-top-100-team-book-2024>. (Hämtad 7 Maj 2024)

# A

## Värden

### A.1 Allmänna värden

Tabell A.1: Allmänna värden.

$M_0$ [-]	1,7
$h_0$ [m]	18288
$\gamma_0$ [-]	1,4
$d_{fläkt}$ [m]	1,905
$EIS$ [-]	2030
$R$ [-]	287,05

EIS står för tillträde i tjänst (entry into service) vilket används till värden för steglasten i HPC och LPC enligt (Grönstedt, u.å.).  $R$  är den specifika gaskonstanten för luft och antas vara konstant utmed hela motorn, även efter att bränsle blandas in.

### A.2 Komponentspecifika värden

Detta avsnitt har som avsikt att presentera alla värden som erhöles enligt metoden som är komponentspecifika.

#### A.2.1 Värden för fläkten

Tabell A.2: Uppmätta värden för fläkten

Uppmätta avstånd och areor för fläkten		
	Framsida	Baksida
$r_{nav}$ [m]	0,309	0,516
$r_{tipp}$ [m]	0,914	0,914
$A_2$ [m <sup>2</sup> ]	2,296	-

$A_2$  är uppmätt från framsidan av fläkten.

**Tabell A.3:** Ansatta värden för fläkten.

$\Psi_{fan}$	1,6
$M_{rel,fan}$	1,5
$e_{fan}$	0,89
$M_2$	0,65

## A.2.2 Värden för kompressorerna

**Tabell A.4:** Uppmätta värden för lågtryckskompressorn.

Uppmätta avstånd och areor för LPC			
	Steg 1	Steg 2	Steg 3
$r_{nav}$ [m]	0,499	0,499	0,499
$r_{tipp}$ [m]	0,638	0,638	0,638

**Tabell A.5:** Ansatta värden för lågtryckskompressorn.

$e_{LPC}$	0,901
$\Psi_{LPC}$	0,9323

**Tabell A.6:** Uppmätta värden för högtryckskompressorn

Uppmätta avstånd för HPC						
	Steg 1	Steg 2	Steg 3	Steg 4	Steg 5	Steg 6
$r_{nav}$ [m]	0,264	0,324	0,349	0,360	0,371	0,382
$r_{tipp}$ [m]	0,444	0,444	0,444	0,444	0,444	0,444

**Tabell A.7:** Ansatta värden för högtryckskompressorn.

$M_{rel,HPC}$	1,2
$\Psi_{HPC}$	0,8409
$e_{HPC}$	0,941

### A.2.3 Värden för förbränningskammaren

Tabell A.8: Ansatta värden för förbränningen.

$T_{t,4}$	1800 K
$e_{förbränning}$	0,86
$\gamma_{gas}$	1,333
$T_{t,ref}$	298
$\pi_{förbränning}$	0,96
Kylningsfaktor innan HPT	0,1
Kylningsfaktor efter HPT	0,1
Combust massflow ratio	0,8

### A.2.4 Värden för den lobade mixern

Tabell A.9: Uppmätta och ansatta värden för den lobade mixern.

$A_{16}$ [m <sup>2</sup> ]	0,9398
$A_6$ [m <sup>2</sup> ]	0,6866
$e_s$ [-]	0,98
$A_{6A}$ [m <sup>2</sup> ]	1,6264

### A.2.5 Värden för avgasröret

Tabell A.10: Uppmätta och ansatta värden för avgasröret.

$e_{avgasrör}$ [-]	0,98
$A_8$ [m <sup>2</sup> ]	1,5589



# B

## Resultat

**Tabell B.1:** Resultat för luftintaget.

$P_{t2}$ [Pa]	3,27E+04
$T_{t2}$ [K]	341,7159
$T_2$ [K]	315,0907
$C_{p,2}$ [ $\frac{\text{J}}{\text{kg}\cdot\text{K}}$ ]	1,005E+03
$\gamma_2$ [-]	1,3998
$MFP_2$	0,0356
$\dot{m}_2$ [ $\frac{\text{kg}}{\text{s}}$ ]	144,4601

**Tabell B.2:** Resultat för fläkten.

$a_2$ [ $\frac{\text{m}}{\text{s}}$ ]	355,8181
$c_f$ [ $\frac{\text{m}}{\text{s}}$ ]	231,2818
$\omega_f$ [ $\frac{\text{rad}}{\text{s}}$ ]	526.0421
$\Delta H_f$ [ $\frac{\text{J}}{\text{kg}}$ ]	8,28E+04
$\Delta T_f$ [K]	82,0407
$T_{t,21}$ [K]	423,7566
$FPR$ [-]	1,9553
$P_{t,21}$ [Pa]	6,39E+04
$C_{p,21}$ [ $\frac{\text{J}}{\text{kg}\cdot\text{K}}$ ]	1,015E+03
$\gamma_{21}$ [-]	1,3942
$A_{21}$ [ $\text{m}^2$ ]	0,4965
$MFP_{21}$	0,0252
$M_{21}$ [-]	0,3973

$A_{21}$  är uppmätt från framsidan av lågtryckskompressorn.

**Tabell B.3:** Resultat för sidoflödet.

$BPR$ [-]	2,715
$\dot{m}_s$ [ $\frac{\text{kg}}{\text{s}}$ ]	105,5743
$\dot{m}_k$ [ $\frac{\text{kg}}{\text{s}}$ ]	38,8859

**Tabell B.4:** Resultat för lågtryckskompressorn.

$\omega_{LPC} \left[ \frac{\text{rad}}{\text{s}} \right]$	526,0421
$\Delta H_{LPC} \left[ \frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$	1,25E+05
$\Delta T_{LPC} \text{ [K]}$	121,9049
$T_{t,25} \text{ [K]}$	545,6615
$\pi_{LPC} \text{ [-]}$	2,2362
$P_{t,25} \text{ [Pa]}$	1,43E+05
$C_{p,25} \left[ \frac{\text{J}}{\text{kg}\cdot\text{K}} \right]$	1,038E+03
$\gamma_{25} \text{ [-]}$	1,3822
$A_{25} \text{ [m}^2\text{]}$	0,4004
$MFP_{25}$	0,0159
$M_{25} \text{ [-]}$	0,2365
$T_{25} \text{ [K]}$	539,8913

$A_{25}$  är uppmätt från framsidan av högtryckskompressorn.

**Tabell B.5:** Resultat för högtryckskompressorn.

$a_{25} \left[ \frac{\text{m}}{\text{s}} \right]$	462,8340
$\omega_{HPC} \left[ \frac{\text{rad}}{\text{s}} \right]$	1,23E+03
$\Delta H_{HPC} \left[ \frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$	5,87E+05
$\Delta T_{HPC} \text{ [K]}$	534,3918
$T_{t,3} \text{ [K]}$	1,08E+03
$\pi_{HPC} \text{ [-]}$	9,2262
$P_{t,3} \text{ [Pa]}$	1,32E+06
$C_{p,3} \left[ \frac{\text{J}}{\text{kg}\cdot\text{K}} \right]$	1,154E+03
$\gamma_3 \text{ [-]}$	1,3311
$A_3 \text{ [m}^2\text{]}$	0,1609
$MFP_3$	0,006
$M_3 \text{ [-]}$	0,0889

**Tabell B.6:** Resultat för förbränningen.

$LHV$	43500000
$FAR \text{ [-]}$	0,0231
$C_{p,4} \left[ \frac{\text{J}}{\text{kg}\cdot\text{K}} \right]$	1,291E+03
$\dot{m}_k \left[ \frac{\text{kg}}{\text{s}} \right]$	38,8859
$\gamma_4 \text{ [-]}$	1,2858
$P_{t,4} \text{ [Pa]}$	1,27E+06

Tabell B.7: Resultat för högtrycksturbinen.

$\omega_{HPT} \left[ \frac{\text{rad}}{\text{s}} \right]$	1,23E+03
$T_{t,4m} \text{ [K]}$	1,72E+03
$C_{p,4m} \left[ \frac{\text{J}}{\text{kg}\cdot\text{K}} \right]$	1,28E+03
$\gamma_{4m} [-]$	1,2892
$\Delta H_{HPT} \left[ \frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$	6,36E+05
$\Delta T_{HPT} \text{ [K]}$	492,8404
$T_{t,45} \text{ [K]}$	1,31E+03
$\pi_{HPT} [-]$	4,9661
$P_{t,45} \text{ [Pa]}$	2,55E+05
$C_{p,45} \left[ \frac{\text{J}}{\text{kg}\cdot\text{K}} \right]$	1,24E+03
$\gamma_{45} [-]$	1,3021
$T_{t,45m} \text{ [K]}$	1,29E+03
$C_{p,45m} \left[ \frac{\text{J}}{\text{kg}\cdot\text{K}} \right]$	1,23E+03
$\gamma_{45m} [-]$	1,3041

Tabell B.8: Resultat för lågtrycksturbinen.

$\omega_{LPT} \left[ \frac{\text{rad}}{\text{s}} \right]$	526,0421
$\Delta H_{LPT} \left[ \frac{\text{J}}{\text{kg}} \right]$	4,23E+05
$\Delta T_{LPT} \text{ [K]}$	338,2888
$T_{t,5} \text{ [K]}$	947,6981
$\pi_{LPT} [-]$	4,2148
$P_{t,5} \text{ [Pa]}$	6,05E+04
$C_{p,5} \left[ \frac{\text{J}}{\text{kg}\cdot\text{K}} \right]$	1,17E+03
$\gamma_5 [-]$	1,325

Tabell B.9: Resultat för lobade mixern.

$P_{t,16}$ [Pa]	6,26E+04
$MFP_{16}$	0,0369
$M_{16}$ [-]	0,7021
$MFP_6$ [s]	0,0295
$M_6$ [-]	0,5009
$T_{16}$ [K]	386,2254
$a_{16}$ [ $\frac{m}{s}$ ]	393,1569
$c_{16}$ [ $\frac{m}{s}$ ]	276,0475
$T_6$ [K]	910,5825
$a_6$ [ $\frac{m}{s}$ ]	588,4779
$c_6$ [ $\frac{m}{s}$ ]	294,7733
$\dot{m}_{avgasrör}$ [ $\frac{kg}{s}$ ]	145,3572
$T_{t,7}$ [K]	573,7905
$C_{p,7}$ [ $\frac{J}{kg \cdot K}$ ]	1,06E+03
$\gamma_7$ [-]	1,3736
$P_6$ [Pa]	5,14E+04
$P_{16}$ [Pa]	4,51E+04
$I_{in}$	1,19E+05
$P_7$ [Pa]	4,68E+04
$M_7$ [-]	0,6365
$P_{t,7}$ [Pa]	6,12E+04
$T_7$ [K]	583,7905
$a_7$ [ $\frac{m}{s}$ ]	462,5973
$c_7$ [ $\frac{m}{s}$ ]	294,4318

Tabell B.10: Resultat för avgasröret.

$T_{t,8}$ [K]	583,7905
$P_{t,8}$ [Pa]	6,00E+04
$C_{p,8}$ [ $\frac{J}{kg \cdot K}$ ]	1,01E+03
$\gamma_8$ [-]	1,397
$MFP_8$	0,0230
$M_8$ [-]	2,0462
$T_8$ [K]	327,5641
$a_8$ [ $\frac{m}{s}$ ]	362,4367
$c_8$ [ $\frac{m}{s}$ ]	741,6157
$P_8$ [Pa]	7,17E+03
$A_8$ [m <sup>2</sup> ]	2,546

DEPARTMENT OF SOME SUBJECT OR TECHNOLOGY  
CHALMERS UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

Gothenburg, Sweden

[www.chalmers.se](http://www.chalmers.se)



**CHALMERS**